

Н.М. БЕЛЯЕВ

**РАСЧЕТ
ПНЕВМО-
ГИДРАВЛИЧЕСКИХ
СИСТЕМ РАКЕТ**

Н. М. БЕЛЯЕВ

РАСЧЕТ
ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКИХ
СИСТЕМ
РАКЕТ



МОСКВА «МАШИНОСТРОЕНИЕ» 1983

ББК 39.62
Б43
УДК 629.7.036.001.2(082)

Рецензент д-р техн. наук С. Д. Гришин

Беляев Н. М.
Б43 Расчет пневмогидравлических систем ракет. — М.: Машиностроение, 1983. 219 с., ил.

В пер.: 1 р. 10 к.

В книге изложены основы теории расчета основных характеристик пневмогидравлических систем. Рассмотрены принципиальные схемы пневмогидравлических систем. Большое внимание уделено вопросам гидродинамики топливных систем. Подробно рассмотрены процессы в топливных баках при их наддуве. Приведены иллюстрации методов расчета и проектирования.

Книга рассчитана на инженерно-технических работников, занимающихся расчетом и проектированием деталей аппаратов. Она будет полезна также студентам вузов соответствующих специальностей.

Б 360700000—440
038(01)-83 Свод. пл. подписных изд. 1983 г.

ББК 39.62
6Т6

Пневмогидравлическая система является неотъемлемой частью ракеты и оказывает значительное влияние на ее работоспособность. При проектировании пневмогидросистемы необходимо выбрать оптимальный вариант системы питания и определить ее основные характеристики.

В отечественной и зарубежной литературе имеется значительное количество работ, посвященных вопросам расчета и выбора основных проектных параметров пневмогидросистем. Однако эти работы носят разрозненный характер и отражают лишь частные вопросы разработки этих систем.

В предлагаемой книге последовательно и систематизированно изложен ряд задач, связанных с расчетом и выбором основных параметров пневмогидравлических систем. Вследствие бурного развития ракетно-космической техники в одной книге не представляется возможным осветить все последние достижения в рассматриваемой области. Однако, приведенный в данной книге материал дает читателю необходимое представление о существующих проблемах как теоретической, так и экспериментальной отработки пневмогидросистем.

Автор приносит глубокую благодарность академику АН УССР В. С. Буднику, д-ру техн. наук, проф. М. И. Дуплищеву, д-ру техн. наук, проф. Е. К. Мошкину, д-ру физ.-мат. наук, проф. В. А. Остапенко, канд. техн. наук И. Г. Писареву за ценные замечания, высказанные при обсуждении будущей книги.

Большую помощь в проведении части исследований оказали инженер Н. П. Сытник, доцент Н. П. Белик, канд. техн. наук Г. И. Ильин, которым автор выражает свою признательность.

Отзывы, критические замечания и пожелания следует направлять по адресу: Москва, 107076, Москва, Б-76, Стромынский пер., 4, издательство «Машиностроение».

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАКЕТАХ И РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

В настоящее время на ракетах-носителях и космических летательных аппаратах широко применяются два основных типа двигательных установок: двигательные установки на жидком топливе и двигательные установки на твердом топливе.

Ракета-носитель — летательный аппарат, использующий ракетные двигатели и способный доставлять объект в заданную точку космического пространства с заданной скоростью.

Космический летательный аппарат — летательный аппарат, летящий в космическом пространстве по орбите, который может иметь средства для изменения орбиты полета. Силовая установка аппарата называется ракетной двигательной установкой.

Ракетный двигатель — реактивный двигатель, не использующий для своей работы из окружающей среды ни энергию, ни рабочее тело. Ракетная двигательная установка имеет источник энергии и запас рабочего тела и предназначена для получения тяги путем преобразования любого вида энергии в кинетическую энергию рабочего тела, отбрасываемого от двигателя в окружающую среду. В настоящее время подавляющее большинство ракетных двигателей используют химическую энергию — химическое топливо. Источником энергии служит реакция горения, идущая с выделением тепла.

В данной книге двигательные установки на твердом топливе не рассматриваются. Двигательная установка с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) состоит из одного или нескольких двигателей; топливных баков; расходных магистралей и вспомогательных устройств и систем, обеспечивающих заправку баков компонентами топлива и зарядку аккумуляторов давления, хранение компонентов топлива, предпусковой и основной наддув баков, подачу компонентов топлива в камеру сгорания ЖРД во время работы; системы запуска, регулирования и отключения.

На рис. 1.1 и 1.2 приведены принципиальные конструктивные схемы одноступенчатой и двухступенчатой ракет [55].

На рис. 1.2 приведена принципиальная конструктивная схема двухступенчатой ракеты с последовательным соединением ступеней. Из рисунка видно, что двухступенчатая ракета состоит из головной части, первой и второй ступеней. Каждая ступень имеет те же системы, что и одноступенчатая ракета. Вторая ступень соединяется в первой с помощью переходного отсека δ разрывными болта-

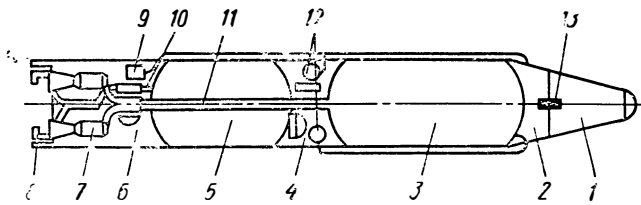


Рис. 1.1. Принципиальная схема одноступенчатой ракеты:

1 — головная часть; 2 — переходной отсек; 3 — бак окислителя; 4 — приборный отсек; 5 — бак горючего; 6 — хвостовой отсек; 7 — двигатель; 8 — органы системы управления; 9 — пневмосистема; 10 — система горючего; 11 — система окислителя; 12 — система наддува; 13 — система отделения головной части

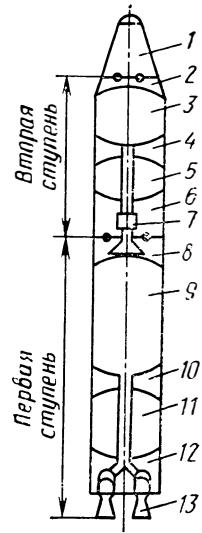


Рис. 1.2. Принципиальная схема двухступенчатой ракеты:

1 — головная часть; 2 — переходной отсек; 3 — бак окислителя; 4 — приборный отсек; 5 — бак горючего; 6 — хвостовой отсек; 7 — двигатель; 8 — переходной отсек; 9 — бак окислителя; 10 — приборный отсек; 11 — бак горючего; 12 — хвостовой отсек; 13 — двигатель

ми или быстродействующими замками. При одинаковых диаметрах ступеней применяются цилиндрические переходные отсеки при разных диаметрах ступеней — переходные отсеки конической формы. В многоступенчатых ракетах имеется система разделения ступеней. Многоступенчатые ракеты по способу соединения ступеней выполняются по схеме с последовательным, параллельным — в виде пакета и комбинированным соединением ступеней. Каждая ступень ракеты состоит из баков для компонентов топлива, двигательной установки, приборов управления, если они имеются в отделяющейся ступени. В полете ступени отделяются в определенном порядке, после израсходования основной массы топлива, находящейся на данной ступени.

На рис. 1.3 приведены принципиальные конструктивные схемы многоступенчатых ракет [55].

На рис. 1.3, а приведена принципиальная схема составной ракеты с последовательным соединением ступеней. В такой схеме ступени ракет соосно располагаются одна за другой. Такие схемы называют схемами с поперечными делениями ступеней или тан-

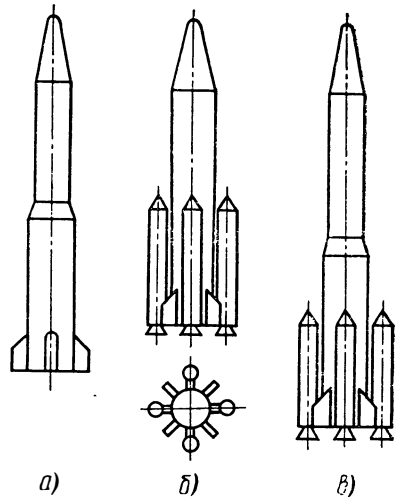


Рис. 1.3. Принципиальная схема многоступенчатых ракет:

а — с последовательным соединением ступеней (танدمная схема); б — с параллельным соединением ступеней (пакетная схема); в — с комбинированным соединением ступеней (схема пакет — тандем)

демной схемой. В таких ракетах сначала работают ракетные двигатели первой ступени. При достижении ракетой заданной скорости первая ступень отделяется и включается двигательная установка второй ступени. При достижении заданной скорости двигательная установка последней ступени выключается и отделяется головная часть. Примером таких ракет являются: двухступенчатые ракеты «Титан-2», «Космос», трехступенчатые ракеты-носители: «Сатурн-5», «Европа-1» и др. [41, 44, 67].

На рис. 1.3, б приведена принципиальная схема составной ракеты с параллельным соединением ступеней. Ступени соединены одна с другой в пакете, так что их продольные оси параллельны или наклонены одна к другой на небольшой угол. Такие ракеты можно создать, соединяя в связку необходимое количество одноступенчатых ракет. В качестве ступеней могут использоваться как твердотопливные, так и жидкостные двигатели.

В ракетах-пакетах первая и вторая ступени могут состоять из нескольких двигателей с собственными топливными баками. Разделение ступеней осуществляется в плоскостях, параллельных продольной оси ракеты. Ракеты-пакеты иногда называют ракетами с продольным делением ступеней. В виде пакета может выполняться также и вторая ступень. Порядок включения и выключения двигателей и отделение ступеней пакетной схемы может быть самым различным и зависит от конкретной конструктивной схемы ракеты.

На старте запускаются двигательные установки либо только боковых блоков, либо сразу всех блоков. После израсходования топлива боковых блоков последние отделяются, а центральный блок продолжает полет (ракеты-носители «Спутник» и «Атлас»).

На рис. 1.3, в приведена принципиальная схема составной ракеты с комбинированным соединением ступеней (схема «пакет — тандем»). Такие схемы составных ракет сочетают пакетное и последовательное соединение ступеней (первая и вторая ступени соединяются в пакет, а третья — со второй ступенью последовательно). Примером таких составных ракет являются ракета-носитель «Союз» и «Титан-3с». Центральный блок трехступенчатой ракеты — с последовательным соединением ступеней, на ракету «Титан-3с» навешиваются два стартовых РДТТ, которые включаются одновременно сразу после включения двигательной установки первой ступени [67].

Таким образом, независимо от числа ступеней и типа используемого топлива, ракета состоит из корпуса, двигателя, систем: отделения головных частей, разделения ступеней, системы питания, аппаратуры системы управления и исполнительных органов управления.

Жидкие ракетные топлива

Жидкие ракетные двигатели работают на однокомпонентных (унитарных) и двухкомпонентных топливах.

Однокомпонентные топлива представляют собой индивидуальные жидкие химические соединения (перекись водорода, гидразин, нитрометан и др.), способные при разложении выделять энергию с

образованием газообразных продуктов, или смеси горючих с окислителем в необходимых для горения соотношениях (например, смесь перекиси водорода, этиловый спирт — вода и др.). Однокомпонентное топливо размещается в баке и подается в камеры через форсунки [18].

Двухкомпонентные топлива состоят из двух составных частей (компонентов) — горючего и окислителя, которые помещаются на ракете в отдельных баках, подаются в камеру сгорания отдельно и смешиваются внутри камеры сгорания.

Компонент топлива, который подвергается окислению в процессе сгорания, называется горючим, а компонент топлива, окисляющий горючее, называется окислителем. Под окислением в общем случае понимается реакция горючих элементов с кислородом, фтором, хлором и т. п.

Процесс окисления — обмен электронами на внешней электронной оболочке атомов, участвующих в процессе горения. В процессе окисления атомы горючих элементов отдают свои электроны, а атомы окислительных элементов — приобретают их. Окислитель и горючее в общем случае могут быть элементарными (жидкий кислород, фтор, жидкий водород и др.) и сложными соединениями, в состав которых входят как окислительные, так и горючие элементы. В состав горючего в преобладающем количестве входят горючие элементы: углерод С, водород H_2 , бор В, алюминий Al, литий Li, бериллий Be и др., а в состав окислителя — кислород O_2 , фтор F_2 , хлор Cl и др. [4, 33].

В табл. 1.1 приведены основные физико-химические свойства некоторых горючих и окислителей.

Двухкомпонентные топлива могут быть самовоспламеняющиеся и несамовоспламеняющиеся. Самовоспламеняющиеся компоненты при соприкосновении воспламеняются и не требуют специальной системы зажигания. К ним относятся топлива на основе азотной кислоты и окислов азота совместно с горючим — несимметричный диметилгидразин (НДМГ), тонка — 250, гидразин и др. [4, 33].

Несамовоспламеняющиеся топлива требуют установки в камере сгорания специальной системы зажигания (топлива жидкий кислород + спирт, жидкий кислород + жидкий водород и т. д.) [4, 33].

Самовоспламеняющиеся компоненты топлива имеют ряд преимуществ перед несамовоспламеняющимися, а именно:

упрощается система запуска двигателя и пневмогидравлическая система двигательной установки;

уменьшается опасность взрыва в камере сгорания при запуске и остановке двигателя;

уменьшаются объем и масса камеры сгорания;

период задержки воспламенения самовоспламеняющихся топлив должен быть не более 0,03 с.

В ракетной технике широкое применение нашли как низкокипящие, так и высококипящие компоненты топлива. К низкокипящим компонентам топлива относятся горючие и окислители с критической температурой ниже верхнего эксплуатационного диапазона

Таблица 1.1

Физико-химические свойства горючих и окислителей [4,33]

Компонент	Формула	Температура кипения, К	Температура кипения, К	Теплота испарения, кДж/кг	Плотность, кг/м ³ · 10 ⁻³	Химическая стабильность	Стоимость, 1 кг (доллары)
Горючие							
Водород	H ₂	13,9	20,4	452	0,071	Стабильный	—
Аммиак	NH ₃	195,4	239,8	1370	0,68	То же	0,09
Триэтиламин	(C ₂ H ₅) ₃ N	158,2	362,2	311	0,728	»	—
Гидразин	N ₂ H ₄	274,7	386,7	1335	1,01	»	4,4
Монометилгидразин	H ₂ N—NH(CH ₃)	220,8	361,7	877	0,875	»	—
Диметилгидразин несимметричный	H ₂ N—N(CH ₃) ₂	215,9	336,1	583	0,790	»	3,3
Ксилидин	C ₆ H ₃ (CH ₃) ₂ NH ₂	288,7	490,2	379	0,977	»	—
Этиловый спирт	C ₂ H ₅ OH	158,6	351,7	837	0,789	»	—
Анилин	C ₆ H ₅ NH ₂	266,9	457,5	—	1,022	»	—
Керосин	C ₇₋₂₁ H ₁₃₋₂₃	200—220	450	—	0,82—0,85	»	0,033
Пентаборан	B ₅ H ₉	226,3	331,2	481	0,633	Стабильный в герметичной таре	—
Окислители							
Кислород	O ₂	54,4	90,1	213,5	1,144	Стабильный	0,1
Озон	O ₃	80,7	161,3	306	1,35	Недостаточно стабильный	— I
Фтор	F ₂	55,2	85,2	172,5	1,51	Стабильный	13,2
Азотная кислота	HNO ₃	231,5	359,0	625	1,52	Недостаточно стабильная	0,26
Перекись водорода	H ₂ O ₂	273,5	423,7	1520	1,46	То же	1,1
Четырехокись азота	N ₂ O ₄	261,9	294,3	415	1,451	Стабильная	0,18
Окись фтора	OF ₂	49,3	128,3	205,5	1,52	»	—

температур (ниже +50°С), т. е. горючие (водород, аммиак) и окислители (жидкий кислород, жидкий озон, жидкий фтор, фтористый кислород и др.) [33].

Низкокипящие компоненты топлива при хранении интенсивно испаряются и требуют применения теплоизолированных емкостей.

Высококипящие компоненты топлива — это топлива длительного хранения, которые можно длительно хранить при обычных температурах без существенных потерь.

Низкокипящие компоненты топлива, особенно топлива на основе жидкого кислорода, нашли широкое применение в двигательных установках ракет-носителей космических летательных аппаратов.

Топливо керосин+кислород широко используется как в СССР (двигатели РД-107 и РД-108 ракеты «Восток»), так и в США (двигатели ракет «Атлас», «Юпитер», «Тор», «Сатурн-5», «Титан-1»). Практическое применение нашло топливо несимметричный диметилгидразин+жидкий кислород, оно используется в двигателе РД-119 второй ступени ракеты «Космос» [4, 27, 28, 33, 44].

Топливо жидкий водород+жидкий кислород применяется в двигательных установках второй и третьей ступеней ракеты «Сатурн-5», ракеты «Кентавр» [4, 38, 41].

Топлива на основе N_2O_4 и НДМГ или аэрозин-50 имеют высокие энергетические характеристики. Топливо N_2O_4 +аэрозин-50 используется в двигателях ракеты «Титан-2» и «Титан-3С», а также применяется для маршевого двигателя космического корабля «Аполлон» [4, 67].

Топлива на основе азотной кислоты (HNO_3 +окислы азота) имеют сравнительно невысокие характеристики, но широкий диапазон жидкого состояния [4].

На первой ступени ракеты «Космос» используется четырехкамерный двигатель РД-214, работающий на высококипящем азотном окислителе и продуктах переработки керосина [28, 44].

Однокомпонентные (унитарные) топлива используются в ракетных микродвигателях для реактивных систем управления космических летательных аппаратов, а также в качестве источника энергии для привода турбонасосных агрегатов и т. п.

Однокомпонентное топливо гидразин используется в двигательной установке космического корабля «Маринер», а также космического корабля «Пионер» [16, 44].

Двигательная установка системы ориентации пилотируемого спутника «Меркурий» работает на однокомпонентном топливе — перекиси водорода. Перекись водорода на ракетах V-2, ракете «Авангард» и ракетах «Космос» и «Восток» используется в качестве рабочего тела для привода турбины [16, 18, 28, 44].

Основные параметры, характеризующие ракетные двигатели

Тяга и удельная тяга являются важными параметрами ракетного двигателя. Уравнение для определения тяги при допущении об одномерном движении газа по соплу ракетного двигателя имеет вид

$$R = Gw_c + (p_c - p_0)F_c, \quad (1.1)$$

где G — секундный расход рабочего тела, кг/с; p_c — давление газов на срезе сопла, Н/м²; p_0 — давление окружающей среды, Н/м²; w_c — скорость газа на срезе сопла, м/с; F_c — площадь среза сопла, м².

При работе двигателя в космических условиях давление окружающей среды составляет 10^{-2} ... 10^{-3} Н/м², поэтому можно приближенно считать, что $p_0 = 0$. Тогда выражение (1.1) примет вид

$$R = Gw_c + p_c F_c. \quad (1.2)$$

Таблица 1.2

Характеристика некоторых стабильных топлив при $\rho_k/\rho_c=70/1$ и оптимальном соотношении компонентов [4]

Окислитель	Горючее	α	$\chi \cdot 10^{-3}$ кг·окс/кг·г	$\rho_r \cdot 10^{-3}$ кг/д ³	Т _к , К	Т _с , К	n	$P_{уд}$, Н·с/кг	$P_{уд}^{э}$, Н·с/кг
HNO ₃ + окислы азота	Керосин	0,9	4,76	1,36	3170	1854	1,157	2580	2806
HNO ₃ + окислы азота	Смесь аминов	0,9	4,16	1,35	3173	1848	1,158	2580	2806
HNO ₃ + окислы азота	НДМГ	0,9	3,01	1,27	3165	1771	1,169	2678	2904
N ₂ O ₄	НДМГ	1,0	3,06	1,18	3413	2245	1,132	2776	3021
N ₂ O ₄	50% НДМГ + 50% N ₂ H ₄	1,0	2,25	1,20	3333	2098	1,143	2815	3061
90%-ный Н ₂ O ₂	Керосин	0,9	7,17	1,27	2773	1479	1,177	2590	2806

Удельная тяга — это тяга, отнесенная к секунднему расходу рабочего тела, $P_{уд} = R/G$. Введя понятие эффективной скорости истечения газа из сопла $w_3 = w_c + pF_c/G$, можно представить удельную тягу на любом режиме следующим уравнением:

$$P_{уд} = \dot{w}_3.$$

Удельная тяга является одним из важнейших параметров ракетного двигателя, поскольку этот параметр характеризует его экономичность, т. е. степень совершенства рабочего процесса и энергетику применяемого топлива. Для современных ракетных двигателей $P_{уд} = 250 \dots 450$ единиц.

В табл. 1.2 приведены характеристики некоторых стабильных топлив, а в табл. 1.3 некоторых топлив на основе жидкого кислорода.

Полный импульс силы тяги определяется интегралом от тяги, взятым по полному времени работы двигателя

$$J_{\Sigma} = \int_0^{\tau} R dt,$$

где R — тяга двигателя; τ — время работы, с.

Величина полного импульса определяется техническим назначением летательного аппарата и является одним из важнейших параметров, характеризующих двигатель, так как от величины полного импульса зависит выбор типа системы подачи топлива.

Важной характеристикой качества двигательной установки является удельная масса двигателя — это масса двигателя в рабочем состоянии, отнесенная к развиваемой им тяге $g_{дв} = G_{дв}/R$.

Таблица 1.3

Характеристики некоторых топлив на основе жидкого кислорода $O_{2ж}$ при $p_k/p_c = 70/1$ и оптимальном соотношении компонентов [4]

Горючее	α	λ кг·ок/кг·г	$\rho_f \cdot 10^{-3}$, кг/м ³	T_k , К	T_c , К	n	$P_{уд}$, Н·с/кг	$P_{уд}^{II}$, Н·с/кг
Этиловый спирт 95%	0,9	1,78	0,99	3411	2306	1,124	2828	3080
Керосин	0,8	2,70	1,02	3690	2482	1,129	2923	3188
НДМГ	0,9	1,92	0,99	3624	2487	1,124	3012	3286
(NI_3) _ж	1,0	1,41	0,89	3065	1710	1,170	2884	3227
(H_2) _ж	0,7	5,56	0,35	3422	1888	1,174	3787	4081

Для ракетных двигателей первой ступени масса относится к тяге на Земле, а для остальных — к тяге в пустоте. Удельная масса двигателя характеризует степень совершенства двигателя. Удельная масса двигателя ракеты V-2 составляла $g_{дв} = 0,037$, а современных ракетных двигателей Н-1 или F-1 имеет $g_{дв} = 0,01 \dots 0,014$, т. е. в 3...3,5 раза меньше. В настоящее время некоторые двигатели имеют $g_{дв} = 0,008$, т. е. на каждый килограмм тяги приходится всего лишь 8 граммов конструкции двигателя [25].

Современные ракетные двигатели разнообразны по своим характеристикам. Величина тяги позволяет судить о масштабах ракетных двигателей (массе и габаритах).

Ракетные двигатели, предназначенные для управления движением космического аппарата на траектории и, в частности, его ориентации и стабилизации, коррекции скорости полета и траектории, проведения маневров по стыковке с другими аппаратами, имеют тяги от 1 до 1000 Н.

Тяга маршевых (основных) двигателей ракет-носителей достигает больших значений. Например, двигатель F-1 имеет тягу $R = 6,67$ МН. Существуют двигатели с тягами $R = 26,5$ МН и даже 137,3 МН. Тяга двигательной установки первой ступени ракеты «Сатурн-5» 33,4 МН [38].

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ

2.1. СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ. НАЗНАЧЕНИЕ СИСТЕМ ПИТАНИЯ И ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К НИМ

К системам питания относятся топливные системы, системы наддува, пневмосистемы и системы регулирования соотношения расходов компонентов топлива. Данные системы служат для питания ЖРД компонентами топлива и регулирования расхода компонентов, т. е. для улучшения массовых и баллистических характеристик ракеты.

Топливные системы служат для размещения на ракете заданного запаса топлива и его подвода от баков к насосам под необходимым давлением и в нужном количестве, а также для заправки баков и слива из них компонентов топлива. Они состоят из двух автономных систем: системы горючего и системы окислителя. Конструкция топливных систем зависит от устройства ракеты, устройства двигателей, состава топлива и других факторов.

Топливные системы — совокупность емкостей, трубопроводов и агрегатов автоматики (клапанов, регуляторов).

Для обеспечения заданного режима работы двигательной установки используются различные регуляторы. Основными из них являются: регулятор изменения тяги (или давления в камере сгорания) по заданному режиму полета и регулятор (стабилизатор) соотношения компонентов топлива.

Система наддува предназначена для поддержания требуемого давления в свободном объеме топливных баков («газовой подушке»). В состав системы наддува обычно входят: источник наддува, жиклеры, клапаны, трубопроводы, разрывные мембраны, пасадок для ввода газа в бак и т. д. Источник наддува — для хранения или выработки газов наддува. Жиклер или другое регулирующее устройство обеспечивает заданный расход газа наддува. Клапан пропускает газы наддува в бак или прекращает их поступление в бак по командам от системы управления. Элементы системы наддува соединяются трубопроводами. На ракете используются системы предстартового и основного наддува топливных баков. Предстартовый наддув топливных баков производится перед запуском двигателей, а основной — во время полета. Пневмосистема является вспомогательной системой и предназначена для обслуживания топливных систем и систем наддува. Пневмогидросистемы применяются для решения следующих задач.

1. Наполнения аккумуляторов давления газом и поддержания заданного давления до момента старта.
2. Предстартового наддува топливных баков.
3. Управления работой пневмоавтоматики.
4. Контроля давления в баках при предстартовом и основном наддуве.
5. Продувки некоторых устройств ракеты.

В состав пневмосистемы входят: емкости для сжатого газа, система трубопроводов для подачи газов к потребителям, регулирующие устройства (редукторы или дроссели), распределительные устройства, перекрывающие путь газу или направляющие его движение в определенном направлении, контролирующие устройства (реле давления и др.), вспомогательные устройства (фильтры и др.).

Пневмосистема состоит из отдельных магистралей, каждая из которых выполняет определенную задачу. В зависимости от величины давления магистрали делятся:

1. На магистрали высокого давления, которые используются для заполнения аккумуляторов давления и предстартового наддува баков, давление в магистралях 14...30 МПа.

2. На магистрали управляющего давления, которые применяются для управления работой пневмоавтоматики, давление в магистралях 3,0 МПа.

3. На магистрали низкого давления, которые применяются для контроля давления в баках и продувки магистрали, давление в магистралях 0,2...0,3 МПа.

Для уменьшения массы пневмосистемы необходимо:

- 1) сокращать число задач, решаемых пневмосистемой, т. е. уменьшать ее разветвленность; 2) использовать наземные емкости, а также регулирующие, распределительные и контролирующие элементы на наземных устройствах. С этой целью в предпусковой период к ракете может подсоединяться стартовый пневмошток, являющийся частью пневмосистемы ракеты, предназначенный для обслуживания предпускового периода.

Внебортовые системы до старта соединены с бортовыми герметичными соединениями, которые при старте расстыковываются либо соответствующим образом разделяются.

К пневмосистемам предъявляются следующие требования.

1. Малая масса.
2. Простота конструкции пневмосистемы.
3. Малые гидравлические сопротивления.
4. Обеспечение нормального функционирования обслуживаемых агрегатов в течение заданного времени.
5. Высокая герметичность. При негерметичности пневмосистемы могут не сработать агрегаты автоматики.

Нормальное функционирование пневмосистемы оценивается следующими показателями:

временем, необходимым для достижения заданного давления у потребителя (давления, необходимого для срабатывания агрегатов пневмоавтоматики, давления предварительного наддува в баках и т. д.); потребным расходом газа при предстартовом наддуве и при

различных продувках магистралей; безынерционным контролем давления в аккумуляторах давления, топливных баках и т. д.

В состав систем питания входят различные по назначению и устройству агрегаты автоматики, обеспечивающие работу пневмогидравлической системы в заданной последовательности. Агрегаты автоматики служат для автоматического открытия и закрытия различных магистралей по командам, поступающим с пультов наземного оборудования (в предпусковой период) или от системы управления (в полете). Агрегаты автоматики разделяются на заправочно-сливные клапаны, дренажно-предохранительные, разделительные клапаны, обратные клапаны, вентили слива, электропневмоклапаны, запорные вентили и реле давления. Реле давления (сигнализаторы давления), контролирующие величину давления газа в баках и баллонах, выдают соответствующие сигналы в другие системы ракеты: дренажно-предохранительные клапаны, предназначенные для стравливания излишнего газа из баков; электро-, пневмо- и пироклапаны, обеспечивающие подачу или прекращение подачи газа или топлива при воздействии на них соответствующего электрического сигнала, и ряд других элементов. Для обеспечения нормальной работы пневмогидравлической системы агрегаты автоматики должны иметь высокую надежность и точность работы в различных условиях эксплуатации ракеты.

Назначение и основные требования к агрегатам систем питания

Узлы и агрегаты системы питания должны обеспечить:

заправку и слив компонентов топлива; хранение компонентов в топливных баках; запуск, быстрый выход на режим нормальной работы двигателя (газогенератора) и т. п.; минимальный разброс характеристик; изменение режима работы по заданному закону; прекращение работы в определенный момент времени.

Отказ в работе элементов системы питания (несрабатывание электропневмоклапана, разрыв баллонов со сжатым газом и др.) приводит к нарушению функционирования системы и к аварии при пуске или полете ракеты. Кроме того, даже при нормальном функционировании всех элементов система может не обеспечить безотказный пуск или полет ракеты. Это может иметь место при выходе параметров системы питания ракеты за допустимые пределы вследствие неблагоприятного сочетания допусков на проходные сечения питающих трактов системы, неучете законов распределения ряда исходных параметров, влияющих на выходные параметры системы питания. В связи с этим надежность системы питания характеризуется двумя показателями:

надежностью обеспечения параметров системы в заданных пределах;

надежностью функционирования системы.

Общими требованиями ко всем узлам и агрегатам, входящим в состав системы подачи топлива, являются следующие:

— обеспечение нормального функционирования установок (аг-

регатов) в процессе обслуживания на земле и в полете; требуемый ресурс работы; достаточная прочность и стойкость к вибрациям при малой массе; надежность работы в широком диапазоне температур окружающей среды при колебаниях внешнего давления, при наличии перегрузок; безопасность и удобство в эксплуатации; способность к длительному хранению (стабильность характеристик после длительного хранения) в складских и полевых условиях; малые гидравлические сопротивления; минимальные габариты, масса и потребляемая мощность; высокая надежность; необходимая герметичность подвижных и неподвижных соединений агрегатов; простота конструкции, сборки, размещения и крепления на борту ракеты; минимальная стоимость изготовления и эксплуатации; ремонтпригодность восстанавливаемых систем.

Из перечисленных требований основным ко всем узлам и агрегатам систем питания ракет и космических летательных аппаратов является требование надежности и малой массы.

Под надежностью агрегатов понимается их свойство выполнять все функции в заданных условиях эксплуатации (рабочие температуры, давление, возможные атмосферные воздействия, перегрузки, вибрации и т. д.). Требование надежности подчиняет себе все другие факторы, характеризующие конструкцию: массу, технологичность, экономичность, прочность и т. д. Надежность работы агрегата определяется его принципиальной схемой и закладывается на этапе проектирования (схемная надежность). Необходимо стремиться к сокращению количества деталей, особенно движущихся, что дает возможность уменьшить вероятность заедания, заклинивания, появления надиров и других дефектов. Удовлетворение перечисленных требований достигается конструктивной схемой агрегатов, тщательной экспериментальной их отработкой, а также технологией изготовления и комплексом испытаний. Под точностью работы агрегата понимается допуск на величину определяющего параметра. Так, если для данного агрегата определяющим является давление срабатывания, то задается допуск на величину давления; если время срабатывания — то допуск на время и т. д. Точность работы задается на основе расчетов и анализа системы, в состав которой входит агрегат. Потребление малых мощностей позволяет уменьшить массу источников питания.

Состав и тип конструкции узлов и агрегатов определяются при проектировании ракеты в зависимости от количества и типа обслуживаемых агрегатов, условий и характера работы их в полете, условий наземного обслуживания и т. д.

Основные параметры систем питания

Система питания характеризуется рядом параметров, основными из которых являются давление на входе в двигатели; температура компонентов топлива на входе в двигатели; расход компонентов топлива; рабочие запасы компонентов топлива; неиспользуемые остатки компонентов топлива; гидравлические потери в системах

питания; величины свободных газовых объемов; масса сухой системы питания.

Системы подачи топлива в двигатель

Одной из систем, характеризующих двигательную установку в целом, является система подачи топлива.

Под системой подачи топлива понимают совокупность систем, узлов, агрегатов и элементов автоматики, обеспечивающих подачу горючего и окислителя из топливных баков в камеру сгорания ракетного двигателя. Система подачи топлива ракетного двигателя должна обеспечить запуск двигателя, последовательную подачу из баков компонентов топлива в камеру сгорания во время работы и слив компонентов топлива в случае необходимости.

Основным элементом системы подачи топлива является агрегат, создающий необходимое давление компонентов топлива.

В двигательных установках с ракетными двигателями применяются две основные системы подачи компонентов топлива в камеру сгорания: вытеснительная и турбонасосная.

При вытеснительной системе подачи топливо из баков в камеру сгорания поступает под действием газов высокого давления, причем давление в топливных баках выше давления в камере сгорания. Регулирование тяги двигателя при вытеснительной системе подачи топлива производится либо по давлению в камере сгорания ракетного двигателя, либо по давлению в топливных баках.

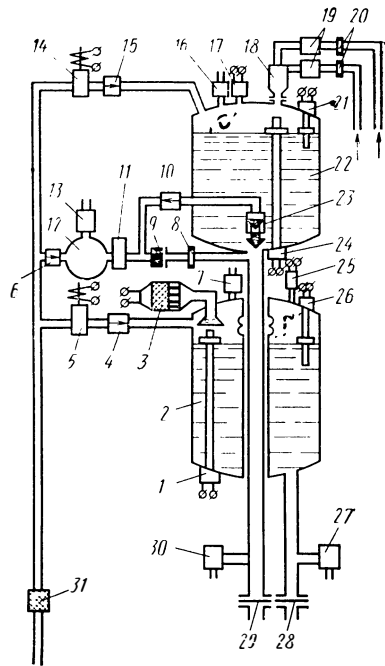
В турбонасосных системах подачи топливо в камеру сгорания подается насосами двигателя. Особенностью жидкостных насосов является то, что для надежной их работы необходимо, чтобы напор поступающей в них жидкости был не ниже некоторой определенной величины, при которой начинаются кавитационные явления в насосе. Гидростатического напора, соответствующего высоте столба жидкости от верхнего его уровня в баке до входа в насос, оказывается, как правило, недостаточно для бескавитационной работы насоса. Поэтому и в случае насосной системы подачи приходится создавать в баках ракет повышенное давление газов, т. е. производить так называемый противокавитационный наддув топливных баков. Кроме противокавитационного наддува перед началом работы двигательной установки производят еще так называемый предварительный наддув баков с целью создания давления подаваемых компонентов, необходимого для обеспечения нормального запуска двигательной установки и предотвращения провала давления в баках, возможного в случае запаздывания включения системы противокавитационного наддува.

На рис. 2.1 показаны принципиальная схема системы подачи топлива и основные элементы системы подачи, обеспечивающие ее нормальную работу.

В зависимости от назначения двигательной установки может отпасть необходимость в некоторых системах или агрегатах и могут быть применены другие способы обеспечения работы того или ино-

Рис. 2.1. Принципиальная схема системы подачи топлива ракеты:

1, 24 — датчики уровня СОБ; 2 — бак горючего; 3 — пороховой газогенератор; 4, 6, 10, 15 — обратные клапаны; 7, 13, 16 — дренажные клапаны; 8, 20 — настроечные шайбы; 9, 28, 29 — мембранные узлы; 12 — воздушный аккумулятор давления; 17, 25 — реле давления; 18 — жидкостный газогенератор; 19 — отсечные пироклапаны; 21, 26 — бак уровня; 22 — бак окислителя; 23 — пневмоклапан; 27, 30 — заправочно-сливные клапаны; 31 — воздушный фильтр



го агрегата, однако в турбонасосной системе подачи топлива всегда должны быть предусмотрены следующие системы:

предварительного и основного наддува; обеспечения заданного режима работы; запуска и отключения.

Кроме того, в некоторых случаях необходимо предусматривать дополнительные системы.

В двигательную установку входят различные дроссельные устройства, настроечные (дроссельные) шайбы, отсечные и пусковые клапаны.

В топливных баках устанавливаются заборные и внутрибаковые устройства, обеспечивающие максимальную выработку компонентов топлива, допустимый прогрев верхних слоев от горячих газов наддува.

Система предварительного и основного наддува включает в себя подводящие трубопроводы, агрегаты наддува и различные элементы автоматики, обеспечивающие поддержание параметров наддува в требуемом диапазоне.

На приведенной схеме предварительный наддув бака горючего 2 и бака окислителя 22 обеспечивается газом через воздушный фильтр 31 из наземных емкостей при срабатывании электропневмоклапанов 5, 14 и заканчивается после подачи сигналов к электропневмоклапанам от реле давления 17, 25. Основной наддув топливного бака окислителя осуществляется на приведенной схеме жидкостным газогенератором 18, отбор топлива на газогенератор производится за насосами окислителя и горючего. Величина расхода компонентов топлива на наддув бака окислителя устанавливается настроечными шайбами 20. Отключение газогенератора производится отсечными пироклапанами 19. Основной наддув бака горючего 2 осуществляется продуктами сгорания порохового газогенератора 3.

Датчики измерения уровней компонентов топлива в баках 7, 24 обеспечивают заданное соотношение компонентов топлива и управ-

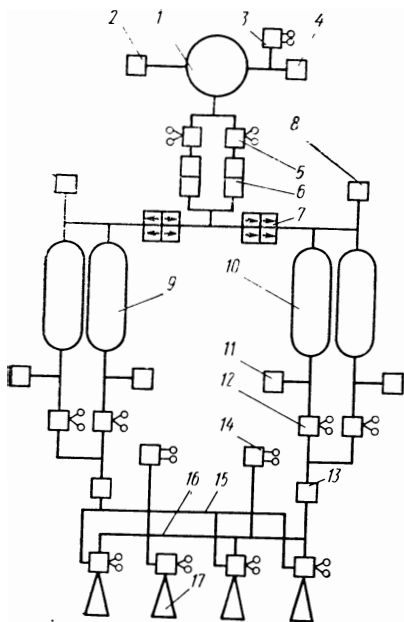


Рис. 2.2. Функциональная схема реактивной системы управления космического корабля «Аполлон»:

1 — баллон с гелием; 2 — заправочный клапан; 3 — датчик давления; 4 — предохранительный клапан; 5 — электроклапан; 6 — блок регуляторов давления; 7 — блок обратных клапанов; 8 — предохранительные клапаны; 9 — баки горючего; 10 — баки окислителя; 11 — заправочно-сливные клапаны; 12 — топливные клапаны; 13 — фильтры; 14 — датчики давления; 15 — коллектор горючего; 16 — коллектор окислителя; 17 — двигатель

ка и слив компонентов из баков производится через заправочно-сливные клапаны 27, 30 и контроль заправки ведется по датчикам уровня 21, 26 индукционного типа, которые подают сигнал о прекращении заправки при достижении заданного уровня топлива в баке.

Пневмоклапан 23 перекрывает сливной трубопровод бака окислителя 22, после чего происходит выработка оставшегося в трубопроводе окислителя. Наддув

трубопровода осуществляется газом из баллона высокого давления 12 путем включения электропневмоклапана 11 и прорыва мембраны 9. Расход газа на наддув регулируется настроечной шайбой 8.

Дренажно-предохранительные клапаны 7, 16 открываются в период заправки компонентов топлива, а также в случаях аварийного отключения двигателя. Автоматическое срабатывание дренажно-предохранительного клапана происходит при повышении давления в баках сверх настроечной величины.

На рис. 2.2 приведена функциональная схема реактивной системы управления космического корабля «Аполлон». Топливо из баков 9, 10 в камеру сгорания двигателя 17 подается с помощью гелия, который хранится в сферическом баллоне 1 из титанового сплава. Гелий через отсежные двухпозиционные электроклапаны 5 подается к четырем регуляторам давления 6, объединенных для надежности в два блока по последовательно-параллельной схеме. Такое соединение элементов автоматики обеспечивает надежное функционирование системы наддува топливных баков даже в случае выхода из строя какого-либо регулятора. Например, когда один из регуляторов не открыт, начинает работать регулятор в параллельном блоке. Из регуляторов давления 6 гелий поступает в блоки обратных клапанов 7, также соединенных по последовательно-параллельной схеме. Предохранительные клапаны 8 предотвращают аварийное повышение давления в топливных баках 9, 10. К управляющим двигателям 17 топливо поступает через отсежные двухпозиционные электроклапаны 12. Гелиевый баллон 1 снабжен заправоч-

ным клапаном 2, предохранительным клапаном 4 и датчиком давления 3. На магистралях топливных баков 9 и 10 установлены запорочно-сливные клапаны 11, фильтры 13, датчики давлений 14 и коллекторы 15 и 16.

Из рис. 2.1 и рис. 2.2 видно, что жидкостные ракеты и КЛА имеют большое количество агрегатов автоматики, различных по назначению, конструкции и принципу действия.

Конкретные схемы систем подачи зависят от особенностей конструкции ракеты, устройства двигателей, типа топлива и других факторов. Однако, любая система подачи состоит из емкостей, трубопроводов и агрегатов автоматики (клапанов, регуляторов), регулирующих подачу топлива, т. е. системы подачи ракет мало отличаются от пневмогидравлических систем, применяемых в машиностроении.

Основные требования, предъявляемые к системам питания

1. *Малая масса.* Масса пневмогидравлической системы (ПГС) складывается из массы конструкции всех систем (подсистем), входящих в ее состав. Материалы для изготовления узлов и агрегатов должны иметь высокие механические свойства, малую массовую плотность и состоять по возможности из недефицитных материалов, а также соответствовать действующим стандартам и нормам.

2. *Простота конструкции.* Пневмогидравлические системы должны выполняться по наиболее простой схеме, включающей минимальное количество элементов; быть технологичными в изготовлении при испытании на герметичность, функционирование и т. п.

3. *Безопасность и удобство эксплуатации.* Для безопасности эксплуатации необходимо применять элементы, не требующие поднастройки в процессе хранения и перед пуском; количество разъёмных соединений и количество операций контроля за состоянием ПГС во время хранения и эксплуатации должно быть минимальным.

Сократить минимально время предстартовых операций; исключить случайный контакт компонентов друг с другом; уменьшить количество связей с внебортовыми системами и исключить возможность неправильного подключения к ним в процессе выполнения технологических операций (на заводе-изготовителе и при эксплуатации);

применять автоматические и дистанционные проверки различных подсистем на заводе-изготовителе и во время эксплуатации; блокировки систем, исключающие возможность самопроизвольного запуска двигателей в процессе эксплуатации;

внедрить автоматизацию управления в процессе подготовки и старта.

4. *Достаточная прочность и стойкость к вибрациям при минимальной стоимости и оптимальной массе системы.*

5. *Низкая стоимость изготовления и эксплуатации.* Стоимость пневмогидравлической системы складывается из стоимости самой системы на борту ракеты и стоимости обслуживания. Стоимость системы зависит от затрат на разработку и изготовление.

6. *Узлы и агрегаты пневмогидравлической системы должны обладать необходимой коррозионной стойкостью и не вызывать изменения химического состава компонентов топлива.*

7. *В процессе работы системы не должно быть вибрации трубопроводов и гидроударов.*

8. *Минимально возможные гидравлические сопротивления при оптимальной массе системы.*

9. *Минимальное время проектирования и отработки.*

10. *Высокая герметичность пневмогидравлической системы в процессе хранения и эксплуатации.* Герметичность является важнейшим требованием. Известно, что некоторые жидкие топлива обладают взрывоопасностью, токсичностью, способностью воспламенения при смешении и т. д. Поэтому при проектировании систем большое внимание уделяется выбору типа соединений трубопроводов и агрегатов автоматики, а также материалов для элементов систем.

11. *Постоянная готовность к пуску в интервале температур, задаваемым по техническим требованиям к ракете.*

К пневмогидравлическим системам в зависимости от назначения ракеты-носителя могут предъявляться специальные требования:

резервирование наиболее ответственных узлов и агрегатов ПГС ракет-носителей и космических аппаратов; возможность многократного включения двигателей и обеспечение работы ПГС космического аппарата в условиях невесомости и знакопеременных нагрузок.

Области применения систем подачи топлива

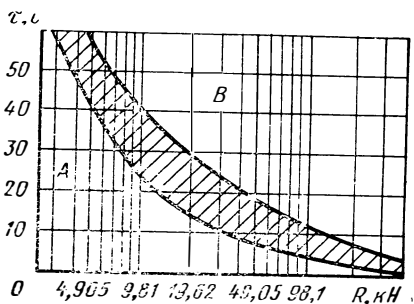
При проектировании летательного аппарата выбор системы подачи топлива определяется: назначением двигателя, топливом, тягой, характером полета летательного аппарата, продолжительностью работы двигателя, а также общими требованиями — простотой конструкции, минимальной массой, удобством в эксплуатации и т. п.

В качестве общих критериев при выборе типа системы подачи топлива можно рекомендовать:

состояние разработки и степень отработанности; стоимость разработки и изготовления; возможность серийного изготовления и наличие сырьевой базы; надежность; минимальную полную массу.

При турбонасосной системе подачи топливные баки находятся под давлением наддува, которое выбирается из условия обеспечения устойчивости баков и бескавитационной работы насосов. При турбонасосной системе подачи топливные баки больших объемов имеют сравнительно небольшую массу. Масса турбонасосной системы подачи практически не зависит от продолжительности рабо-

Рис. 2.3. Области применения насосных и вытеснительных систем подачи:
 А — вытеснительная подача; В — подача с ТНА



ты двигательной установки. Поэтому турбонасосные системы применяют в двигательных установках с высокой тягой и большой продолжительностью работы, так как в этом случае масса их меньше других систем. Недостаток турбонасосных систем состоит в относительной сложности ТНА, что приводит к снижению надежности и повышению стоимости двигательной установки.

Вытеснительные системы подачи топлива значительно проще турбонасосных. Основной недостаток заключается в том, что топливные баки находятся под большим давлением, чем давление в камере сгорания двигателя. Вследствие этого растет толщина стенок баков и их масса, что оказывает основное влияние на массу всей двигательной установки, как при увеличении времени работы ЖРД, так и при увеличении давления подачи. Поэтому вытеснительные системы подачи непригодны для двигателей с высокой тягой и значительной продолжительностью работы.

В качестве критерия для определения типа системы подачи можно использовать значение импульса силы тяги. Импульс тяги учитывает одновременно и величину тяги и время работы двигателя. В зависимости от величины тяги и времени работы применяют ЖРД с вытеснительной или турбонасосной системой подачи топлива.

На рис. 2.3 показаны области рационального применения турбонасосной и вытеснительной газобаллонной систем подачи холодным газом в зависимости от тяги и продолжительности работы двигателя [61], т. е. при какой тяге и продолжительности работы ЖРД применение турбонасосной или вытеснительной системы подачи топлива обеспечивается минимальная масса всей двигательной установки. Из рисунка видно, что вытеснительные системы подачи топлива применяются при малых значениях J_{Σ} , турбонасосные — при больших значениях J_{Σ} .

2.2. ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СХЕМА РАКЕТ С ЖРД

Пневмогидравлическая схема ракеты — совокупность гидравлических и газовых емкостей, коммуникаций, а также агрегатов автоматики систем питания ракеты и двигателей. Эти устройства позволяют производить: заправку топливных баков компонентами топлива и в случае необходимости — их слив; зарядку аккумуляторов давления газами и их стравление; хранение компонентов топлива; предстартовый наддув топливных баков и наддув во время полета; надежный запуск двигателей и бесперебойное их питание во время полета компонентами топлива, а также выполнять регу-

лирование двигателей и выключать их по командам от системы управления.

Пневмогидравлическая схема ракеты должна:

обеспечивать расчетные характеристики, быть надежной в работе и простой в эксплуатации; обеспечивать заданные значения тяги и удельной тяги двигателя, т. е. производить запуск и выключение двигателей в заданной последовательности, согласованной с баллистическими характеристиками; осуществлять разделение ступеней и отделение головной части по командам от системы управления.

Надежность работы ПГС — безотказная работа ее элементов во время предстартовой подготовки и полета ракеты. Высокая надежность обеспечивается технологией изготовления элементов ПГС и сборки ее частей. В процессе подготовки ракеты к пуску испытываются элементы ПГС на функционирование в комплексе с системой управления. Надежность работы ПГС определяется принципиальной схемой и закладывается еще на этапе проектирования.

Агрегаты автоматики, входящие в состав ПГС, должны четко взаимодействовать между собой и с системой управления в определенной последовательности, обеспечивая нормальный запуск и выключение двигателей и полет ракеты по заданной программе.

Так, например, для двухступенчатых ракет с последовательным расположением ступеней, характерными этапами работы ПГС являются.

1. Подготовительные операции: заправка ракеты компонентами топлива; заправка сжатыми газами бортовых баллонов и др.

2. Предстартовый наддув топливных баков, т. е. наддув баков для подготовки двигателей первой ступени к надежному запуску.

3. Запуск двигателей первой ступени и выход их на режим с последующим подъемом ракеты от пускового устройства ПГС производит операции, связанные с обеспечением нормального запуска двигателей.

4. Взаимодействие агрегатов автоматики во время полета первой ступени. ПГС первой ступени обеспечивает регулирование тяги двигателя и коэффициента соотношения топлива, а также регулирование наддува баков. Агрегаты автоматики взаимодействуют по программе, заложенной во временной механизм системы управления. Временной механизм начинает работать с момента старта ракеты.

5. Разделение ступеней — совокупность следующих операций: выключение двигателей первой ступени; включение рулевого двигателя второй ступени; нарушение связи между ступенями; торможение первой ступени и запуск второй системы; взаимодействие агрегатов автоматики во время полета второй ступени происходит по программе, заложенной во временной механизм ступени.

6. Отделение головной части от корпуса второй ступени.

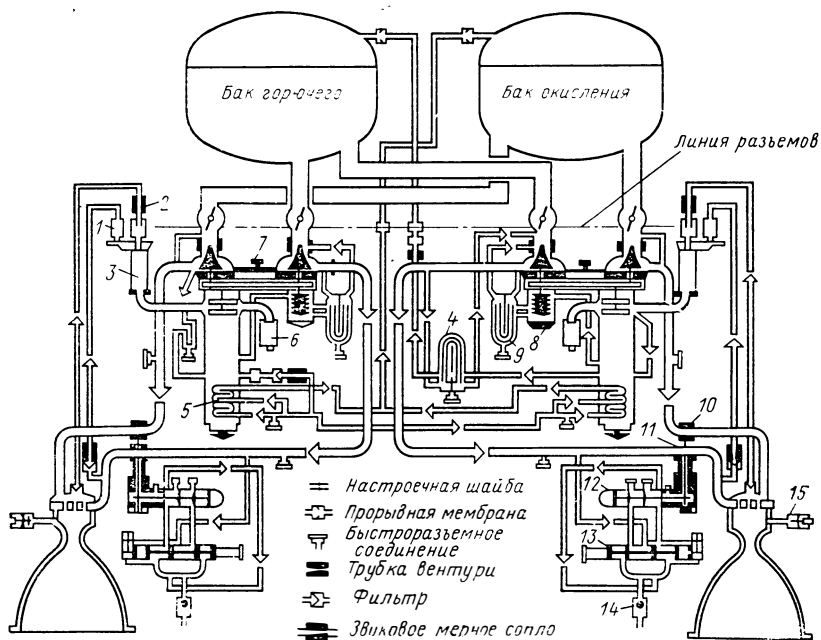


Рис. 2.4. Принципиальная схема пневмогидравлической системы двигательной установки первой ступени ракеты «Титан-3С»:

1 — клапан горючего газогенератора; 2 — клапан окислителя газогенератора; 3 — газогенератор; 4 — теплообменник для охлаждения продуктов сгорания; 5 — испаритель; 6 — пиростартер; 7 — датчик частоты вращения турбины; 8 — резервуар и насос для смазочного масла; 9 — теплообменник для смазочного масла; 10 — клапан окислителя; 11 — клапан горючего; 12 — сервопривод; 13 — управляющий клапан; 14 — заборный слив; 15 — реле давления

По схеме двигателя и системе отделения головной части составляется временная программа прохождения команд на агрегаты автоматики двигателей, системы наддува и элементы системы отделения. Эта программа должна быть согласована с баллистическими характеристиками ракеты.

Примеры выполнения систем питания ракет

На рис. 2.4, 2.5 и 2.6 приведены принципиальные схемы пневмогидравлических систем двигательных установок первой, второй и третьей ступеней ракеты-носителя «Титан-3С». В табл. 2.1 приведены основные характеристики двигательных установок ракеты-носителя «Титан-3С». Все двигатели работают на компонентах топлива четырехокись азота + аэрозин-50 [67].

На рис. 2.4 приведена принципиальная схема пневмогидравлической системы двигательной установки первой ступени.

Двигательная установка первой ступени состоит из двух автономных ЖРД. Подача топлива в камеру сгорания — турбонасосная. Для привода турбины используются продукты сгорания газогенератора. Для наддува бака с N_2O_4 используются пары, получа-

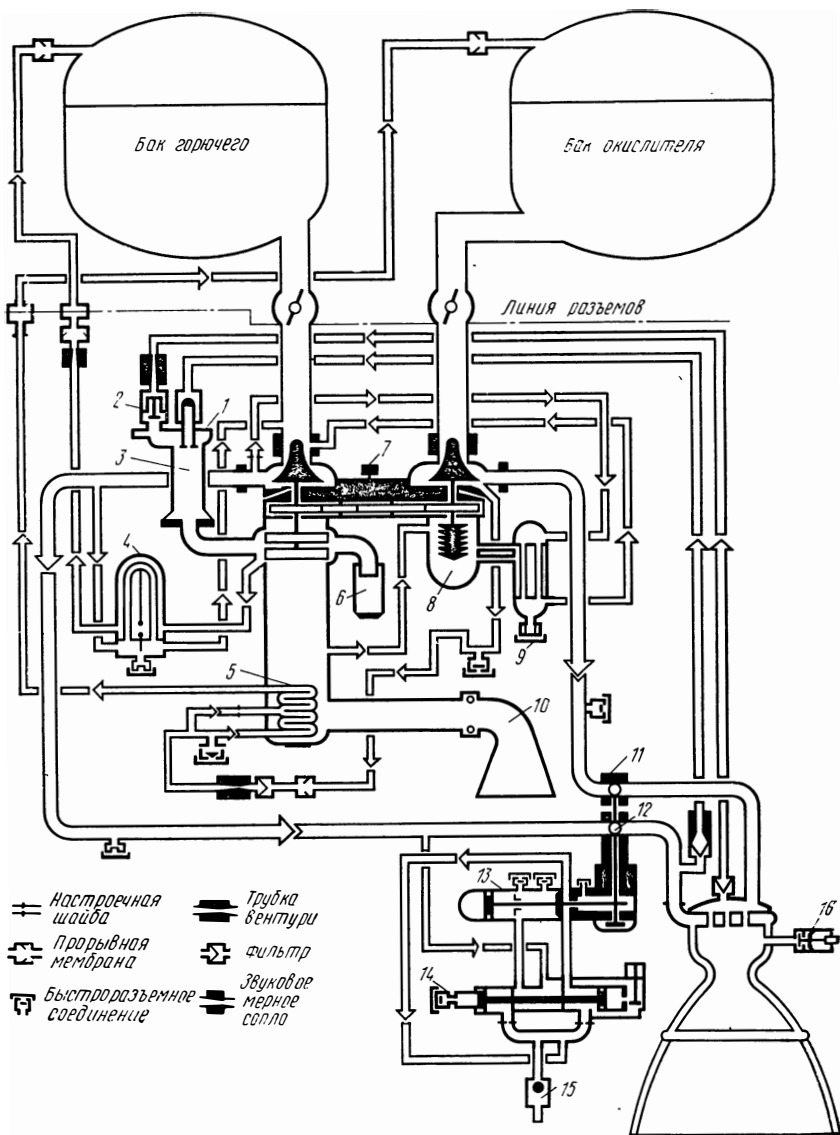


Рис. 2.5. Принципиальная схема пневмогидравлической системы двигательной установки второй ступени ракеты «Титан-3С»:

1 — клапан горючего газогенератора; 2 — клапан окислителя газогенератора; 3 — газогенератор; 4 — теплообменник для охлаждения продуктов сгорания; 5 — испаритель; 6 — пиростартер; 7 — датчик частоты вращения турбины; 8 — резервуар и насос для смазочного масла; 9 — теплообменник для смазочного масла; 10 — поворотное выхлопное сопло (для управления по крену); 11 — клапан окислителя; 12 — клапан горючего; 13 — сервопривод; 14 — управляющий клапан; 14 — заборный слив; 16 — реле давления

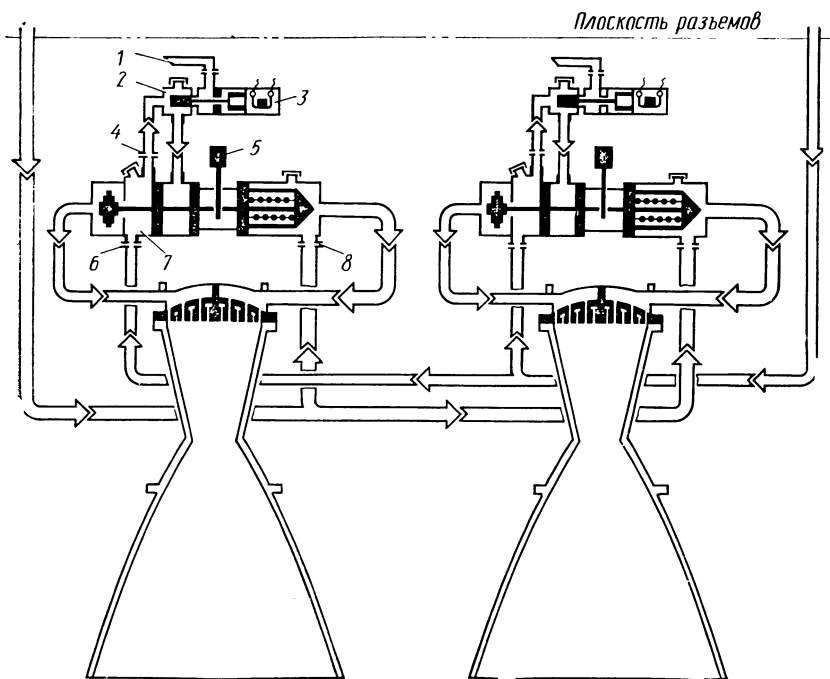


Рис. 2.6. Принципиальная схема пневмогидравлической системы двигательной установки третьей ступени ракеты «Титан-3с»:

1 — дренаж; 2 — управляющий клапан; 3 — соленоидный клапан; 4 — настрочная шайба в системе управляющего клапана; 5 — потенциометр, 6, 8 — настрочная шайба; 7 — двух-компонентный клапан

емые путем нагрева в испарителе 5 N_2O_4 , отобранного за насосом. Наддув бака с горячим осуществляется выхлопными газами турбины после их охлаждения в теплообменнике. Запуск турбины производится при помощи пиростартера. Заданный уровень тяги двигателей установок поддерживается постоянным с помощью трубок Вентури, установленных в системе питания топливом газогенератора. Камеры сгорания установлены шарнирно и обеспечивают управление полетом.

На рис. 2.5 приведена принципиальная схема пневмогидравлической системы в двигательной установке второй ступени ракеты «Титан-3с».

Предстартовая раскрутка турбины осуществляется пиростартером 6. После выхода турбонасосного агрегата на номинальный режим для привода турбины используются продукты сгорания газогенератора 3, работающего на основных компонентах топлива. Окислитель и горючее для ЖГГ отбирается на выходе из насосов горючего и окислителя.

Наддув бака окислителя происходит парами четырехоксида азота, которые образуются в результате испарения жидкой четырех-

Таблица 2.1

Основные характеристики двигательных установок ракеты-носителя «Титан-3с» [67]

Параметр	Первая ступень	Вторая ступень	Третья ступень
Количество камер сгорания	2	1	2
Тяга, МН	$0,955 \times 2^1$	$0,445^2$	$0,35 \times 2^2$
Соотношение компонентов топлива	1,93	1,80	2,0
Время работы, с	165	220	500
Давление в камере сгорания, МПа	5,3	5,64	0,7
Степень уширения сопла	8	49,2	40
Масса залитого двигателя, кг	890×2	570	103×2

¹ На земле.

² В вакууме.

окси азота в испарителе 5. Мятый газ после турбины, пройдя испаритель 5, через выхлопное сопло 10 выбрасывается в окружающую среду.

Наддув бака горючего производится продуктами сгорания турбинного ЖГГ, отбираемыми после турбины и охлажденными в теплообменнике 4. ЖРД на кардановом подвесе обеспечивает управление в плоскостях тангажа и рысканья. Для управления по крену используются выхлопные газы турбины, истекающие через отклоняющееся сопло.

На рис. 2.6 приведена принципиальная схема пневмогидравлической системы двигательной установки третьей ступени. Двигательная установка включает два ЖРД АГ-10-138. Двигатель допускает трехкратное повторное включение, длина двигателя 205 см, диаметр выходного сечения сопла 121 см. Камера сгорания охлаждается за счет абляции теплозащитного материала, сопловой блок изготавливается из колумбия и титана. Для запуска двигателя АГ-10-138 подается электросигнал на соленоидный клапан 5, который открывает управляющий клапан 2. Горючее из бака под давлением наддува поступает к сервоприводу, который открывает двухкомпонентный топливный клапан 7. Клапаны окислителя и горючего связаны, что обеспечивает одновременный подход компонентов топлива к форсуночной головке. С помощью настроечных шайб 4 и 8 в системе подачи поддерживается заданный коэффициент соотношения и расход топлива. Для отсечки двигателя выключается электропитание соленоидного клапана 3 и клапан закрывается.

2.3. СИСТЕМЫ НАДДУВА. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ И КЛАССИФИКАЦИЯ

Система наддува служит для поддержания требуемого давления в топливных баках. Давление в баках при вытеснительной системе подачи необходимо поддерживать с большой точностью вви-

ду того, что тяга таких двигателей пропорциональна давлению наддува. При турбонасосной системе подачи топлива тяга двигателя незначительно зависит от изменения параметров системы наддува.

В процессе работы двигательной установки с турбонасосной системой подачи в каждом из топливных баков необходимо поддерживать давление газа наддува между минимально и максимально допустимыми значениями.

Наддув топливных баков необходим:

1) для обеспечения бескавитационной работы насосов на всех режимах работы двигателя;

2) для устранения провалов давления в баках в момент запуска двигательной установки;

3) для ускорения выхода двигателей на режим с целью уменьшения предстартовых расходов топлива;

4) для повышения прочности баков при воздействии на них осевых сжимающих нагрузок.

Для обеспечения различных режимов работы двигателя применяют следующие виды наддува топливных баков:

предстартовый наддув баков первой ступени, обеспечивающий запуск двигательной установки этой ступени;

бортовой наддув, обеспечивающий работу двигателей на номинальном режиме;

гарантийный наддув или поднаддув баков второй и последующих ступеней, обеспечивающих запуск их двигательных установок;

наддув, обеспечивающий работу двигателей на режиме конечной ступени.

К системам наддува предъявляются следующие требования.

1. Малая масса. Масса системы наддува в общем случае складывается из массы необходимого для наддува газа; массы емкостей для хранения этого газа или веществ, из которых он получается; массы агрегатов, в которых генерируется газ; массы элементов автоматики и арматуры.

2. Простота конструкции системы наддува, т. е. система наддува должна выполняться по наиболее простой схеме, включающей минимальное количество элементов.

3. Высокая надежность системы. Надежность обеспечивается выполнением системы наддува по наиболее простой схеме, включающей минимальное количество элементов при максимальной надежности каждого из них.

4. Удобство эксплуатации. С этой целью нежелательно иметь на борту специально для системы наддува какие-либо жидкие или газообразные вещества. Если же без таких веществ обойтись невозможно, то получение их в наземных установках не должно быть сопряжено со значительными трудностями.

Для безопасности эксплуатации необходимо стремиться к применению в системе наддува элементов, не требующих поднастройки в процессе хранения и перед пуском ракеты.

5. Постоянство параметров системы наддува (давление, температура, расход газа). Постоянство этих параметров уменьшает разброс соотношения компонентов топлива, поступающих в камеру сгорания ЖРД, в связи с чем уменьшается гарантийный запас компонентов, снижается масса ракеты и, следовательно, улучшаются энергетические характеристики ракеты в целом.

6. Низкая стоимость изготовления и эксплуатации. Стоимость складывается из стоимости самой системы на борту ракеты и стоимости наземных агрегатов обслуживания (азотодобывающие станции, компрессоры, баллоны высокого давления и пр.). На стоимость системы наддува определенное влияние оказывают и затраты, производимые при проектировании и отработке этой системы.

7. Минимальное время проектирования и отработки системы наддува. Многие вопросы, возникающие при разработке системы наддува топливных баков новых ракет, не могут быть достаточно надежно решены расчетным путем. Поэтому на всех этапах проектирования, за исключением этапа эскизного проектирования, приходится проводить испытания и отработку отдельных узлов и агрегатов системы наддува, на что затрачивается значительное время. С целью сокращения этого времени предпочтение отдается обычно системам, автономным для бака окислителя и бака горючего. Это позволяет расширить фронт работ, проводить параллельное проектирование и отработку этих систем в нескольких вариантах.

8. Постоянная готовность к пуску в интервале температур, задаваемых по техническим требованиям к ракете.

9. Высокая герметичность системы наддува в процессе хранения и эксплуатации.

В зависимости от конкретного назначения системы наддува к ней предъявляются и другие специфические требования.

Классификация систем наддува

Классифицировать системы наддува можно по ряду признаков: по способу сообщения энергии рабочему телу (газу наддува), по способу получения газа, по роду и физико-химическим признакам рабочего тела, по агрегатному состоянию и количеству исходных веществ для получения этого газа, по способу регулирования давления наддува и т. д. На рис. 2.7 приведена классификация систем наддува по этим признакам. Энергия и работоспособность газа существенно зависят от произведения RT , т. е. от химического состава газа и от его температуры. Повышение температуры может быть достигнуто путем сообщения газу тепловой энергии на борту ракеты. В качестве источника тепловой энергии возможно использование химической энергии жидких и твердых топлив, тепловой энергии отработанных в турбине газов и т. п.

Системы наддува, в которых используется газ, имеющий более высокую температуру (вследствие подвода к нему тепловой энергии), чем температура жидких компонентов, принято называть «горячими».

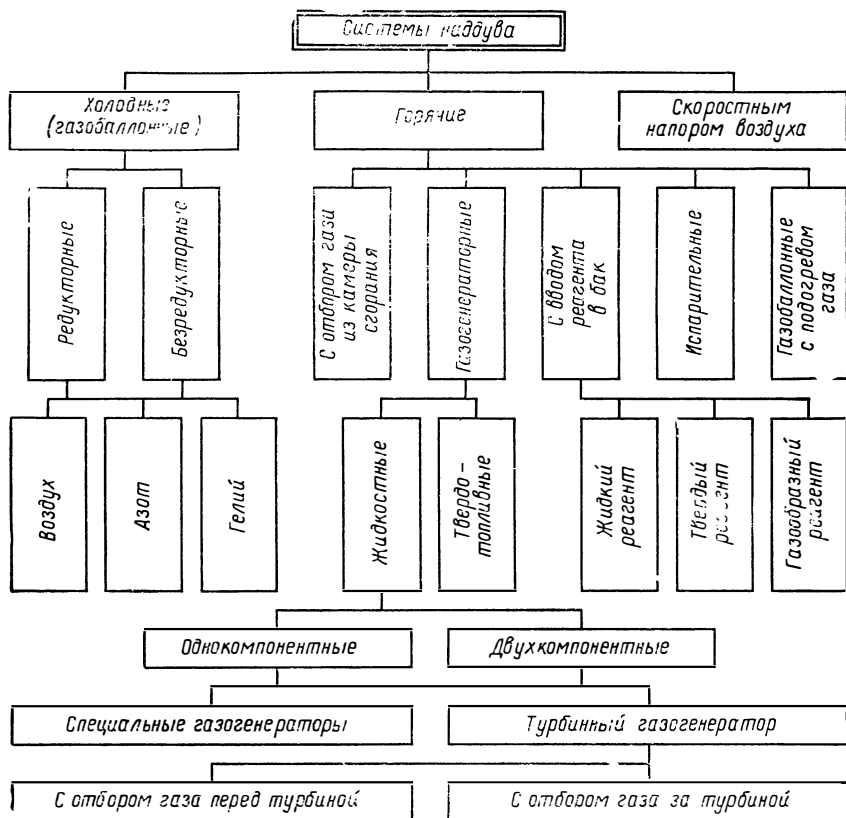


Рис. 2.7. Классификация систем наддува топливных баков ракет

Системы наддува называют «холодными» или газобаллонными, если для наддува баков используется полученный заранее и аккумулярованный в газовых баллонах газ и этот газ на борту ракеты специально не подогревается.

По способу регулирования расхода рабочего тела наддува газобаллонные системы подразделяются на редукторные и безредукторные. В первых из них органом, автоматически регулирующим расход газа, необходимого для поддержания постоянного давления в баке, является редуктор. При безредукторном наддуве органом, обеспечивающим поддержание необходимого давления в баке, является система жиклеров и клапанов, открывающихся по заранее заданной программе. На рис. 2.8 показаны принципиальные схемы редукторной и безредукторной газобаллонных систем наддува.

Рабочим телом в газобаллонных системах наддува обычно являются воздух, азот и гелий.

На первых ступенях ракет для наддува баков иногда используются системы наддува скоростным потоком воздуха, обтекающего

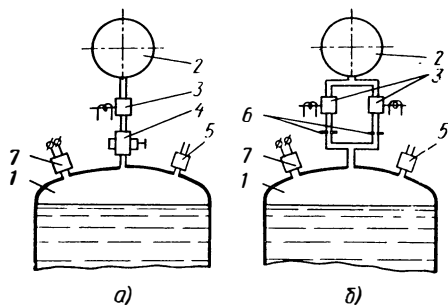


Рис. 2.8. Принципиальные схемы редукторной (а) и безредукторной (б) газобаллонных систем наддува:

1 — топливный бак; 2 — баллон высокого давления; 3 — электропневмоклапан (ЭПК); 4 — редуктор давления; 5 — дренажно-предохранительный клапан (ДПК); 6 — жиклер; 7 — реле давления

ракету в полете. Величина энтальпии воздуха, поступающего в топливный бак, определяется в этом случае скоростью ракеты и параметрами атмосферного воздуха. Наддув скоростным напором потока воздуха обычно применяют в сочетании с другими системами наддува и только на первых ступенях ракеты.

Горячие системы наддува по способу получения рабочего тела подразделяются на газогенераторные, на системы с непосредственным вводом реагирующего вещества в бак, на испарительные и на газобаллонные системы с подогревом рабочего тела. Из горячих систем наддува наибольшее распространение получили в настоящее время газогенераторные. В таких системах рабочее тело получается в газогенераторах при сгорании жидкого или твердого (пороха) топлива. Соответственно этому различают системы наддува с жидкостными газогенераторами (ЖГГ, рис. 2.9) и с пороховыми (твердотопливными) газогенераторами (ПГГ, рис. 2.10). ЖГГ работают на двухкомпонентном или однокомпонентном (унитарном) жидком топливе, причем могут быть использованы как компоненты ЖРД данной ракеты, так и специальные. В некоторых системах

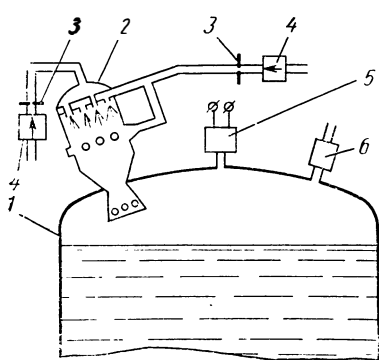


Рис. 2.9. Принципиальная схема системы наддува от специального ЖГГ: 1 — топливный бак; 2 — ЖГГ; 3 — жиклер; 4 — обратный клапан; 5 — реле давления; 6 — ДПК

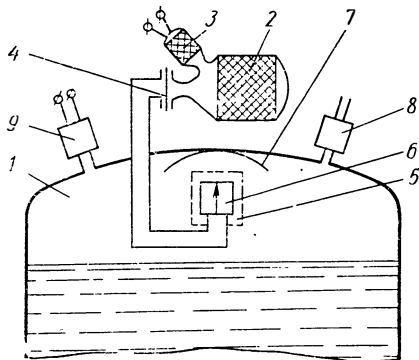
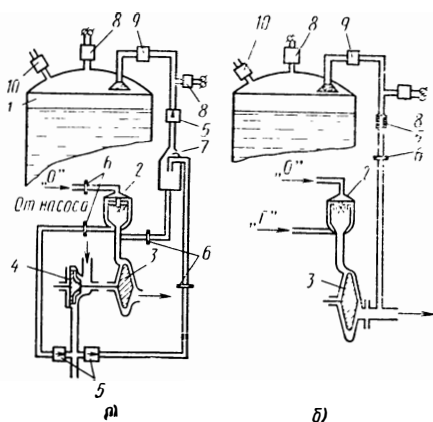


Рис. 2.10. Принципиальная схема системы наддува от ПГГ: 1 — топливный бак; 2 — ПГГ; 3 — пусковая камера; 4 — мембрана; 5 — насадок; 6 — обратный клапан; 7 — отражатель; 8 — ДПК; 9 — реле давления

Рис. 2.11. Принципиальные схемы систем наддува от турбинного ЖГГ с отбором газа перед турбиной (а) и за турбиной (б):

1 — топливный бак; 2 — турбинный ЖГГ; 3 — турбина; 4 — насос горючего «Г»; 5 — обратный клапан; 6 — жиклер; 7 — смеситель; 8 — реле давления; 9 — пневмоклапан; 10 — ДПК



наддува топливных баков для получения газа применяют специальные газогенераторы, в других — используется газ турбинного ЖГГ (рис. 2.11), причем отбор турбинного газа может производиться за турбиной или перед турбиной. В последнем случае для снижения температуры газа его балластируют в смесителе соответствующим компонентом топлива.

К горячим системам наддува относятся также системы наддува с использованием газа, отбираемого из камеры сгорания ЖРД или из камеры сгорания турбинного ЖГГ. Отбор газа из камеры сгорания ЖРД производится в том месте, где процесс сгорания в основном завершен. Поэтому газ, отбираемый из камеры сгорания ЖРД или ЖГГ, направляется в два газогенератора. В первом газогенераторе (смесителе) производится снижение температуры газа путем его смешения с определенным количеством одного из компонентов топлива, во втором газогенераторе происходит дожигание с таким расчетом, чтобы обеспечить необходимый состав и температуру газа, идущего на наддув второго топливного бака.

По принципу получения газа наддува к газогенераторным системам близки системы с непосредственным вводом жидкого реагента в топливный бак (рис. 2.12).

Газ наддува в этом случае образуется в самом баке в результате химического взаимодействия жидкого или твердого реагента с

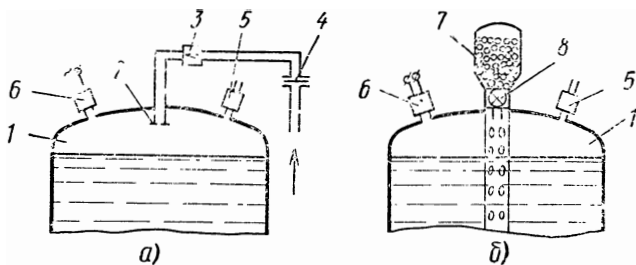


Рис. 2.12. Принципиальные схемы систем наддува с непосредственным вводом в топливный бак жидкого (а) или твердого реагента (б):

1 — топливный бак; 2 — жиклер; 3 — обратный клапан; 4 — мембрана; 5 — ДПК; 6 — реле давления; 7 — емкость с твердым реагентом; 8 — дозатор твердого реагента

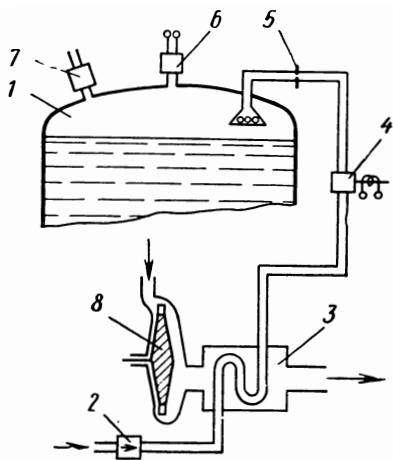


Рис. 2.13. Принципиальная схема испарительной системы наддува:

1 — топливный бак; 2 — обратный клапан; 3 — испаритель; 4 — ЭПК; 5 — жиклер; 6 — реле давления; 7 — ДПК; 8 — турбина

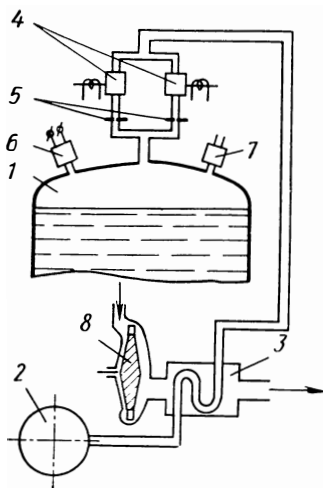


Рис. 2.14. Принципиальная схема газобаллонной системы наддува с подогревом газа:

1 — топливный бак; 2 — баллон высокого давления; 3 — теплообменник; 4 — ЭПК; 5 — жиклеры; 6 — реле давления; 7 — ДПК; 8 — турбина

жидким компонентом топлива, т. е. процесс сгорания переносится из газогенератора непосредственно в топливный бак. При таком способе наддува, особенно при использовании в качестве реагентов самовоспламеняющихся компонентов основного топлива, существенно упрощается пневмогидравлическая схема системы наддува и, следовательно, всей ракеты в целом.

Если исходными веществами для рабочего тела наддува являются криогенные жидкости, то системы наддува называются испарительными (рис. 2.13). Источником тепловой энергии, необходимой для нагрева газа, а также для получения его из криогенных жидкостей (жидкий кислород, фтор, водород и т. п.) могут быть горячие газы, имеющиеся на борту ракеты (например, газы, отобранные от турбины). В этом случае процесс теплообмена происходит в специальных теплообменниках или смесителях.

В том случае, когда исходными веществами являются сжатые газы, системы наддува могут быть названы газобаллонными с подогревом газа (рис. 2.14). Газобаллонные системы с подогревом газа, по сравнению с холодными газобаллонными системами, обладают тем преимуществом, что дают возможность повысить работоспособность газа наддува (и тем самым уменьшить потребное количество его) за счет утилизации тепловой энергии газов, отходящих от турбины. Необходимо отметить, что во многих ракетах системы наддува топливных баков представляют собой различные комбинации рассмотренных выше простейших схем горячего и холодного наддува. Так, например, при наддуве скоростным напо-

ром потока воздуха обычно не обеспечивается поддержание давления в баке в заданных пределах на всем активном участке траектории ракеты. В этом случае в определенный, заранее рассчитанный момент времени, осуществляется переключение наддува скоростным напором на другой способ наддува — на холодную или горячую систему наддува.

Другим типичным примером является комбинация различных систем для предварительного и противокавитационного наддува баков. Для предварительного наддува применяются преимущественно газобаллонные системы. Предварительный наддув топливных баков одноступенчатых ракет и баков первой ступени многоступенчатых ракет осуществляется, как правило, путем подачи газа через ПЩС (пневмошлиток стартовый) из баллонов, входящих в комплекс наземного оборудования. Предварительный наддув баков второй ступени может производиться на старте (через ПЩС) или сразу после разделения ступеней — из баллонов, находящихся на второй ступени. В последнем случае достигается разгрузка баков второй ступени в наиболее опасный для них по прочности момент — конец работы двигательной установки первой ступени, когда коэффициент перегрузки ракеты достигает максимальной величины. При этом масса системы предварительного наддува, находящейся на борту ракеты, может оказаться меньше дополнительной массы топливных баков с утолщенными стенками. Увеличивать толщину стенок баков приходится с целью обеспечения необходимой прочности баков при нагружении их на старте давлением предварительного наддува.

Сочетание холодной системы предварительного наддува с горячим противокавитационным наддувом имеет один существенный недостаток, состоящий в том, что при смешении горячего генераторного газа с холодным газом подушки предварительного наддува происходит интенсивная конденсация паров воды и паров избыточного компонента, содержащихся в генераторном газе. Поэтому горячий наддув оказывается неэффективным до тех пор, пока не прогреется весь газ в топливном баке. Начальная неэффективность горячего противокавитационного наддува компенсируется тем, что объем газовой подушки предварительного наддува берется увеличенным примерно в два раза по сравнению с холодным наддувом баков. Увеличение же объема газовой подушки ведет к утяжелению баков и к увеличению длины ракеты. Указанный недостаток может быть ликвидирован, если применить сочетание горячего противокавитационного наддува с горячим предварительным наддувом баков.

Из горячих систем наиболее приемлемыми для предварительного наддува представляются две системы: с твердотопливным газогенератором и с непосредственным вводом реагирующего компонента в топливный бак. При использовании ПГГ необходимым условием является применение таких твердых топлив, при сгорании которых образуются продукты, во-первых, не дающие взрывоопасной смеси с парами компонентов топлив в газовой подушке, во-вто-

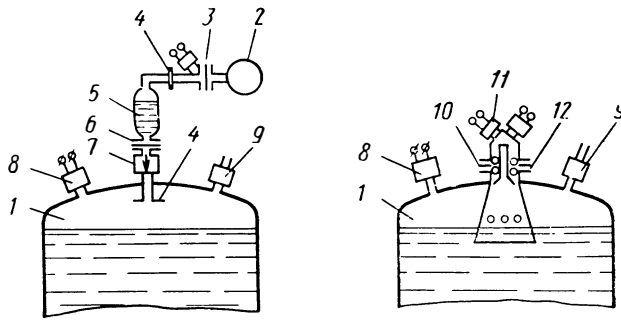


Рис. 2.15. Принципиальные схемы систем предварительного наддува с непосредственным вводом в топливный бак жидкого (а) и твердого (б) реагента:

1 — топливный бак; 2 — ампула газа высокого давления; 3 — промембрана; 4 — жиклер; 5 — ампула с жидким реагентом; 6 — мембрана; 7 — обратный клапан; 8 — реле давления; 9 — ДПК; 10 — ампула с твердым реагентом; 11 — пиропатрон; 12 — мембрана

рых, имеющие не очень высокую температуру. Особенностью порохов является отрицательный кислородный баланс продуктов сгорания. Поэтому в баке окислителя возможно догорание, ведущее к увеличению температуры и давления газов в баке. Для исключения догорания применяют:

поршень или эластичную перегородку для отделения пороховых газов от жидкого окислителя;

специальный газогенератор, генерирующий газ с избытком окислителя.

Те же факторы (взрывобезопасность и допустимая температура газа в подушке) определяют возможность применения системы наддува с непосредственным вводом реагирующих веществ в топливный бак. На рис. 2.15 показаны принципиальные схемы систем предварительного наддува с вводом твердых или жидких реагентов в топливный бак. Возможность практического использования систем с непосредственным вводом реагирующих веществ для предварительного и противокавитационного наддувов рассматривается в работе [39].

Еще одним примером использования различных систем противокавитационного наддува для одного и того же топливного бака ракеты может служить сочетание горячей системы наддува самого бака с холодной системой наддува топливного трубопровода, соединяющего бак с насосом (см. рис. 2.1).

В топливном трубопроводе переднего бака ракеты находится несколько сот килограммов жидкого компонента топлива. Использовать это количество компонента обычно нельзя потому, что после опорожнения бака происходит резкое падение давления на входе в насос из-за уменьшения столба жидкости над насосом. Чтобы в насосе не возникала кавитация, необходимо соответствующим образом повышать давление наддува. Вводить для этого газ во весь бак нецелесообразно, так как при большом объеме бака потребуется значительное количество газа наддува. Потребное количе-

ство газа намного сокращается, если наддувать только топливный трубопровод, а внутреннюю полость бака отсечь от него специальным клапаном.

Для наддува топливного бака трубопровода обычно используется холодная безредукторная газобаллонная система, которая имеет небольшую массу и высокую надежность.

В зависимости от способа генерации газа системы наддува разделяются на автономные системы наддува; на вторичные системы наддува.

Автономные — это системы наддува, в которых имеется собственный источник; вторичные — в которых процесс генерации газа наддува или подача топлива в газогенераторы системы наддува осуществляется за счет системы питания ЖРД.

К автономным системам наддува относятся газобаллонные; с пороховым газогенератором; с непосредственным вводом реагирующих веществ в топливные баки; газогенераторные системы наддува с газобаллонной системой подачи топлива в камеру ЖГГ.

Преимуществами автономных систем наддува являются независимость параметров системы наддува от работы жидкостного ракетного двигателя; простота регулирования системы наддува на ракете; автономная отработка системы наддува; возможность предстартового наддува топливных баков.

Основными недостатками автономных систем наддува являются их большая удельная масса и большие габаритные размеры.

К вторичным системам наддува относятся системы наддува с использованием газа, отбираемого из камеры сгорания ЖРД или ЖГГ турбины; испарительные системы наддува; газогенераторные системы наддува, в которых компоненты топлива для ЖГГ отбираются после насосов ЖРД.

ТРУБОПРОВОДЫ

3.1. НАЗНАЧЕНИЕ ТРУБОПРОВОДОВ. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ТРУБОПРОВОДОВ

Трубопроводы связывают все агрегаты и узлы пневмогидросистем и делают возможным их нормальное функционирование. Поэтому надежность пневмогидросистемы и ракеты в целом зависит от надежности и прочности трубопроводов и их соединений. Для подачи компонентов топлива и для управления клапанами системы подачи используются системы трубопроводов различных размеров и конструкции. Трубопроводы пневмогидравлических систем подвергаются воздействию статических и динамических нагрузок.

К статическим нагрузкам относятся: собственная масса трубопровода с агрегатом, внутреннее давление, реакция опор крепления, масса транспортируемой среды. Динамические нагрузки возникают при пульсации давления движущейся по трубопроводам среды; при вибрации корпуса ракеты и опор крепления к нему трубопроводов.

При прокладке трубопроводов через топливные баки для уменьшения вибрации целесообразно крепить трубопроводы к шпангоутам баков профилями или растяжками. Однако, трубы внутри бака нежелательны, так как они усложняют и удорожают бак.

Если возможно, трубопроводы выводятся наружу и прокладываются в желобах-обтекателях.

При установке трубопроводов на корпусе ракеты следует избегать частных изгибов их, а также местных возвышений. Для удобства монтажа и крепления трубопроводы на корпусе ракеты устанавливаются группами и прокладываются в желобах-обтекателях. Причем для исключения пожара трубопроводы окислителя и горючего следует прокладывать по разным желобам, особенно в случае самовоспламеняющихся компонентов.

Особое внимание при прокладке трубопроводов следует обращать на их расположение и количество разъемов трубопроводов. Уменьшение числа разъемов всегда повышает эксплуатационную надежность трубопровода и уменьшает ее массу.

При изменении температуры окружающей среды и транспортируемой по трубопроводу жидкости длина трубопровода изменяется и в нем возникают большие термические напряжения. Для уменьшения термических напряжений применяют либо специальные компенсаторы, либо используется принцип самокомпенсации. При самокомпенсации трубопровод изгибают так, чтобы образовались

петля или несколько петель и удлинение за счет температуры в этом случае будет восприниматься главным образом за счет упругих деформаций изгиба элементов трубопровода.

При внезапном перекрытии трубопроводов, по которым движется компонент топлива, возникает гидроудар—резкое повышение давления жидкости в трубопроводе, которое может привести к разрушению трубопровода. Поэтому при проектировании систем питания необходимо выявлять возможность возникновения гидроудара и принимать меры по уменьшению его интенсивности. Вибрации трубопроводов вызываются: работой двигательной установки, перемещением отсеков, к которым крепятся трубопроводы, и пульсациями давления компонента топлива в трубопроводах, в результате чего возникают колебания трубопроводов. При совпадении частот возмущающих колебаний с частотами собственных колебаний трубопроводов возникают резонансные явления, которые приводят к разрушению трубопроводов. Для устранения этого явления необходимо выбирать соответствующие характеристики трубопроводов, места и способы крепления их к двигателю и корпусу. В табл. 3.1 приведены данные по выбору расстояния между опорами трубопроводов пневмогидросистем самолетов [11].

Таблица 3.1

Расстояния между опорами трубопроводов

Наружный диаметр, мм	Расстояние между опорами, мм	
	трубы из стали	трубы из алюминиевых сплавов
6	400	340
8	450	380
10	500	400
12	580	500
15	650	560
20	700	600
25	800	600

Основные требования к трубопроводам

Основными требованиями, предъявляемыми к трубопроводам, являются. 1. Малая масса. 2. Незначительные потери давления. 3. Высокая механическая прочность. 4. Малая массовая плотность материала. 5. Устойчивость против коррозии, особенно при работе двигательной установки на агрессивных компонентах топлива, длительном хранении ракет в заправленном состоянии. 6. Высокая герметичность. Герметичность пневмогидравлической системы зависит от герметичности трубопроводов и от герметичности мест соединения (стыковки) трубопроводов. Это требование является очень важным для изделий длительного хранения в заправленном состоянии.

Задачи проектирования

При проектировании ракеты необходимо, чтобы трубопроводы при минимальной массе обеспечивали получение приемлемых гидравлических и прочностных характеристик. Масса системы пита-

ния, количество рабочей среды в трубопроводах зависят от габаритных размеров (диаметра и длины) трубопроводов.

При проектировании и конструкторской разработке ракет необходимо производить тщательный и обоснованный подход к выбору трубопроводов. Конструкция трубопроводов должна удовлетворять основным требованиям, предъявляемым к трубопроводам.

При расчете и проектировании пневмогидравлических систем летательных аппаратов необходимо:

определить основные параметры трубопроводов (диаметр, длину, толщину и т. д.); определить весовые характеристики трубопроводов; определить гидравлические потери в трубопроводах; определить параметры компенсаторов (сильфонов); провести проверочные расчеты на прочность; рассчитать давление жидкости при гидродаре; рассчитать пульсации давлений (колебания) жидкости в трубопроводах.

Расчет трубопроводов

Трубопроводы должны пропускать в единицу времени необходимое количество компонентов топлива с минимальными потерями давления. Диаметры трубопроводов определяются секундными расходами и скоростями движения жидкости и газа. При больших скоростях весьма значительны гидравлические сопротивления, пропорциональные квадрату скорости, при малых скоростях — велики размеры трубопроводов. Поэтому скорость движения в жидкостных трубопроводах обычно составляет 6...10 м/с, в газопроводах 10...20 м/с. Диаметр трубопроводов вычисляется по формуле

$$d = \sqrt{\frac{\dot{G}}{\pi \rho \omega}}, \quad (3.1)$$

где \dot{G} — максимальный секундный расход компонента топлива (номинальный расход компонента в камере сгорания и увеличение в процессе регулирования ЖРД); ρ — плотность компонента топлива; ω — скорость компонента топлива.

Диаметр, рассчитанный по формуле (3.1), округляется до ближайшего, предусмотренного стандартами на стальные или алюминиевые трубопроводы.

Толщина стенки бесшовного трубопровода определяется по формуле [3]

$$\delta = \frac{pd}{2\sigma_d + p} + C, \quad (3.2)$$

где p — максимальное статическое давление рабочей жидкости; C — постоянный коэффициент; σ_d — допустимое напряжение в стенке трубопровода.

Величина коэффициента C зависит от предполагаемого коррозионного износа стенки трубы, а также от минусового допуска на толщину стенки. Для кривых трубопроводов величина C зависит

также от наибольшего уменьшения толщины стенки, возникающего в процессе изгиба [3].

Толщина стенки трубопровода с продольным швом рассчитывается с учетом коэффициента прочности сварного шва:

$$\delta = \frac{pd}{2\varphi\sigma_n + p} + C. \quad (3.3)$$

Значение коэффициента φ практически не превышает 1, т. е. $\varphi = 0,98 \dots 1,0$.

3.2. КОНСТРУКЦИЯ ТРУБОПРОВОДОВ И ЭЛЕМЕНТЫ ИХ КРЕПЛЕНИЯ

Трубопроводы состоят из отрезков труб с приваренными фланцами или только из труб, т. е. трубопроводы соединяются с помощью фланцевых соединений или сваркой.

Магистральные трубопроводы верхних баков ступеней имеют большую длину и при хранении ракет в горизонтальном положении могут прогибаться под действием силы тяжести, а в полете — терять устойчивость под действием осевых перегрузок. Обычно магистральные трубопроводы центрируются по всей длине относительно тоннельных труб в нижних баках. На наружной поверхности магистральных трубопроводов устанавливаются центрирующие выступы, которыми они опираются на тоннельную трубу.

Трубопроводы для подачи низкокипящих компонентов топлива (жидкого кислорода, жидкого водорода и др.) теплоизолируются для уменьшения интенсивности теплообмена между низкокипящим компонентом и окружающей средой. На рис. 3.1 приведен трубопровод, который состоит из трубы 1, фланца 2, компенсатора 5. На наружной поверхности трубы нанесена теплоизоляционная 4 и установлены центрирующие выступы 3. Обычно магистраль горючего изолируется, чтобы предотвратить замерзание горючего, если магистраль проходит через бак с криогенным окислителем.

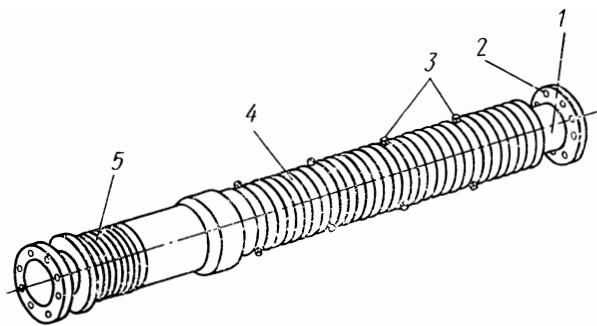


Рис. 3.1. Трубопровод:
1 — труба; 2 — фланец; 3 — центрирующие выступы; 4 — теплоизоляционный слой; 5 — компенсатор

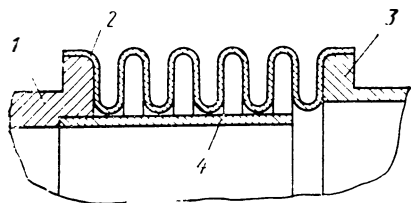


Рис. 3.2. Компенсатор:

1, 3 — фланец; 2 — сильфон; 4 — гильза

В пневмогидросистемах широко применяются гибкие трубопроводы (шланги). Такие трубопроводы используются для соединения топливных магистралей с двигательной установкой, когда управление ракетой в полете осуществляется качанием всей двигательной установки, а также там, где происходит значительное вза-

имное перемещение частей корпуса и трубопроводов из-за тепловых расширений, а в гидравлических системах их используют как демпферы пульсаций давлений вследствие большой податливости к изменению конфигурации и формы.

Компенсатор

Компенсаторы в системах питания двигательных установок устанавливаются на участках, которые находятся между жесткими опорами.

На рис. 3.2 приведен компенсатор, который состоит из фланцев 1, 3, сильфона 2 и гильзы 4. Гильза отделяет поток жидкости от сильфона и служит для уменьшения гидравлических потерь. Внутренний диаметр гильзы обычно равен диаметру трубопровода, а длина гильзы выбирается так, чтобы при максимальных нагрузках гильза 4 не упиралась во фланец 3.

Основным элементом компенсатора является сильфон. В пневмогидравлических системах жидкостных ракет обычно применяются металлические сильфоны, обладающие хорошей жесткостью и упругостью.

Сильфон выполняется в виде тонкостенной гофрированной трубы, которая обладает способностью деформироваться в осевом направлении и отклоняться в любом направлении от продольной оси.

Диаметр и длина сильфонов не ограничены, что позволяет в широких пределах варьировать величиной осевого перемещения и жесткостью. Учитывая эти свойства сильфонов, компенсаторы применяются для:

1. Компенсации погрешностей изготовления элементов систем при установке трубопроводов, т. е. для компенсации неблагоприятного сочетания

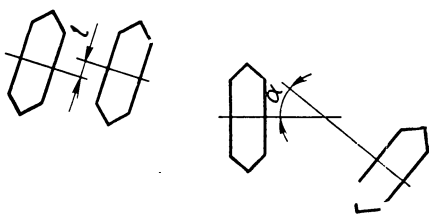


Рис. 3.3. К необходимости применения компенсаторов

допусков в размерной цепи. Кроме того, компенсаторы позволяют соединить стыкуемые трубопроводы при их несоосности, равной l , а также при угловых отклонениях осей α соединяемых трубопроводов (рис. 3.3). Величины отклонений l и α зависят от характеристик сильфонов, т. е. от их длин и диаметров и т. д.

2. Компенсации температурных изменений (удлинений) трубопроводов, агрегатов и деталей изделий. Например, если трубопровод, связывающий топливный бак с ТНА, жестко закреплен на корпусе ракеты. Тогда при температуре трубопровода, отличной от температуры корпуса, в трубопроводе возникают термические напряжения. При постановке компенсаторов деформации воспринимаются их сильфонами и поэтому напряжения в трубопроводах значительно уменьшаются.

Тоннельная труба приваривается непосредственно к отбортовке баков. Для компенсации температурных напряжений тоннельная труба снабжается компенсатором сильфонного типа.

3. Устранения напряжений в трубопроводах, которые возникают в результате нагружения соединяемых устройств ракеты. Так, напряжения в тоннельном трубопроводе возникают при заправке бака компонентами топлива, так как днища баков деформируются и вызывают деформацию трубопровода. Компенсатор компенсирует деформацию бака при прогибах и растяжениях.

4. Гашения колебаний, которые передаются через трубопроводы.

5. Уменьшения интенсивности гидроудара. При внезапном повышении давления в системе подачи компенсаторы могут значительно деформироваться.

Сильфоны соединяются с трубопроводами с помощью фланцев или сваркой.

Фильтры

Фильтры устанавливаются на входах в магистрали и редукторы. Фильтры отделяют механические примеси при прохождении газа через капиллярные каналы фильтрующего материала. В качестве фильтра используются металлические сетки с определенным размером ячеек, замша и металлокерамика.

3.3. СОЕДИНЕНИЕ ТРУБОПРОВОДОВ

Соединения трубопроводов должны обеспечить высокую герметичность и прочность системы питания как при действии рабочих нагрузок, так и при транспортировке ракеты.

В системах питания применяются следующие типы соединений: неразъемные, разъемные и быстроразъемные.

Неразъемные соединения — соединения трубопроводов с помощью сварки или пайкой. Соединение трубопроводов сваркой осуществляется с помощью сильфона или непосредственной сваркой или пайкой, по торцам соединяемых участков трубопроводов.

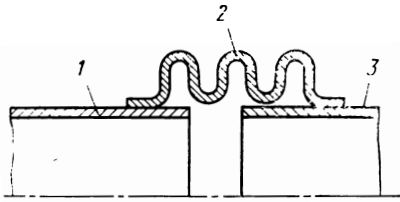


Рис. 3.4. Соединение трубопроводов сифоном:
 1 — трубопровод; 2 — сифон; 3 — трубопровод.

На рис. 3.4 показано соединение трубопроводов с помощью сифона 2, который приваривается к трубопроводам 1 и 3. Основным преимуществом сифонных соединений является то, что они допускают некоторые линейные перемещения труб при колебании температуры, а также компенсируют неточность их изготовления. Это особенно важно при стыковке отсеков, при присоединении трубопроводов к патрубкам двигателей и при проведении труб внутри бака.

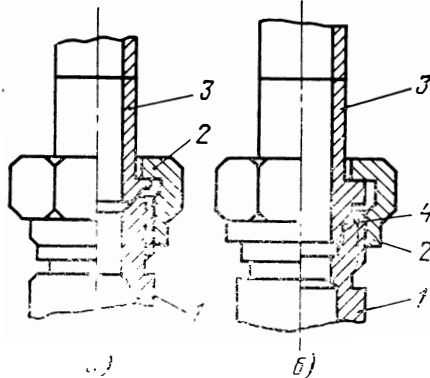
Сварные соединения просты, удобны, легко выполнимы на практике, обеспечивают высокую герметичность и необходимую прочность.

К недостаткам сварных соединений можно отнести — нарушение качества исходного материала в области сварных швов, плохую взаимозаменяемость отдельных участков и агрегатов, установленных на трубопроводе, трудности при монтаже. Поэтому сварные соединения применяют при массовом производстве изделий, когда не требуется индивидуальная подгонка участков трубопроводов и их замена.

К числу наиболее распространенных разъемных соединений относятся ниппельные, фланцевые.

Ниппельные соединения целесообразно применять при малых диаметрах труб (до 25 мм). На рис. 3.5 показаны некоторые типы ниппельных соединений трубопроводов. При малых диаметрах трубопроводов распространено ниппельное соединение трубопровода с развальцовкой.

На рис. 3.5, а показано ниппельное соединение с припаянными или приваренными ниппелями. Герметичность соединения при этом обеспечивается контактом



шаровой поверхности ниппеля с конической поверхностью штуцера. На рис. 3.5, б приведено соединение с прокладкой. Герметичность достигается алюминиевой прокладкой, зажатой между штуцерами, которые соединяются накладной гайкой.

Рис. 3.5. Ниппельные соединения:
 а — с сопряженным сферы и конуса; б — замковое с уплотнительной прокладкой; 1 — штуцер; 2 — накладная гайка; 3 — наконечник; 4 — прокладка

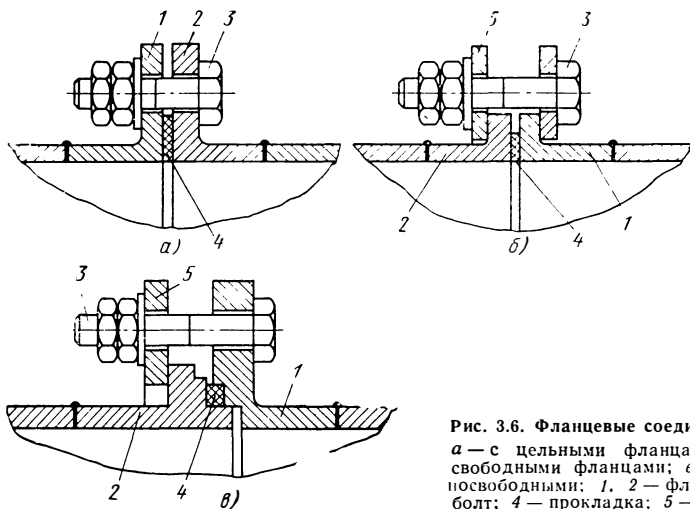


Рис. 3.6. Фланцевые соединения:
а — с цельными фланцами; *б* — со свободными фланцами; *в* — с цельно-свободными: 1, 2 — фланцы, 3 — болт; 4 — прокладка; 5 — кольца

Фланцевые соединения широко используются при больших диаметрах трубопроводов (более 80...100 мм), особенно в тех случаях, когда в трубопроводе необходимо поставить фильтр, мембрану, дроссельную шайбу, клапан. Они могут быть с цельными, свободными и цельносвободными фланцами. На рис. 3.6 показаны некоторые типы фланцевых соединений. Герметичность соединения достигается деформацией прокладки при затяжке болтов. В качестве материала прокладок могут применяться мягкий алюминий, латунь.

Ниппельные и фланцевые соединения несмотря на сложность конструкции дают возможность упростить монтаж топливных систем. Основным недостатком таких типов соединений является возможность ослабления резьбовых соединений при транспортировке и хранении ракет.

Быстроразъемные соединения используются для разъединения или соединения трубопроводов ракеты и наземного оборудования или трубопроводов отдельных ступеней многоступенчатых ракет. Иногда разъемные соединения выполняются с клапанными механизмами, герметизирующие концы магистралей после расстыковки.

3.4. ВЫБОР ДИАМЕТРОВ ТРУБОПРОВОДОВ

Важными элементами жидкостных ракет являются различные трубопроводы. Компоновка, расчет и подбор трубопроводов осуществляется каждый раз в зависимости от общей компоновки основных узлов и ракеты в целом. Обычно подбирают и рассчитывают трубопроводы, исходя из допустимой скорости движения во них газов или жидкостных компонентов топлива. В работах [33, 65] рекомендуется выбирать скорость движения жидкости 6...10 м/с.

Размеры внутренних диаметров трубопроводов необходимо выбирать из условия создания ракеты наименьшей массы. Уменьшение диаметра трубопровода, с одной стороны, приводит к уменьшению массы трубопровода, а значит, и к уменьшению массы ракеты; с другой стороны, к увеличению потерь давления, а значит, к увеличению массы топливного бака, так как для компенсации потерь давления в трубопроводе необходимо увеличивать давление в баке. Увеличение давления в баке (или другой емкости) приводит к увеличению массы ракеты в целом. Оптимальное значение диаметра трубопровода (скорости движения) выбирается с точки зрения получения минимальной массы системы

$$G = G_6 + G_p + G_r, \quad (3.4)$$

где G_6 — масса топливного бака; G_p — масса рабочего тела наддува; G_r — масса трубопроводов.

Масса топливного бака

$$G_6 = m_6 \frac{\pi d^2 l \rho}{2\sigma_d} (p_{\min} + \Delta p) = A (p_{\min} + \Delta p), \quad (3.5)$$

$$p_{\min} = p_{6\min} - \rho H,$$

где σ_d , ρ — соответственно допустимое напряжение и плотность материала стенки бака; d , l — соответственно диаметр и длина цилиндрической части бака; Δp — гидравлические потери давления в топливной магистрали; m_6 — коэффициент, учитывающий объем газовой «подушки».

Массу трубопровода G_r , приведенную к постоянному диаметру d_r проходного сечения трубопровода, можно представить в виде

$$G_r = \frac{\pi d_r^2 l_{np} \rho}{2\sigma_d} (p_{\min} + \Delta p) = B d^2 (p_{\min} + \Delta p), \quad (3.6)$$

где $l_{np} = \frac{\sum G_{ri} l_i}{G_r}$ — приведенная длина трубопровода; G_{ri} — масса i -го участка трубопровода; G_{ri} — масса погонного метра трубопровода диаметром d_r .

Масса рабочего тела наддува

$$G_p = \frac{V_6}{(RT)_{\text{эфф}}} (p_{\min} + \Delta p) - \frac{p_{np}^* V_{np}}{(RT)_{\text{эфф}}} = C (p_{\min} + \Delta p) - \frac{p_{np} V_{np}}{(RT)_{\text{эфф}}}, \quad (3.7)$$

$$V_6 = m_6 \frac{G_l}{\rho_l},$$

где G_l , ρ_l — соответственно масса и плотность компонента топлива; p_{np}^* , V_{np} — соответственно давление предварительного наддува и объем газовой подушки; $(RT)_{\text{эфф}}$ — эффективная работоспособность газа внутри бака.

Скорость движения жидкости в рассматриваемом сечении трубопровода

$$\omega = \frac{4G_i}{\rho_i \pi d_\tau^2} = \frac{4\dot{V}}{\pi d_\tau^2} = \frac{D}{d_\tau^2}. \quad (3.8)$$

Анализ существующих систем подачи показывает, что для ракетопроводов, имеющих большую напряженность расходных трубопроводов, потери на трение, местные и потери на создание скорости* имеют величину одного порядка. Для систем подачи двигателей, используемых на верхних ступенях ракет, потери на трение почти в два раза меньше суммы местных потерь и потерь на создание скорости.

Поэтому при выборе оптимальных размеров трубопроводов необходимо рассматривать следующие два случая.

Первый случай, когда сумма местных потерь и потерь на создание скорости значительно больше потерь на трение, т. е.

$$\Delta p_m + \Delta p_c \gg \Delta p_{\text{тр}}, \quad (3.9)$$

тогда

$$\Delta p = (\xi + 1) \frac{\rho \omega^2}{2} = a \omega^2.$$

Подставляя выражения (3.5), (3.6) и (3.7) в уравнение (3.4) с учетом (3.8) и (3.9), получим

$$G = (A + B d_\tau^2 + C) \left(p_{\text{min}} + a \frac{D^2}{d_\tau^4} \right) - \frac{p_{\text{нр}}^* V_\Pi}{(RT)_{\text{эфф}}}; \quad (3.10)$$

$$G = (A + B D \omega^{-1} + C) (p_{\text{min}} + a \omega^2) - \frac{p_{\text{нр}}^* V_\Pi}{(RT)_{\text{эфф}}}. \quad (3.11)$$

Второй случай, когда потери на трение, местные потери и на создание скорости одного порядка,

$$\Delta p = (\xi + 1) \frac{\omega^2 \rho}{2} + \lambda \frac{l_{\text{нр}}}{d_\tau} \frac{\rho \omega^2}{2} = a \omega^2 + b \frac{\omega^2}{d_\tau}. \quad (3.12)$$

Из уравнений (3.4) ... (3.7) с учетом выражений (3.8), (3.9) и (3.12), получим

$$G = (A + B d_\tau^2 + C) \left(p_{\text{min}} + a \frac{D^2}{d_\tau^4} + b \frac{D^2}{d_\tau^5} \right) - \frac{p_{\text{нр}}^* V_\Pi}{(RT)_{\text{эфф}}}; \quad (3.13)$$

$$G = (A + B D \omega^{-1} + C) \left(p_{\text{min}} + a \omega^2 + \frac{b \omega^{2,5}}{D^{1/2}} \right) - \frac{p_{\text{нр}}^* V_\Pi}{(RT)_{\text{эфф}}}. \quad (3.14)$$

Дифференцируя уравнения (3.10) и (3.13) по d_τ , уравнения (3.11) и (3.14) по ω и приравняв $\partial G / \partial d_\tau = 0$ (или $\partial G / \partial \omega = 0$), можно получить уравнение для определения оптимального диаметра трубопровода.

* Включение скоростного напора в гидравлические потери имеет условный характер и сделано с целью упрощения расчета.

4.1. НАЗНАЧЕНИЕ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ И ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Топливные баки-емкости предназначены для размещения:

- 1) заданных масс горючего и окислителя;
- 2) вспомогательного жидкого ракетного топлива, которое необходимо для работы вспомогательных систем и агрегатов двигательной установки;
- 3) газообразного рабочего тела, необходимого для наддува топливных баков и обслуживания системы управления ракеты.

Емкости, в которых хранятся горючее и окислитель, называют **основными топливными баками двигательной установки**. В зависимости от способа подачи компонентов топлива из баков в камеру сгорания ракетного двигателя различают два основных типа баков.

Нагруженные топливные баки (баки высокого давления) при работе ракетного двигателя находятся под высоким давлением подачи компонентов топлива. Такие баки применяются при вытеснительных системах подачи. Масса баков высокого давления составляет, примерно, 20...30% от массы ракеты без топлива.

Разгруженные топливные баки (баки низкого давления) при работе ракетного двигателя находятся под небольшим давлением. Такие топливные баки применяются в системах подачи топлива с ТНА. Величина давления в баках выбирается из условия обеспечения устойчивости баков и бескавитационной работы насосов. Баки низкого давления просты в конструктивном отношении. Масса баков низкого давления составляет малый процент от общей массы ракеты.

Топливные баки баллистических ракет с ЖРД являются составными элементами корпуса ракеты и часто служат силовыми элементами конструкции ракеты, т. е. воспринимают внешние нагрузки, возникающие при полете и при эксплуатации. Такие баки называются **несущими баками**.

На рис. 4.1 приведена принципиальная схема несущего бака. Такие баки выполняются в виде изолированных емкостей, прикрепленных к корпусу ракеты 2. На несущие баки действуют силы внутреннего давления и сравнительно небольшие осевые силы (растягивающие или сжимающие в зависимости от характера крепления баков).

На рис. 4.2 приведена принципиальная схема несущего бака. В таких баках боковая оболочка одновременно является наружной

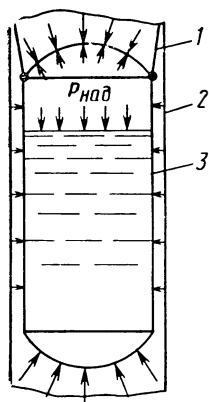


Рис. 4.1. Схема несущего бака:

1 — узел крепления бака; 2 — корпус ракеты; 3 — бак

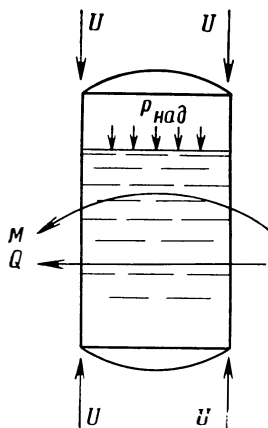


Рис. 4.2. Схема несущего бака:

M , U и Q — изгибающий момент, осевая и перерезывающая силы, воспринимаемые конструкцией несущего бака

оболочкой ракеты и силовым элементом, воспринимающим продольные силовые нагрузки и изгибающие моменты, действующие на ракету в полете и при наземной эксплуатации.

В настоящее время широко применяются несущие баки, так как при этом уменьшается масса ракеты.

Несущие баки имеют преимущества при компоновке ракеты, к тому же их удобно теплоизолировать, поэтому они нашли применение на верхних ступенях мощных ракет-носителей.

Несущие топливные баки, как правило, баки основного топлива — размещаются на ракете самым различным способом.

Отсеки ракеты, в которых размещаются баки с основными компонентами топлива, называются топливными отсеками.

Основные требования к топливным бакам

К топливным бакам любого типа и конструкции предъявляются следующие основные требования.

1. Минимальная масса топливного бака.
2. Конструкция баков, а также материал для их изготовления должны определяться из условия минимальной массы бака.
3. Баки должны обладать достаточной механической прочностью, чтобы выдерживать одновременное воздействие внутреннего избыточного давления, осевых нагрузок и изгибающих моментов.
4. Материалы для изготовления баков должны иметь высокие механические свойства и малую массовую плотность.
5. Баки, их детали и сборка должны быть простыми по конструкции, технологичными в изготовлении и удобными для сборки

в ракете. Места соединения баков между собой и с остальными узлами ракеты должны обеспечивать требуемую соосность.

6. Конструкция баков и подводящих трубопроводов должна обеспечивать удобную заправку их компонентами топлива.

7. Несущие баки должны иметь плавные обводы, соответствующие обводам ракеты. При установке их на ракету они должны быть размещены по одной оси.

8. Баки должны быть устойчивыми против коррозии, особенно при работе двигательной установки на агрессивных компонентах топлива, когда компоненты топлива длительное время хранятся в топливных баках.

9. Конструкция внутриваковок устройств и заборных устройств должна обеспечивать надежный забор топлива и минимальное количество незабора компонентов топлива.

10. Конструкция баков и их относительное расположение на ракете должны быть таковыми, чтобы перемещение центра масс ракеты в полете было минимальным.

11. Конструкция баков должна иметь устройства, позволяющие уменьшить колебания топлива в баках во время возмущенного полета ракеты.

12. Недефицитность материалов, применяемых при изготовлении баков.

Задачи проектирования топливных баков

При расчете и проектировании баков необходимо:

определить потребный объем баков; выбрать их геометрическую форму; выбрать и обосновать компоновку топливных баков на ракете; определить состав арматуры и трубопроводов; рассчитать основные параметры арматуры и трубопроводов для каждого бака; выбрать тип насадка для ввода газа наддува; выбрать тип заборных устройств; определить весовые характеристики топливных баков.

Объем бака должен быть рассчитан не только для размещения компонентов топлива, но и должен быть достаточным для компенсации возможных изменений объема компонентов топлива при изменении их температуры.

На активном участке траектории из-за выгорания топлива центр масс ракеты перемещается назад вдоль оси ракеты. Для уменьшения величины перемещения центра масс ракеты используют ступенчатое опорожнение топливных баков. Сначала опорожняется компонент из задней части бака, а затем — из передней. Поэтому для секционных топливных баков необходимо проектировать систему перелива, т. е. выбрать оптимальное разделение объема бака на отсеки и размеры переливной трубы, а также рассчитать процесс перелива.

При пакетной компоновке топливных баков необходимо обеспечить синхронное опускание уровней компонентов в баках, т. е. система синхронизации должна обеспечить одновременную выработ-

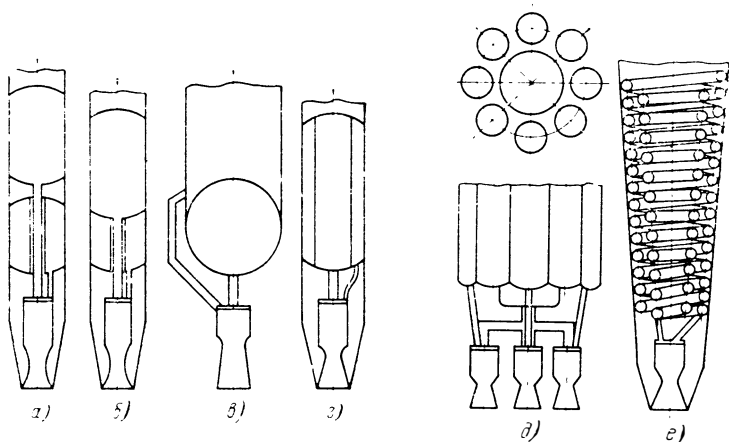


Рис. 4.3. Схемы расположения баков:

а, б — раздельное; *в, г* — объединенное; *з* — концентрическое; *д* — связка; *е* — спиральные баки

ку компонентов из всех блоков ракеты. Поэтому на этапе проектирования пакетных схем баков необходимо производить также расчет закольцовки баков, т. е. выбрать:

- геометрические размеры магистралей закольцовки по газу;
- геометрические размеры магистралей закольцовки по жидкости;
- разработать устройства для управления положением компонентов топлива внутри бака, т. е. выбрать демпфирующие устройства;
- разработать устройства, обеспечивающие запуск двигательной установки как в условиях невесомости, так и в условиях действия отрицательных и боковых перегрузок.

4.2. РАСПОЛОЖЕНИЕ БАКОВ НА РАКЕТЕ. ФОРМЫ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

Баки на ракете могут располагаться самым различным способом. Выбор схемы компоновки топливных баков диктуется устойчивостью ракеты при полете, технологичностью изготовления и сборки, удобством заправки баков компонентами топлива, безопасностью при длительном хранении заправленных ракет и массовыми характеристиками баков.

Взаимное расположение баков окислителя и горючего часто определяется условиями центровки. В некоторых случаях при размещении баков учитывается также требование создания напора на входе в ТНА для обеспечения бескавитационной работы насоса окислителя, потребное давление у которого обычно больше, чем для горючего. Поэтому на многих ракетах расположение баков окислителя выше баков горючего.

На рис. 4.3 приведены возможные схемы компоновки топливных баков.

Наиболее распространенная схема выполнения баков — так называемая схема раздельного расположения баков для горючего и окислителя. На рис. 4.3, *а* приведена схема с последовательным расположением баков («бак за баком»). Изготовление и сборка таких баков, конструктивное оформление узлов заправки и сама заправка баков топливом компонентами осуществляются достаточно просто. Система безопасна при длительном хранении и эксплуатации. По условиям прочности баки имеют сферические днища, между которыми остается некоторый неиспользуемый объем. Обычно для уменьшения размеров ракеты в этом пространстве размещаются приборы и агрегаты.

Для уменьшения длины и массы ракеты используют несущие топливные отсеки с промежуточным днищем, разделяющим топливный отсек на две части: под окислитель и горючее (рис. 4.3, *б* и *в*). Такие топливные отсеки сложны в производстве, кроме того требуют повышенного внимания к геометрии промежуточного днища. Для повышения герметичности промежуточного днища приходится ставить двойные днища. Сборка баков с двойными днищами довольно затруднительна.

На рис. 4.3, *г* приведена принципиальная схема расположения «бак в баке». При концентрическом расположении баков имеет место высокий коэффициент наполнения, но баки сложны в изготовлении и менее безопасны в эксплуатации. Такие баки использовались на американских ракетах «Эрликон» и «Тайфун» [33]. Выигрыш в массе такая схема расположения баков не дает.

Цилиндрические топливные баки на ракете могут располагаться последовательно и в виде связки. На рис. 4.3, *д* показана принципиальная схема раздельного расположения баков в виде связки. Такие схемы расположения баков применяются в двигательных установках больших тяг и при использовании многокамерных ЖРД. На ракетах-носителях «Сатурн-1» и «Сатурн-1В» используется связка из 9 баков, а на ракете «Восток» пакет состоит из четырех коническо-цилиндрических баков и центрального цилиндрического [27, 41, 44].

На рис. 4.3, *е* приведена принципиальная схема расположения спиральных баков. В работе [65] описана конструкция спиральных баков. Однако спиральные баки из-за большой массы не имеют больших перспектив для применения.

Формы топливных баков

Форма топливных баков зависит от многих факторов: вида топлива, формы ракеты и компоновки отдельных агрегатов. В настоящее время широко используется цилиндрическая форма топливного бака. В тех случаях, когда оболочка баков является наружной поверхностью ракеты, форма их определяется контурами ракеты. Например, для получения наилучшей аэродинамической формы корпуса бакам, примыкающим к головной части, иногда придают коническую или коническо-цилиндрическую форму. Длина, масса ба-

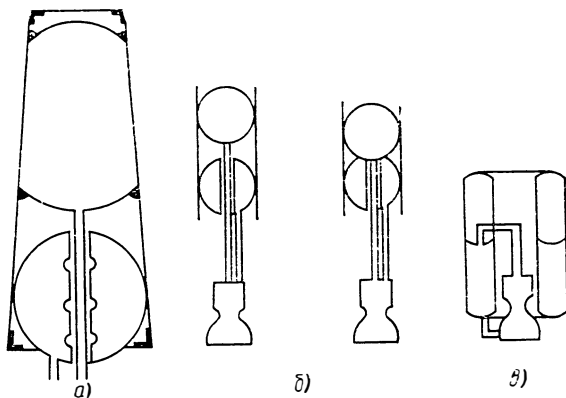


Рис. 4.4. Формы топливных баков:
a — сферическо-коническая; *б* — сферическая; *в* — тороидальная

ков такой формы оказываются больше, чем баков цилиндрической формы той же емкости (рис. 4.4, *a*).

Выбор формы топливного бака — задача сложная. Лучшей формой топливного бака будет такая форма, которая при прочих равных условиях обеспечивает создание двигательной установки, а значит, и в целом ракеты, минимальной массы. Известно, что дальность полета ракеты в поле земного тяготения при наличии атмосферы зависит не только от отношения $\mu_k = G_0/G_k$, но и от формы ракеты (соотношения длины, диаметра и формы очертания). Поэтому не всегда наилучшая с точки зрения наименьшей массы форма бака (шар) может обеспечить наибольшую дальность.

В связи с этим наилучшая форма топливных баков окончательно может быть выбрана лишь путем сравнительного анализа и расчета оптимальных параметров вариантов ракет с различными по форме топливными баками.

Цилиндрические топливные баки. Самой простой формой бака является цилиндрическая. В настоящее время цилиндрические формы баков являются наиболее распространенными. Основными достоинствами таких баков являются простота конструкции; удобство стыковки отсеков и технологии производства; возможность изготовления баков большого объема при минимальном поперечном сечении.

Цилиндрические баки на ракете могут применяться в виде связки (пакета) (рис. 4.3, *з*).

Сферические топливные баки. Шаровая форма бака имеет минимальную поверхность и минимальную массу. Для сферических баков отношение массы к объему остается постоянным (независимо от их размеров).

На рис. 4.4, *a* показан топливный отсек, который состоит из двух отдельных баков сферической формы. Иногда для уменьшения

массы целесообразно применять сферические баки с общим промежуточным днищем (рис. 4.4, б).

Нагруженные баки сферической формы обладают наилучшими прочностными свойствами, поэтому они применяются, когда внутреннее давление в баках велико.

Сферические баки целесообразно применять в двигательных установках:

малых тяг с вытеснительной системой подачи, которые широко используются в космических летательных аппаратах и верхних ступенях многоступенчатых ракет;

больших тяг, когда выигрыш в массе за счет формы бака существенный.

Сферические баки целесообразно применять при использовании низкокипящих компонентов топлива (жидкого водорода, жидкого кислорода), так как сферический бак при одинаковой емкости с цилиндрическим имеет меньшую поверхность и, следовательно, масса его теплоизоляции будет меньше. Кроме того, при одинаковом давлении наддува масса сферического бака меньше, чем цилиндрического.

Недостатком сферических баков является:

неполное использование объема ракеты;

при равных запасах топливных компонентов поперечные размеры ракеты со сферическими баками будут значительно больше, чем ракеты с цилиндрическими баками.

Другие формы баков. Наряду с баками цилиндрической и сферической формы на космических летательных аппаратах и верхних ступенях составных ракет широко используются и другие формы баков, а именно: тороидальная (см. рис. 4.4, в), чечевицеобразная и «утопленной» конструкции, в которых камера двигателя как бы «утоплена» в баке.

На последней ступени составной ракеты, а также на космических летательных аппаратах возможно применение топливного отсека в виде тора. Такая схема топливного отсека позволяет уменьшить габаритные размеры ракеты (ее длину) и компактно расположить различные узлы и агрегаты, хотя масса ракет будет несколько больше, чем при применении цилиндрических или сферических баков. На рис. 8.2, ж приведена принципиальная схема «утопленной» конструкции бака. Такая конструкция топливных баков позволяет лучше использовать объем ракеты.

На ступени S-2 ракеты «Сатурн» используется бак чечевицеобразной формы (рис. 4.5).

В баллистических ракетах больших дальностей, кроме крайних днищ, ограничивающих бак, в конструкцию бака может входить дополнительное днище, делящее бак на два отсека (рис. 4.6). Вследствие расходования топлива центр тяжести летящей ракеты перемещается по оси назад, что нарушает устойчивость ракеты и усложняет работу его рулевых органов. В разделенных на два отсека баках сначала вырабатывается топливо, находящееся в заднем отсеке. Выходное отверстие в промежуточном днище при этом пе-

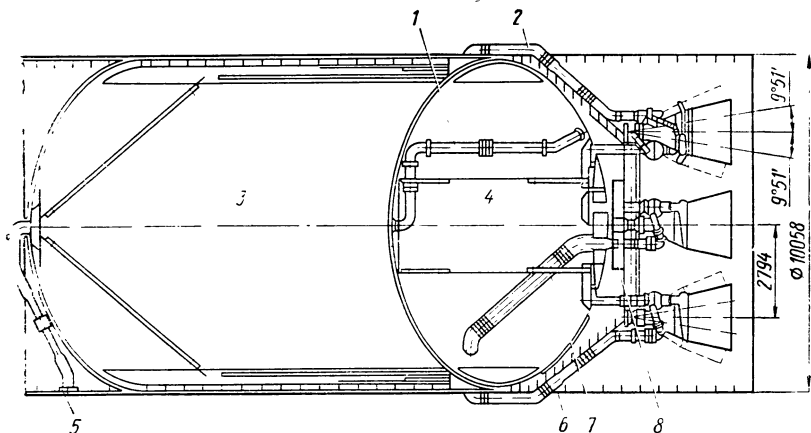


Рис. 4.5. Принципиальная схема ступени S-2 ракеты «Сатурн»:

1 — трубопровод отвода паров окислителя; 2 — трубопровод подачи горючего в периферийный двигатель; 3 — бак горючего (жидкий водород); 4 — бак окислителя (жидкий кислород); 5 — трубопровод отвода паров горючего; 6 — горловина для заправки и слива горючего; 7 — трубопровод подачи горючего в центральный двигатель; 8 — рама крепления центрального двигателя

рекрыто специальным клапаном перелива, и поэтому топливо, находящееся в переднем отсеке, не расходуясь, «тормозит» движение центра тяжести ракеты. По достижении топливом в заднем отсеке некоторого заданного уровня или по команде от временного механизма открывается клапан перелива и топливо из переднего отсека через трубу перелива поступает в задний отсек бака. Труба перелива необходима для создания сплошной струи топлива.

Ступенчатое опорожнение топливного бака требует применения ряда дополнительных устройств (промежуточных днищ, клапанов и т. д.) и поэтому оно также увеличивает пассивную массу ракеты.

Промежуточное днище утяжеляет топливный бак, поэтому его применяют в тех случаях, когда органы управления не обеспечивают стабилизацию ракеты.

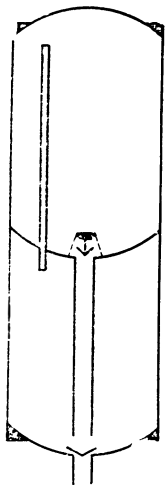
Формы днищ баков. Задача выбора формы и размеров днищ цилиндрических топливных баков — одна из ответственных задач при проектировании ракет. Форма днищ выбирается из условия обеспечения минимальной массы, простоты изготовления, обеспечения более плотного заполнения объема ракеты.

4.3. АРМАТУРА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

Топливные баки представляют собой сложные агрегаты, оснащенные различными устройствами:

устройствами для забора топлива; демпферами колебаний жидкости; системами контроля уровня; датчиками систем одновременного опорожнения баков; заправочно-сливными и дренажно-предохранительными клапанами; устройствами для ввода в бак газа над-

Рис. 4.6. Схема бака с промежуточным днищем



дува; реле давления; люками — лазами; штуцерами, фланцами и другими элементами.

Рассмотрим некоторые из них.

Дренажный клапан служит для сброса из бака газов и паров компонентов топлива при заправке.

Предохранительный клапан — для сброса избыточного давления из свободной подушки бака при повышении температуры компонентов топлива в процессе хранения заправленного бака, а также сброса избыточного количества газа наддува при работе двигательной установки. Часто дренажный и предохранительный клапан объединяют в один дренажно-предохранительный.

Устройство для предохранения бака от потери устойчивости (складывания бака) из-за разряжения давления внутри бака при колебаниях температуры окружающей среды. Существующие конструкции топливных баков достигают разряжения не более 0,01 ... 0,02 МПа. Эти системы иногда называют системами «дыхания».

Заборные устройства баков. В конце работы двигательной установки возможно временное оголение заборного устройства в результате действия инерционных сил при маневре ракеты; провала уровня компонента топлива.

Провал уровня компонента топлива наблюдается при понижении уровня до величины $H_{кр}$ из-за образования воронки. Количество компонента топлива в баке в момент провала уровня относится к остаткам топлива незабора. В гл. 8 рассмотрены основные типы заборных устройств.

Устройства для ввода газа наддува в бак. (Насадки для ввода рабочего тела в бак). На рис. 4.7 приведены некоторые принципиальные схемы топливных баков, а также возможные варианты установки насадков для ввода в бак газа наддува.

На рис. 4.8 приведены возможные варианты насадков для ввода в бак газа наддува.

Насадок *А* (рис. 4.8, *а*) состоит из цилиндрического трубопровода 1 и конического раструба 2. Торцевой трубопровода 1 заглушен, на боковой поверхности его равномерно расположены отверстия диаметром 3 мм. Конический раструб 2 предохраняет обечайку и верхнее днище бака от направленного действия струи газа наддува.

Насадок *Б* (рис. 4.8, *б*) состоит из двух конусов, несимметричного 4 и симметричного 2. Несимметричный конус предохраняет обечайку и днище бака от прямого попадания струи газа наддува. Ввод газа наддува в полость между конусами осуществляется через стакан 3.

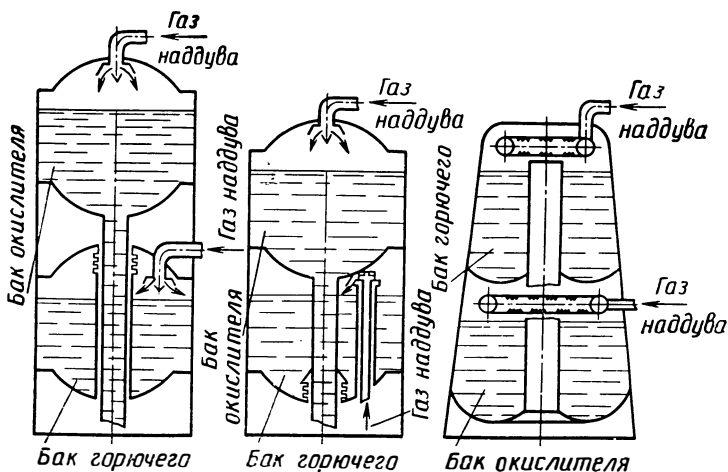


Рис. 4.7. Принципиальные схемы топливных отсеков

Насадок *В* (рис. 4.8, *в*) по конструкции аналогичен насадку *А*, отличается от него только геометрическими размерами и количеством отверстий.

Насадок *Г* (рис. 4.8, *г*) состоит из цилиндрической трубы *1*, конического отражателя *5*, конического раструба *2* и тарельчатого

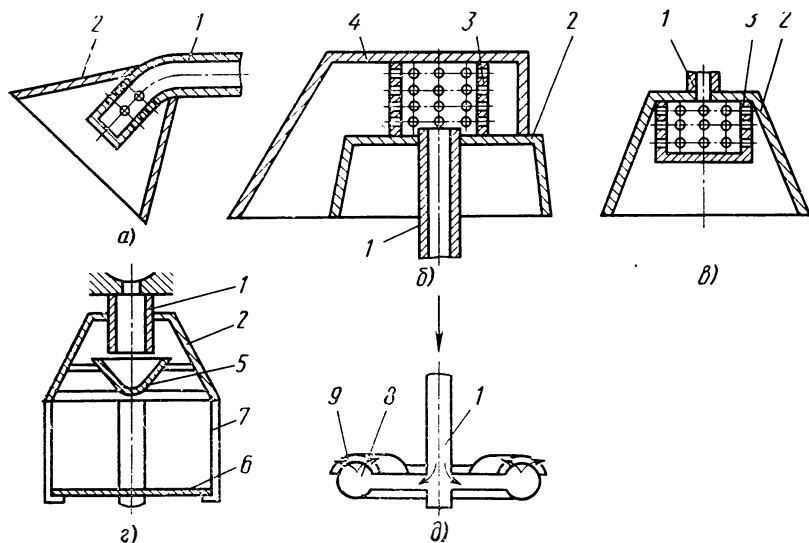
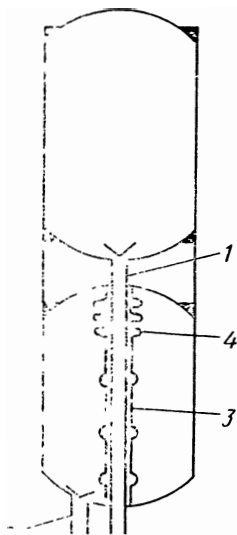


Рис. 4.8. Принципиальные схемы насадков ввода газа в топливный бак:

а — насадок *А*; *б* — насадок *В*; *в* — насадок *Г*; *г* — насадок *Д*; *1* — трубопровод; *2* — конический раструб; *3* — цилиндрический стакан; *4* — несимметричный конический раструб; *5* — конический отражатель; *6* — тарельчатый отражатель; *7* — ребра; *8* — торцовая труба; *9* — отражатель

Рис. 4.9. Схема установки магистрали верхнего днаща:
1 — трубопровод окислителя; 2 — трубопровод горючего; 3 —
тоннельная труба; 4 — сифлон



отражателя 6. Тарельчатый отражатель с помощью четырех ребер 7 крепится к обтекателю. Конструкция насадка позволяет значительно снизить скорость входа газа наддува в бак.

Кольцевой насадок D (рис. 4.8, d) состоит из торовой трубы 1, на поверхности которой (на основании тора) расположены отверстия Φ 3 мм. На верхнем основании тора устанавливаются отражатели 2.

Тоннельные трубы. Тоннельные трубы устанавливаются в нижних баках ступеней и служат для размещения магистральных трубопроводов, идущих от верхнего бака к двигательной установке (рис. 4.9).

Тоннельные трубы повышают надежность ракеты при хранении ее в заправочном состоянии, а также в условиях полета и упрощают технологию сборки ракеты на заводе-изготовителе. На тоннельной трубе устанавливаются компенсаторы, которые компенсируют температурные напряжения, и одновременно выбираются технологические погрешности при установке тоннельной трубы в топливный бак.

Устройство для контроля доз заправки. Для обеспечения максимальной дальности полета ракеты необходима точная дозировка массы заправляемых в баки компонентов топлива. В настоящее время используют специальные системы контроля уровня (СКУ) топлива в баках.

Система контроля уровня состоит из чувствительных элементов, пультов заправки и кабельной сети. По принципу действия чувствительные элементы могут быть индуктивные, контактные, потенциометрические, ультразвуковые и др.

Устройства для демпфирования колебаний компонентов топлива. Корпус ракеты при полете испытывает как продольные, так и поперечные колебания. Основными причинами, вызывающими колебания корпуса, являются: пульсация тяги двигателя, работа автомата стабилизации, а также порывы ветра. Колебания корпуса ракеты воздействуют на массы компонентов топлива, находящихся в топливных баках. Совпадение частот свободных колебаний компонента топлива с частотой колебаний корпуса может привести к резонансу и разрушению ракеты. Поэтому внутри топливных баков устанавливаются устройства, которые уменьшают колебания топлива в баках. В качестве демпферов используют перфорированные поперечные перегородки, конусы и продольные перегородки. Перфорированные поперечные перегородки эффективно уменьшают амплитуду колебаний топлива. Эф-

Фективно действуют также конусы, которые устанавливают в сечениях топливных баков, наиболее удаленных от центра массы ракеты.

Продольные перегородки уменьшают перемещение топлива относительно стенок баков и повышают благодаря этому запас статической устойчивости ракеты по углу крена. Эффективность продольных перегородок значительно ниже, чем поперечных, но продольные перегородки демпфируют колебания на протяжении всего активного участка полета, а поперечные — только при определенном фиксированном уровне.

Количество демпфирующих устройств, их конструкция и расположение в баках должны быть выбраны так, чтобы демпферы выполняли свою роль по стабилизации ракеты, но не слишком увеличивали ее массу.

Люки, фланцы и штуцеры баков. Для проведения монтажа систем внутри бака, осмотра и ремонта топливных баков на одном из днищ устанавливается люк — лаз. Лазы закрываются крышками, крепящимися к соответствующим фланцам днища болтами.

К днищам баков привариваются фланцы и штуцера для присоединения трубопроводов, клапанов и датчиков. На нижнем днище бака устанавливаются заборное устройство, воронкогасители, датчики остатка, датчики уровня СОБ. На верхнем днище, как правило, устанавливаются агрегаты системы наддува (газогенераторы и др.), узлы ввода газа наддува, дренажный клапан, предохранительный клапан, реле давления и другие элементы автоматики, необходимые для работы и контроля системы наддува.

4.4. РАСЧЕТ ОБЪЕМОВ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

Расчет объемов топливных баков производится с целью определения их геометрических размеров.

Объем каждого топливного бака включает:

объем компонента топлива, заправляемого в бак, — $V_{з.о}$, $V_{з.г}$;
объем, занимаемый конструктивными элементами, расположенными внутри бака (баллоны высокого давления для хранения сжатых газов, тоннельные и другие трубопроводы, элементы конструкции двигателя, разделительные, успокоительные и заборные устройства, датчики СОБ и др.), — $V_{констр}$;

объем недолива (газовой «подушки») — $V_{под.}$

Таким образом, объемы баков окислителей и горючего соответственно $V_{б.о} = V_{з.о} + V_{констр} + V_{под.о}$; $V_{б.г} = V_{з.г} + V_{констр} + V_{под.г}$.

При расчете объемов топливной системы кроме объемов топливных баков следует также учитывать объемы расходных магистралей, сообщающих топливные баки с двигательными установками ($V_{маг.о}$ и $V_{маг.г}$).

Объем топлива, заправляемого в бак

Объем топлива, заправляемого в бак, вычисляется по массе заправляемого компонента для плотности компонента ρ при температуре заправки:

$$V_3 = \frac{m_3}{\rho},$$

где m_3 — масса компонента топлива, которая заправляется в бак.

Масса компонента топлива, заправляемого в топливную систему, включает используемое (для увеличения скорости ракеты) топливо и неиспользуемое.

В свою очередь, используемое топливо включает в себя рабочий и гарантийный запасы.

Рабочий запас топлива — это масса топлива, необходимая для достижения расчетной дальности стрельбы. Рабочий запас рассчитывается для расчетных условий полета ракеты на активном участке траектории.

Гарантийный запас топлива

Реальные условия работы двигательной установки и условия полета ракеты практически не соответствуют расчетным.

Полет ракеты происходит при воздействии возмущающих факторов, основными из них являются:

отклонение температуры компонентов от номинального значения — Δt ;

отклонение давления на входе в насосы — $\Delta p_{вх}$;

отклонение в объемном соотношении компонентов — ΔK_v ;

отклонение в «сухой» массе ракеты — $\Delta m_{сух}$;

отклонение в рабочем запасе компонентов топлива — Δm_r ;

отклонение удельного импульса тяги двигателя — $\Delta J_{уд}$;

отклонение в аэродинамическом сопротивлении — $\Delta X_{аэр}$.

Ввиду того, что большинство из перечисленных факторов являются случайными величинами, то при неблагоприятном сочетании их возможен случай, когда рабочий запас компонентов топлива m_r , определенный для номинальных условий полета, будет израсходован раньше, чем система управления подаст команду на выключение двигателя, и ракета не достигнет заданной максимальной дальности. Для компенсации влияния возмущающих факторов дополнительно к рабочему запасу топлива добавляют гарантийный запас.

Гарантийный запас топлива $m_{гар}$ — это дополнительное количество топлива, которое необходимо заправить топливные баки, чтобы с определенной (достаточно высокой) надежностью обеспечить достижение максимальной дальности ракеты.

Неиспользуемое топливо

Неиспользуемое топливо — топливо, заправляемое в баки ракеты, но не создающее полезной тяги.

Неиспользуемое топливо складывается из следующих составных частей:

топлива, расходуемого до начала движения ракеты или ступени (так называемый достартовый расход);

топлива, остающегося в двигателе после его останова;

остатков топлива в баках (на элементах конструкции и гидравлического незабора в заборных устройствах);

безкавитационных остатков (остатков необходимых для обеспечения бескавитационной работы насосов двигателя);

топлива, необходимого для работы других систем ракеты (например, идущего на наддув топливных баков, в систему рулевых гидроприводов и др.).

Объем газовой подушки

Газовый объем в верхней части бака называется свободным объемом, объемом недолива или объемом «подушки». Объем «подушки» должен быть минимально возможным, так как его увеличение при заданном объеме топливной системы уменьшает объем заправляемого топлива. Однако уменьшение объема «подушки» ограничивается рядом требований.

Газовая подушка в баке необходима для:

компенсации расширения топлива при изменении температуры окружающей среды при хранении и от аэродинамического нагрева в верхних ступенях ракет в полете;

обеспечения требуемого давления в баке при запуске двигателя;

обеспечения в заданных диапазонах давления в баке при колебаниях температуры окружающей среды;

обеспечения нормальной работы дренажно-предохранительной системы топливного бака;

обеспечения объема необходимо для компенсации ошибки в выдаче заправочной дозы компонента топлива наземными средствами заправки;

обеспечения объема, необходимого в случае выделения растворенных в топливе газов и продуктов разложения топлива;

размещения элементов систем ракеты — устройств для газа наддува, дренажно-предохранительных устройств, датчиков систем контроля заправки и выработки топлива и др.

Объем газовой подушки в баках ракет может изменяться в широком диапазоне (1...5% от полного объема) в зависимости от требований, предъявляемых к ракете.

**НЕКОТОРЫЕ ПРОЦЕССЫ В ТОПЛИВНЫХ БАКАХ
ПРИ ИХ ОПОРОЖНЕНИИ**

Одной из основных задач при разработке ракет на жидком топливе является уменьшение пассивной массы ракет.

В массу заправки топлива включаются остатки незабора, которые не сгорают в камере сгорания, увеличивая массу сухой ракеты и, следовательно, уменьшая дальность ее полета. Поэтому при проектировании системы питания необходимо стремиться к тому, чтобы уменьшить массу остатка незабора. Основную часть массы остатка незабора составляет масса компонента, которая остается в баке для предотвращения образования воронки и последующего двухфазного течения жидкости (компонент топлива + газы наддува).

Двухфазное течение компонента топлива через двигатель недопустимо, поэтому приходится прекращать слив до полного опорожнения бака.

Нарушение сплошности потока в заборных устройствах происходит в результате кавитации и воронкообразования. Поэтому при разработке систем питания приходится учитывать воронкообразование над сливными отверстиями и кавитацию в сливных отверстиях баков.

Конечной целью расчета любой системы наддува является определение значений параметров системы, наиболее полно удовлетворяющих требованиям, перечисленным в гл. 2. Важнейшее из этих требований — получение минимальной массы системы наддува. При горячем наддуве баков наиболее существенно влияет на весовую характеристику системы величина секундного расхода газа, необходимого для обеспечения давления наддува. Очевидно, что для каждого конкретного случая потребный расход газа определяется значением исходных параметров газа и процессами, происходящими внутри бака. Характер этих процессов, в свою очередь, зависит от значений исходных параметров газа наддува, физико-химических свойств жидкого компонента, конструктивных особенностей бака, типа и расположения насадка, применяемого для ввода газа, и от многих других факторов. Трудность установления зависимости потребного расхода газа от значений определяющих параметров состоит в сложности внутрибаковых процессов.

К основным внутрибаковым процессам относятся:
движение газа внутри бака;

теплообмен между стенками топливного бака, зеркалом жидкости и газом наддува;

массообмен между газом наддува и жидкостью в баке (диффузия, испарение, конденсация, растворение отдельных составляющих газа наддува в компоненте топлива);

изменение состава газа наддува в результате химического взаимодействия его с жидким компонентом, химических реакций в газе и массообмена;

изменение параметров газа при расширении его в баке;

движение уровня поверхности жидкости (зеркала) и перемешивание слоев жидкого компонента, сопровождающееся образованием жидкой пленки на внутренней стенке и силовых элементах бака;

воронкообразование над сливными отверстиями в конце опорожнения бака;

кавитация в сливных отверстиях топливных баков.

Рассмотрим кратко основные особенности перечисленных процессов.

5.1. КАЧЕСТВЕННАЯ СТОРОНА ПРОТЕКАНИЯ ВНУТРИБАКОВЫХ ПРОЦЕССОВ

Для обеспечения подачи газа наддува из газогенератора давление в последнем должно быть больше, чем в баке. Перепад давления в газогенераторе и баке в общем случае может быть докритическим, критическим и сверхкритическим. В первом случае истекающая из насадка струя (или струи) будет дозвуковой, что обуславливает наличие обратной связи между баком и камерой газогенератора: при увеличении, например, давления в баке одновременно повысится давление и в камере газогенератора. Если в качестве газогенератора применяют ЖГГ, то при докритическом истечении повышение давления в его камере, вследствие увеличения давления в баке, приводит к уменьшению расхода жидких компонентов через форсунки или смеситель. В том случае, когда соотношение компонентов K приближается к стехиометрическому, увеличивается температура рабочего тела и соответственно уменьшается потребный расход его. Однако при этом возрастает температура стенок бака, что ограничивает возможность уменьшения расхода рабочего тела путем увеличения его температуры.

Температура стенок бака, как показано в работе [14], существенно зависит не только от начальных параметров рабочего тела, но и от конструкции и расположения насадка, от толщины стенок материала, формы и размера бака, от характера протекания в нем процессов конденсации и испарения и от многих других факторов. Следует также учитывать, что для определения допустимой температуры рабочего тела расчет средней температуры стенки бака является далеко недостаточным, так как даже при сравнительно низкой средней температуры стенки возможен местный перегрев ее, обусловленный неравномерностью температурных полей.

Ввиду сложности расчета температурных полей стенки бака, минимальный расход рабочего тела, соответствующий максимально допустимой начальной его температуре, может быть в настоящее время установлен только экспериментально при отработке конкретной системы наддува.

Таким образом, при докритическом истечении ЖГГ будет саморегулирующимся. Однако для того, чтобы соотношение компонентов, поступающих в камеру ЖГГ, оставалось при этом неизменным, перепад на форсунках горючего и окислителя должен быть одинаковым. В противном случае при изменении давления в баке будет изменяться не только секундное количество образующихся продуктов газогенерации, но и состав и температура этих продуктов. Это, а также трудность обеспечения устойчивого горения в ЖГГ при малых давлениях в его камере являются причиной отказа от саморегулирующихся ЖГГ.

Если же в качестве газогенератора применяется ППГ, то зависимость давления в его камере сгорания от давления в баке еще более нежелательна, так как скорость горения заряда существенно зависит от давления. При сверхкритическом перепаде давления в газогенераторе и в баке в минимальном сечении насадка устанавливаются критические значения параметров газа, а на выходе из насадка происходит расширение струи.

При значительном превышении давления газа на срезе насадка над давлением газа в баке в сверхкритической струе появляются скачки уплотнения. Наличие звуковой скорости газа на срезе насадка обуславливает независимость значений параметров в камере сгорания газогенератора от процессов в баке. В этом случае, при постоянном давлении компонентов топлива перед форсунками ЖГГ количество газа, генерируемого в единицу времени, и значения параметров этого газа в камере сгорания остаются постоянными.

Газовые струи, вышедшие из насадка, постепенно расширяются при турбулентном перемешивании с газом, находящимся над жидким компонентом. При достаточной дальнобойности струи достигают стенок бака и зеркала жидкости и отражаются от них. В результате взаимодействия струй и увлекаемого ими газа с жидкостью в последней возникают циркуляционные течения, способствующие перемешиванию ее слоев, имеющих разную температуру.

Картина движения газа и жидкости внутри бака существенно зависит от конструкции, относительного размера и расположения насадка и изменяется по мере опускания зеркала жидкости.

При снижении уровня жидкости в баке на внутренней освобождающейся поверхности его образуется пленка жидкости, толщина которой зависит от физического состава жидкости и скорости опускания уровня в баке. Пленка жидкости оказывает существенное влияние на протекание внутрибаковых процессов. При одних условиях она может испаряться, увеличивая массу и влажность газа наддува в баке, а при других условиях — увеличить степень конден-

саци составляющих газа наддува и, следовательно, уменьшить его влажность.

Условием, необходимым для испарения жидкостей, является наличие положительного значения перепада давлений

$$\Delta p = p_s - p_{II} > 0, \quad (5.1)$$

где p_s — давление насыщенных паров при температуре жидкости; p_{II} — парциальное давление этих паров в объеме бака.

В случае, когда $\Delta p = p_s - p_{II} < 0$, процесс массообмена направлен в противоположную сторону, т. е. вместо испарения происходит конденсация паров на поверхности жидкости.

Процесс перехода пара в жидкость возможен не только на поверхности жидкости и стенках бака, но и во всем объеме газа.

Процессы массообмена (испарение и конденсация), протекающие в баке, тесно связаны с процессом теплообмена между газом, жидким компонентом и стенками бака. В результате теплоотдачи в стенку и жидкость температура газа понижается, что вызывает поверхностную и объемную конденсации. Объемная конденсация протекает интенсивно в начальный период работы системы наддува в результате смешения газа наддува с холодным газом предварительного наддува.

В общем случае тепловые потоки в баке состоят из лучистых и конвективных потоков и тепловых потоков, связанных с переносом массы. При сравнительно низких температурах в топливных баках лучистые потоки пренебрежимо малы.

На конвективные тепловые потоки в стенки и жидкость существенно влияет характер движения газа внутри бака и наличие на стенках жидкой пленки, образующейся в результате конденсации паров и опускания уровня компонента.

Величины и направления тепловых потоков, связанных с переносом массы, определяются теми же факторами, что и перенос самой массы и, в частности, существенно зависят от паросодержания и температуры газа наддува, от свойств газа наддува, от свойств и температуры компонента топлива, от площади поверхности и температуры стенок бака.

При наддуве бака горячим газом, содержащим паровую фазу, поверхностная конденсация на зеркале жидкого компонента вызывает появление теплового тока, направленного к жидкости. При наддуве сухим горячим газом тепловой поток от него идет на прогрев и испарение жидкости, причем теплота, затраченная на испарение, вместе с испарившейся жидкостью вновь возвращается в газ наддува. Тепловой поток, направленный к стенкам бака, аналогичным образом может быть разделен на идущий непосредственно в стенки и на испарение жидкости.

Существенное влияние на величину коэффициентов тепло- и массоотдачи в стенку бака и к жидким компонентам оказывает характер движения газа внутри бака и наличие пленки жидкости на стенке бака.

Таким образом, в результате процессов массообмена и теплообмена между жидкостью, стенкой бака, с одной стороны, и газом наддува, с другой стороны, состав последнего изменяется. Изменение состава газа наддува возможно также в результате химических процессов между газом наддува и жидкостью, а также в результате химических реакций в самом газе. Так, например, вода, конденсирующаяся на стенках бака, содержащего окислитель на основе азотной кислоты, может поглощать двуокись азота, содержащуюся в газе наддува и образовывать азотную кислоту и окись азота [8]. С другой стороны, на поверхности жидкого компонента возможно протекание обратной реакции раскисления. Уменьшение температуры и большое время нахождения газа наддува в баке, по сравнению с временем пребывания его в камере ЖГГ, создают условия для протекания некоторых химических реакций в газе наддува. Так, например, в баке возможно окисление окиси азота, образование из двуокиси азота четырехокиси азота и другие химические реакции.

При сливе жидкости через данное отверстие в топливном баке в конце опорожнения образуется воронка, приводящая к двухфазному течению в трубопроводе. Двухфазное течение компонента топлива через двигатель недопустимо, в связи с чем приходится прекращать слив компонента топлива из бака в магистраль путем установки специальных пневмоклапанов над сливным трубопроводом или производить отключение двигателя. Топливо, остающееся в баках к моменту появления двухфазного потока в системе питания, является невыработываемым остатком незабора. При этом возможно образование воронок с вращением жидкости в баке и без вращения жидкости («провал уровня»). Причиной возникновения вращательного движения жидкости над заборным устройством могут явиться кориолисовы силы, кавитационные явления в заборном устройстве, различные загромождения в баке, приводящие к несимметричному притеканию жидкости к заборному устройству, а также различные начальные возмущения. Образовавшийся при этом газовый жгут проникает в магистраль системы питания и нарушает сплошность потока.

Известно, что переход к двухфазному течению при вихревом воронкообразовании происходит при больших высотах уровня, чем при возникновении воронки без вращения. Вихревые воронки в топливных баках ракет устраняются конструктивно постановкой над сливными отверстиями воронкогасителей в виде тарелей, ребер и др.

Провал уровня обусловлен истечением жидкости из бака и устранить его практически не представляется возможным.

Кавитация возникает в том случае, когда статическое давление жидкости падает ниже давления насыщенных паров жидкости из-за увеличения скорости потока в заборном устройстве. При этом гидравлические потери в заборном устройстве возрастают. Поэтому заборное устройство должно быть спроектировано так, чтобы в нем не возникала кавитация.

Значительное усложнение картины внутрибаковых процессов связано с нестационарностью этих процессов. Даже при постоянстве значений начальных параметров и расхода газа, поступающего на наддув, и при постоянстве расхода жидкого компонента по мере опорожнения бака внутри его происходит непрерывное увеличение объема газа над зеркалом компонента, увеличение поверхности стенок, контактирующих с горячим газом, изменение температурных полей стенок бака, изменения полей температуры и скорости в газе, изменения свойств газа и т. д. Изменение состава газа наддува в баке приводит к изменению газовой постоянной и показателя политропы.

5.2. ПРОГРЕВ ЖИДКОГО КОМПОНЕНТА ПРИ НАДДУВЕ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ ГОРЯЧИМИ ГАЗАМИ

При горячем наддуве топливного бака температура газа над свободной поверхностью жидкого компонента всегда выше температуры самого компонента топлива. Перепад температур определяет наличие теплового потока, направленного в сторону жидкости через свободную поверхность.

Прогрев жидкого компонента происходит как вследствие теплопроводности жидкости, так и вследствие конвективного движения ее в баке. Экспериментально установлено, что конвективное движение компонента топлива во много раз усиливает интенсивность прогрева.

Если принять, что тепло в жидкости переносится только благодаря ее теплопроводности, то поставленная задача сводится к решению дифференциального уравнения теплопроводности полуограниченного тела

$$\frac{\partial t(y, \tau)}{\partial \tau} = a \frac{\partial^2 t(y, \tau)}{\partial y^2} \quad (\tau \geq 0; 0 \leq y < \infty) \quad (5.2)$$

при начальном условии

$$t(y, 0) = t_0 \quad (5.3)$$

и граничных условиях

$$t(\infty, \tau) = t_0; \quad (5.4)$$

$$\frac{\partial t(\infty, \tau)}{\partial y} = 0; \quad (5.5)$$

$$\lambda \frac{\partial t(0, t)}{\partial y} = r \frac{\partial m(\tau)}{\partial \tau} + \alpha(\tau) [t^*(\tau) - t(0, \tau)] = 0, \quad (5.6)$$

где $\alpha(\tau)$ — коэффициент теплоотдачи на поверхности жидкости; λ — коэффициент теплопроводности; r — теплота парообразования; $m(\tau)$ — секундный массопоток с единицы площади поверхности жидкости; $t^*(\tau)$ — температура газа над жидкостью; $t(y, \tau)$ — температура жидкости на расстоянии y от свободной ее поверхности в

момент времени τ от начала прогрева; t_0 — начальная температура жидкости.

Граничное условие (5.6) представляет собой уравнение баланса энергии на свободной поверхности жидкости. Для того, чтобы воспользоваться граничным условием, необходимо знать функции $\alpha(\tau)$, $m(\tau)$ и $t^*(\tau)$. Однако имеющихся в настоящее время экспериментальных данных недостаточно для обоснованного задания этих функций.

Решение уравнений (5.2)...(5.6) можно упростить, если вместо граничного условия (5.6) использовать следующее условие*:

$$t(0, \tau) = f(\tau). \quad (5.7)$$

Решение уравнения (5.2) зависит от вида функции $f(\tau)$.

Рассмотрим решение уравнения (5.2) при условии (5.3)...(5.5) и при задании граничного условия (5.7) на поверхности жидкости в виде экспоненциальной функции

$$t(0, \tau) = f(\tau) = t_0 + (t_s - t_0)[1 - \exp(-k\tau)]. \quad (5.8)$$

Здесь t_s — предельная температура поверхности жидкости.

Приближенное решение уравнения (5.2) можно представить в виде

$$t(y, \tau) = t_0 + (t_s - t_0) \left\{ \operatorname{erfc} \left(\frac{y}{2\sqrt{a\tau}} \right) - \exp(-k\tau) \times \right. \\ \left. \times \left[\left[1 - 2k\tau \left(\frac{y}{2\sqrt{a\tau}} \right)^2 \right] \operatorname{erfc} \left(\frac{y}{2\sqrt{a\tau}} \right) + \frac{2k\tau}{\sqrt{\pi}} \frac{y}{2\sqrt{a\tau}} \exp \left(-\frac{y^2}{2\sqrt{a\tau}} \right)^2 \right] \right\},$$

где $\operatorname{erfc} \left(\frac{y}{2\sqrt{a\tau}} \right)$ — табулированная функция;

$$\operatorname{erfc} \left(\frac{y}{2\sqrt{a\tau}} \right) = 1 - \operatorname{erf} \left(\frac{y}{2\sqrt{a\tau}} \right) = 1 - \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^{\frac{y}{2\sqrt{a\tau}}} \exp(-u^2) du.$$

Найдем время τ^* , в течение которого прирост температуры на поверхности $t(0, \tau) - t_0$ составляет величину $1 - \exp(-1) = 0,63$ от максимально возможного прироста $t_s - t_0$

$$\frac{t(0, \tau^*)}{t_s - t_0} = 1 - \exp(-1) = 1 - \exp(-k\tau^*).$$

Откуда $k = \frac{1}{\tau^*}$; $k(\tau) = \frac{\tau}{\tau^*}$

Если обозначить $\bar{\tau} = \frac{\tau}{\tau^*}$ — относительное время; $Y = \frac{y}{2\sqrt{a\tau}} = \frac{1}{2Fo}$ —

* Выбор выражения (5.7) в качестве граничного условия можно мотивировать тем, что экспериментальное определение функции $f(\tau)$ несравненно проще определения вида функций $\alpha(\tau)$, $m(\tau)$, $t^*(\tau)$.

безразмерная координата; $Fo = \frac{a\tau}{y^2}$ — критерий гомохронности (критерий Фурье); $\vartheta(Y, \bar{\tau}) = \frac{t(Y, \bar{\tau}) - t_0}{t_s - t_0}$ — относительная избыточная температура жидкости, то уравнение (5.8) можно записать в критериальном виде

$$\vartheta(0, \bar{\tau}) = 1 - \exp(-\bar{\tau}); \tag{5.8'}$$

$$\vartheta(Y, \bar{\tau}) = \operatorname{erfc}(Y) - \exp(-\bar{\tau}) \left[(1 - 2Y^2\bar{\tau}) \operatorname{erfc} Y + \frac{2\bar{\tau}}{\sqrt{\pi}} Y \exp(-Y^2) \right]. \tag{5.9}$$

Экспоненциальный закон изменения температуры и соответствующие поля температур приведены на рис. 5.1 и рис. 5.2.

Если избыточную температуру жидкости $t(Y, \bar{\tau}) - t_0$, отнесенную к избыточной температуре ее поверхности в данный момент времени $\vartheta(0, \bar{\tau})$, обозначить

$$\theta(Y, \bar{\tau}) = \frac{t(Y, \bar{\tau}) - t_0}{t(0, \bar{\tau}) - t_0} = \frac{\vartheta(Y, \bar{\tau})}{\vartheta(0, \bar{\tau})},$$

то выражение (5.9) примет следующий вид:

$$\theta(Y, \bar{\tau}) = \frac{1}{1 - \exp(-\bar{\tau})} \left\{ \operatorname{erfc}(Y) - \exp(-\bar{\tau}) \times \right. \\ \left. \times \left[(1 - 2Y^2\bar{\tau}) \operatorname{erfc}(Y) + \frac{2\bar{\tau}}{\sqrt{2\pi}} Y \exp(-Y^2) \right] \right\}. \tag{5.9'}$$

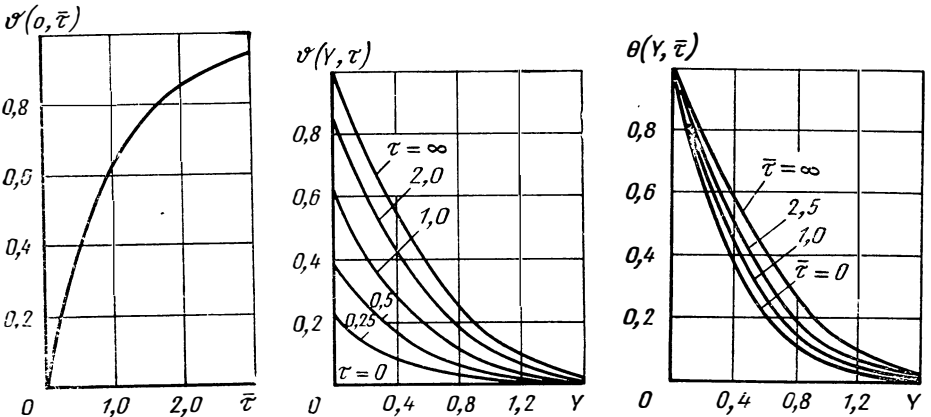


Рис. 5.1. Экспоненциальный закон изменения относительной избыточной температуры поверхности жидкости во времени

Рис. 5.2. Безразмерные поля относительной избыточной температуры поверхности жидкости при экспоненциальном законе изменения температуры ее поверхности во времени

Рис. 5.3. Безразмерные поля температуры жидкости при экспоненциальном законе изменения температуры ее поверхности

На рис. 5.3 показаны безразмерные поля температуры в координатах θ, Y для различных значений $\bar{\tau}$. Из рисунка следует, что с увеличением относительного времени $\bar{\tau}$ (с ростом времени τ или с уменьшением τ^* при более интенсивном нагревании поверхности) профили температур получаются более полными. Верхняя кривая на рис. 5.3 представляет собой профиль температур при $\bar{\tau} = \infty$. Это значение $\bar{\tau}$ возможно в двух случаях: при бесконечно продолжительном прогреве жидкости или при бесконечно быстром нагреве ее поверхности до предельной температуры t_s .

Рассмотрим решение уравнения (5.2) при граничном условии на поверхности жидкости в виде степенной функции

$$t(0, \tau) = f(\tau) = t_0 + A\tau^n. \quad (5.10)$$

При граничном условии (5.10), а также при условиях (5.4) и (5.5) на бесконечности и при начальном условии (5.3) решение уравнения (5.2) может быть записано в следующем виде:

$$f(y, \tau) = t_0 + A\tau^n \left[1 - R \left(\frac{y}{2\sqrt{a\tau}}, n \right) \right], \quad (5.11)$$

где

$$R = 1 - A^n n! i^{2n} \operatorname{erfc} \left(\frac{y}{2\sqrt{a\tau}} \right) \text{ при } n = 1, 2, 3, \dots; \quad (5.12)$$

$$R = 1 - \left\{ \left[1 + 2n \left(\frac{y}{2\sqrt{a\tau}} \right)^2 \right] \operatorname{erfc} \left(\frac{y}{2\sqrt{a\tau}} \right) - \frac{2n}{\sqrt{\pi}} \frac{y}{2\sqrt{a\tau}} \exp \left(-\frac{y^2}{2\sqrt{a\tau}} \right)^2 \right\} \quad (5.13)$$

при $0 \leq n \leq 1$

$$\text{Здесь } i^{2n} \operatorname{erfc} \left(\frac{y}{2\sqrt{a\tau}} \right) = \int_{y/(2\sqrt{a\tau})}^{\infty} i^{2n-1} \operatorname{erfc}(\xi) d\xi.$$

Время, за которое на поверхности жидкости достигается предельная температура t_s , обозначим τ^{**} . Тогда

$$t(0, \tau^{**}) = t_s = t_0 + A(\tau^{**})^n,$$

$$\text{откуда } A = \frac{t_s - t_0}{(\tau^{**})^n}.$$

Если обозначить относительное время

$$\bar{\tau} = \frac{\tau}{\tau^{**}}$$

и перейти к переменным

$$Y = \frac{y}{2\sqrt{a\tau}} = \frac{1}{2\sqrt{Fo}}; \quad \vartheta(Y, \bar{\tau}) = \frac{t(Y, \bar{\tau}) - t_0}{t_s - t_0},$$

то уравнения (5.10) и (5.11) можно записать в критериальном виде

$$\vartheta(0, \bar{\tau}) = \bar{\tau}^n; \quad (5.10')$$

$$\vartheta(Y, \bar{\tau}) = \bar{\tau}^n [1 - R(Y, n)]. \quad (5.11')$$

На рис. 5.4 показаны законы изменения температуры поверхности жидкости при различных показателях степени n . Относительная избыточная температура $\vartheta(Y, \bar{\tau})$, как это следует из формулы (5.11), зависит от параметра n и двух переменных Y и $\bar{\tau}$. В связи с этим целесообразно, как и в случае разогрева поверхности жидкости по экспоненциальному закону, перейти к переменной

$$\theta(Y, \bar{\tau}) = \frac{t(Y, \tau) - t_0}{t(0, \bar{\tau}) - t_0} = \frac{\vartheta(Y, \bar{\tau})}{\vartheta(0, \bar{\tau})}.$$

Тогда выражение (5.11') примет вид

$$\theta(Y, n) = 1 - R(Y, n). \quad (5.11'')$$

На рис. 5.5 представлены безразмерные поля температур в координатах θ, Y при различных значениях n . Из этого рисунка видно, что при уменьшении n , т. е. при увеличении интенсивности роста температуры на поверхности жидкости профили температур становятся более полными, т. е. они приближаются к кривой, соответствующей $n=0$.

По известному для данного момента времени профилю температуры можно определить удельный тепловой поток q и все тепло, отведенное в жидкость за время τ :

$$q = -\lambda \left(\frac{dt}{dy} \right)_{0=y}; \quad (5.14)$$

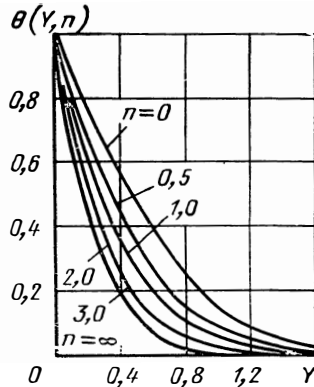
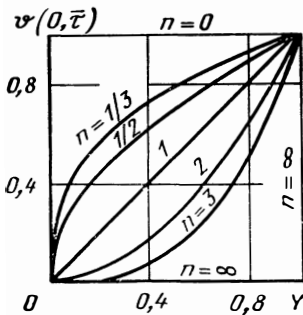


Рис. 5.4. Степенной закон изменения относительной избыточной температуры поверхности жидкости во времени

Рис. 5.5. Безразмерные поля температуры жидкости при степенном законе изменения температуры ее поверхности

$$Q = F \lambda \int_0^{\bar{\tau}} \left(\frac{dt}{dy} \right)_{y=0} d\tau; \quad (5.15)$$

где F — площадь свободной поверхности жидкости.

Из рис. 5.4 и 5.5 видно также, что температура прогревающейся жидкости по мере удаления от свободной поверхности асимптотически приближается к начальному значению t_0 . В связи с этим введем условное понятие «глубина прогрева жидкости». Под глубиной прогрева жидкости будем понимать значение координаты $y=h$, соответствующее слою, температура которого отличается от начальной на Δt , т. е.

$$t(h, \bar{\tau}) - t_0 = \Delta t.$$

Соответственно имеем

$$\vartheta(h, \bar{\tau}) = \frac{t(h, \bar{\tau}) - t_0}{t_s - t_0} = \frac{\Delta t}{t_s - t_0}; \quad (5.16)$$

$$\theta(h, \bar{\tau}) = \frac{t(h, \bar{\tau}) - t_0}{t(0, \bar{\tau}) - t_0} = \frac{\vartheta(h, \bar{\tau})}{\vartheta(0, \bar{\tau})}. \quad (5.17)$$

Для определения глубины прогрева жидкости h в момент времени τ должны быть известны коэффициент температуропроводности a и закон изменения температуры свободной поверхности (t_0, t_s, k в случае экспоненциального закона и t_0, t_s, A, n в случае степенного закона). Величиной Δt необходимо задаться. Расчет упрощается, если воспользоваться графиками рис. 5.1 и 5.3 при экспоненциальном законе изменения температуры поверхности жидкости и графиками 5.4 и 5.5 — при степенном законе. Расчет h с использованием указанных графиков проводится в следующей последовательности. Для заданного момента τ вычисляют $\bar{\tau} = \tau/\tau^*$ (или $\bar{\tau} = \tau/\tau^{**}$ при степенном законе изменения температуры поверхности) и по графику рис. 5.2 (или рис. 5.4) определяют значение $\vartheta(0, \bar{\tau})$. Это значение относительной избыточной температуры поверхности и значение $\vartheta(h, \tau)$, вычисленное по формуле (5.16), необходимы для расчета относительной избыточной температуры жидкости на глубине прогрева $\theta(h, \bar{\tau})$ по формуле (5.17). По вычисленному значению $\theta(h, \bar{\tau})$ и графику рис. 5.3 (или рис. 5.5) находят значение безразмерной координаты $Y = H$ и, наконец, по соотношению $h = 2\sqrt{a\tau}H$ вычисляем глубину прогрева h .

На рис. 5.6 приведен график изменения глубины прогрева h (при разных Δt) в зависимости от времени τ , рассчитанный для случая бесконечно быстрого возрастания температуры свободной поверхности воды от начальной температуры $T_0 = 273$ К до температуры $T_s = 373$ К, которая в дальнейшем остается постоянной. Как видно из рисунка, величина h даже в случае наиболее интенсивного прогрева поверхности воды сравнительно невелика.

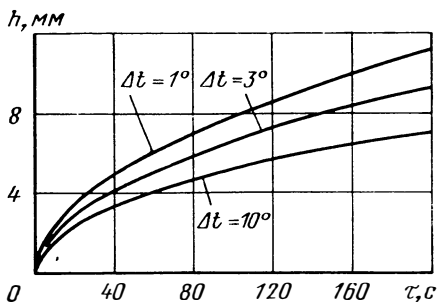


Рис. 5.6. Изменение во времени глубины прогрева воды при температуре ее поверхности $T=373$ и 273 К

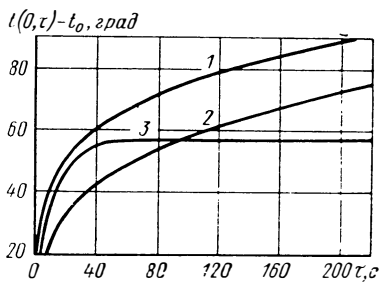


Рис. 5.7. Изменение во времени избыточной температуры свободной поверхности горящих жидкостей: керосин Т-1 (кривая 1), бензин (кривая 2) и этиловый спирт (кривая 3).

В работе [19] проведено экспериментальное исследование процесса прогрева жидкости при подводе тепла со стороны свободной поверхности. Было проведено три серии опытов: 1) с горением поверхности жидкости; 2) путем теплоотдачи к жидкости от горячего газа, находящегося над нею; 3) путем теплоотдачи к жидкости от перегретого пара, находящегося над нею.

Прогрев жидкости при горении на поверхности изучали на этиловом спирте, керосине и бензине. На рис. 5.7 показано изменение во времени температуры свободной поверхности при горении этих жидкостей. Опыты проводили при атмосферном давлении и начальной температуре жидкости $t=278...288$ К. Из рисунка видно, что при горении спирта температура горячей его поверхности раньше достигает значения, соответствующего температуре его кипения.

Закон изменения температуры на горячей поверхности указанных жидкостей можно аппроксимировать следующими зависимостями:

$$\text{для этилового спирта } t(0, \tau) - t_0 = 38 [1 - \exp(-0,083\tau)]; \quad (5.18)$$

$$\text{для керосина Т-1 } t(0, \tau) - t_0 = 24\tau^{1/4}; \quad (5.19)$$

$$\text{для бензина } t(0, \tau) - t_0 = 12,5\tau^{1/3}. \quad (5.20)$$

На основании полученных законов изменения температуры поверхности горячей жидкости и формул (5.9) и (5.11) были рассчитаны теоретические поля температур. Сопоставление этих полей с экспериментальными показало, что измеренные значения температуры значительно отличаются от расчетных, причем действительная температура жидкости всюду выше расчетной. Это расхождение объясняется тем, что в расчете было принято допущение о передаче тепла в жидкости благодаря только теплопроводности, а наличие конвекции не учитывалось. В действительности же наличие конвекции интенсифицирует процесс переноса тепла, ускоряя прогрев.

Результаты экспериментов первой серии опытов свидетельствуют о том, что процесс прогрева жидкостей при горении их свободной поверхности является сложным: перенос тепла осуществляется как благодаря теплопроводности жидкостей, так и за счет конвективных токов в них.

Влияние конвекции на перенос тепла можно учесть, как это принято в теории теплопередачи, вводя эквивалентный коэффициент теплопроводности $\lambda_{\text{экв}} > \lambda$. Величину коэффициента конвекции $\epsilon_{\text{к}} = \lambda_{\text{экв}}/\lambda$ можно найти непосредственно из опыта. Аналогично будем называть эквивалентным коэффициентом теплопроводности величину

$$a_{\text{экв}} = \frac{\lambda_{\text{экв}}}{C_p \gamma} = \epsilon_{\text{к}} a \quad (5.21)$$

и эквивалентной безразмерной координатой величину

$$Y_{\text{экв}} = \frac{y}{2 \sqrt{a_{\text{экв}} t}} = \frac{1}{\sqrt{\epsilon_{\text{к}}}} Y. \quad (5.22)$$

На рис. 5.8 в качестве примера приведены поля избыточной температуры керосина Т-1, рассчитанные с учетом конвекции $\epsilon_{\text{к}} = 9$. Там же нанесены экспериментальные значения температуры, измеренные на различных расстояниях от свободной поверхности в различные моменты времени.

Значение $\epsilon_{\text{к}}$, близкое к 9, было получено также для двух других исследованных жидкостей. Удовлетворительное согласование экспериментальных и расчетных данных (с учетом конвекции) подтверждает возможность использования теоретических уравнений для расчета прогрева жидкости, если в этих уравнениях a и Y заменить эквивалентными значениями.

При наддуве горячим воздухом средняя температура воздуха внутри емкости оказалась небольшой даже при начальной температуре его (на входе в емкость), равной 573 К. На расстоянии 40...50 мм от свободной поверхности температура воздуха мало отличалась от начальной температуры воды. Прогрев воды поэтому был настолько незначительным, что надежно измерить его с помощью имеющихся термопар и потенциометром ЭПП-09 оказалось невозможным. В третьей серии опытов изучался прогрев жидкости от перегретого пара, находящегося над жидкостью. Давление в емкости поддерживалось равным 0,2 МПа, пар на входе имел температуру 573 К, свободная поверхность отстояла от насадка на расстоянии 500 мм. Вследствие конденсации пара на поверхности воды быстро устанавливалась температура, близкая к температуре кипения воды. Поэтому в расчете температура поверхности была принята постоянной и равной 383 К. Удовлетворительное совпадение расчетных и экспериментальных полей температуры воды при теплоотдаче от пара к воде было получено при $\epsilon_{\text{к}} = 20$ (рис. 5.9). Такая большая величина коэффициента конвекции, по сравнению со случаем горения свободной поверхности, объясняется тем, что струя, выходящая из насадка, вызывает движение газа над поверхностью

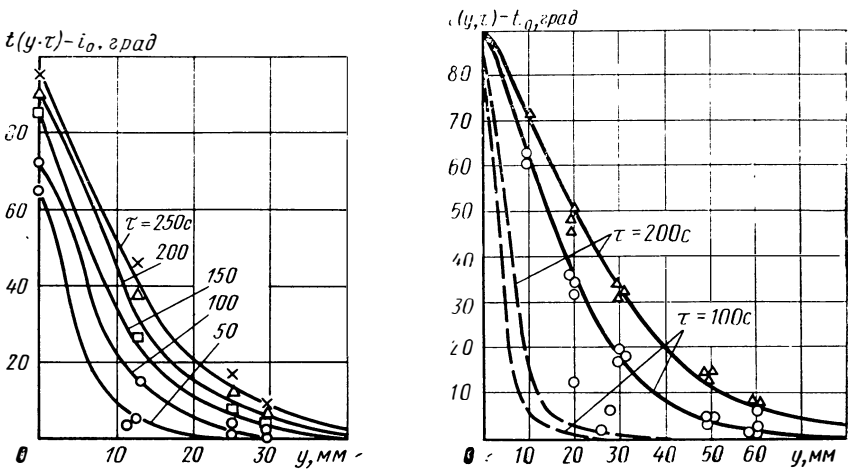


Рис. 5.8. Поля избыточной температуры при горении поверхности керосина Т-1:

● — $\tau = 50$ с } эксперимент Δ — $\tau = 200$ с }
 ○ — $\tau = 100$ с } \times — $\tau = 250$ с } эксперимент
 □ — $\tau = 150$ с } — расчет ($\epsilon_{i1} = 9$)

Рис. 5.9. Поля избыточной температуры воды при теплоотдаче от перегретого пара к воде ($T = 573$ К, $p = 2 \cdot 10^5$ Н/м²):

— — — расчет ($\epsilon_{i1} = 1$); — — — расчет ($\epsilon_{i1} = 20$)
 ○ — $\tau = 100$ с } эксперимент
 Δ — $\tau = 200$ с }

жидкости, которое приводит к возникновению интенсивных конвективных токов в жидкости.

Для определения возможной величины коэффициента конвекции при наддуве топливных баков были использованы результаты экспериментов по наддуву бака жидкого кислорода газообразным кислородом.

На рис. 5.10 показаны поля избыточной температуры, рассчитанные для $\tau = 100$ и 200 с в предположении постоянной температуры поверхности жидкого кислорода, равной температуре кипения его, и коэффициента конвекции $\epsilon = 14$. Из рисунка видно, что расчетные кривые удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными.

На рис. 5.11 показаны поля избыточной температуры жидкого НДМГ при наддуве бака продуктами смесителя и ЖГГ.

При наддуве бака продуктами смесителя с температурой $t_{вх} = 200 \dots 320^\circ \text{C}$ и при давлении в баке $p_0 = 0,24 \dots 0,4$ МПа прогрев НДМГ наблюдался только в небольшом верхнем слое. Прогрев верхнего слоя за 130...200 с происходил до глубины 40...70 мм. Температура (во всех опытах) на поверхности НДМГ повышалась не более чем на 3...16 $^\circ \text{C}$, на глубине 10...12 мм — на 2...14 $^\circ \text{C}$, а на глубине 30 мм — на 1...4 $^\circ \text{C}$. Дальнейшее изменение температуры по глубине происходило медленно. Так, от глубины 30...40 до 70 мм температура снижалась на 1...3 $^\circ \text{C}$.

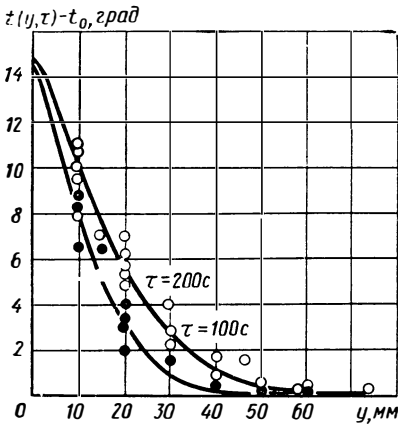


Рис. 5.10. Поля избыточной температуры жидкого кислорода при наддуве бака газообразным кислородом:

— расчет ($\epsilon_{\text{ж}}=14$)
 ● — $\tau=100$ с } эксперимент
 ○ — $\tau=200$ с }

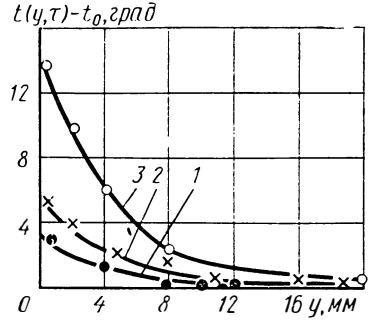


Рис. 5.11. Поля избыточной температуры жидкого несимметричного диметилгидразина при наддуве бака продуктами сгорания ЖГГ и смесителя:
 1 — при $t_{\text{BX}}=960^\circ\text{C}$; $t_{\text{ж}}=0^\circ\text{C}$; $\tau=200$ с; 2 — $t_{\text{BX}}=250^\circ\text{C}$; $t_{\text{ж}}=30^\circ\text{C}$; $\tau=200$ с; 3 — $t_{\text{BX}}=300^\circ\text{C}$; $t_{\text{ж}}=16^\circ\text{C}$; $\tau=200$ с

Поверхностный слой НДМГ при наддуве бака продуктами сгорания ЖГГ с температурой $600\text{...}1000^\circ\text{C}$ значительно меньше прогревался по сравнению с прогревом, получаемым при наддуве продуктами смесителя. Максимальный прогрев горючего составлял $2\text{...}4^\circ\text{C}$, а при наддуве продуктами смесителя — $8\text{...}15^\circ\text{C}$. Это объясняется тем, что при наддуве продуктами смесителя интенсивная конденсация внутри бака сопровождается выделением большого количества тепла, которое идет на нагрев верхних слоев жидкости в баке.

На рис. 5.12 показаны поля избыточной температуры жидкого N_2O_2 при наддуве бака продуктами сгорания ЖГГ с $t_{\text{BX}}=600$ К.

Температура верхнего слоя окислителя на глубине $10\text{...}11$ мм во всех опытах (при изменении коэффициента избытка окислителя k от 14 до 20) не превышала $16\text{...}10^\circ\text{C}$ при начальной температуре N_2O_2 — $5\text{...}+5^\circ\text{C}$ и $10\text{...}4^\circ\text{C}$ при начальной температуре N_2O_4 — $10\text{...}23^\circ\text{C}$ [15].

Для химических систем наддува при вводе жидкого реагента через верхний жиклер компонент топлива прогревается

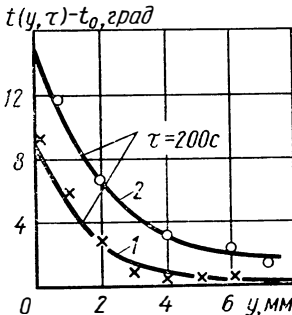


Рис. 5.12. Поля избыточной температуры жидкого N_2O_2 при наддуве бака продуктами сгорания ЖГГ: $t_{\text{BX}}=600$ К; 1 — начальная температура N_2O_2 равна 25°C ; 2 — начальная температура N_2O_4 равна 5°C

незначительно. В случае ввода жидкого НДМГ через верхний жиклер прогрев наблюдался только в небольшом верхнем слое. Так, например, на глубине 5 мм температура окислителя в конце опорожнения бака во всех опытах повышалась не более чем 10...16° С, а на глубине 30 мм — на 1...4° С.

Экспериментальные исследования показывают, что прогрев топлива в баках зависит не только от теплофизических свойств компонента топлива, но и от температуры газа на входе в бак, от начальной температуры компонента, от количества пара, содержащегося в рабочем теле наддува, и от времени работы системы наддува.

5.3. ОБРАЗОВАНИЕ ЖИДКОЙ ПЛЕНКИ ПРИ ОПОРОЖНЕНИИ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

На процесс образования жидкой пленки и стекание ее со стенок бака оказывает влияние процесс массообмена с рабочим телом наддува. Интенсивность массообмена зависит от физических свойств компонентов топлива и рабочего тела наддува, тепловых потоков в баках и направления движения газов.

Кроме того, на характер образования и стекания жидкой пленки оказывает влияние вибрация поверхности бака во время работы ЖРД. Ввиду того, что характер этих вибраций в настоящее время достаточно не изучен, то, естественно, невозможен и учет влияния вибраций на процесс образования пленки.

Очевидно, что толщина жидкой пленки определенным образом зависит от формы поверхностей, на которых она образуется, и от наклона этих поверхностей по отношению к массовым силам, действующим на элементы жидкости в пленке.

Учитывая большой диаметр бака по сравнению с толщиной пленки, можно жидкую пленку считать плоской и рассматривать внутреннюю поверхность бака как сумму вертикальных и горизонтальных плоских элементов.

Ниже приводятся зависимости для расчета средней толщины этой пленки на вертикальных и горизонтальных элементах баков от скорости опускания уровня жидкости и физических свойств ее.

При известной средней толщине пленки δ количество жидкости на ее образование может быть определено как произведение

$$G_{пл} = \delta \rho F,$$

где F — поверхность, обнажившаяся в результате опускания уровня жидкости за время τ от начала опорожнения.

Определение средней толщины жидкой пленки на вертикальных элементах топливных баков

Поверхность жидкой пленки, образующейся на стенке топливного бака при опорожнении, имеет довольно сложную форму, которая зависит от физических свойств жидкости, скорости опускания

ее уровня и от формы внутренней поверхности бака. Однако для расчета количества жидкости, затраченной на образование пленки, вполне достаточно знать толщину ее, осредненную по всей смоченной поверхности.

В этом случае средняя толщина пленки δ , очевидно, зависит от скорости опускания уровня ω , времени τ , ускорения силы тяжести g , плотности жидкости ρ , коэффициентов динамической вязкости μ и поверхностного натяжения σ . Последние три параметра характеризуют физические свойства жидкости. Таким образом, по-видимому, все переменные будут учтены, если запишем

$$\delta = f(\omega, \tau, g, \rho, \mu, \sigma). \quad (5.23)$$

Выражение (5.23) представляет зависимость между семью размерными величинами. Если использовать международную систему единиц, то согласно П-теореме функцию (5.23) можно представить как зависимость четырех безразмерных групп.

Применим анализ размерностей, чтобы из общей функции (5.23) получить уравнение в критериальной форме. Для этого запишем в виде степенного одночлена $\delta = A\omega^a\tau^b g^c\rho^d\mu^e\sigma^f$. Из уравнений для сравнения показателей, выразив через b, c, e все остальные показатели, получим $a = e - 4c + 3b - 2$; $d = b - c - 1$; $f = c + 1 - b - e$ и затем

$$\delta = A\omega^{(e-4c+3b-2)}\tau^b g^c\rho^{(b-c-1)}\mu^e\sigma^{(c+1-b-e)}$$

или
$$\delta = A \left(\frac{\omega\mu}{\sigma}\right)^e \left(\frac{g\sigma}{\omega^4\rho}\right)^c \left(\frac{\omega^3\rho\tau}{\sigma}\right)^b \left(\frac{\sigma}{\omega^2\rho}\right).$$

Группа $\sigma/\omega^2\rho$ имеет линейную размерность в первой степени, перведем ее в левую часть уравнения:

$$\frac{\delta\omega^2\rho}{\sigma} = A \left(\frac{\omega\mu}{\sigma}\right)^e \left(\frac{g\sigma}{\omega^4\rho}\right)^c \left(\frac{\omega^3\rho\tau}{\sigma}\right)^b. \quad (5.24)$$

Выражение (5.24) перепишем в следующем виде:

$$\text{Re}_\delta = A \text{Re}_h^m \text{Fr}_\delta^n \text{We}_\delta^e, \quad (5.25)$$

где $\text{Re}_\delta = \frac{g\omega\delta}{\mu}$ — критерий Рейнольдса по средней толщине пленки;

$\text{Re}_h = \frac{g\omega^2\tau}{\mu} = \frac{\rho\omega h}{\mu}$ — критерий Рейнольдса по размеру $h = \omega\tau$ соответствующему понижению уровня жидкости со скоростью ω за время τ ;

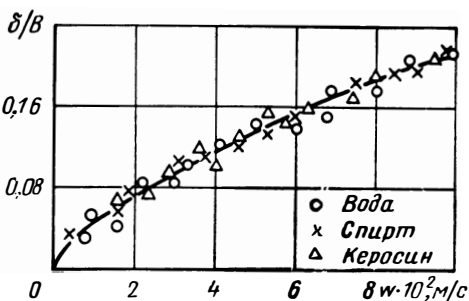
$\text{Fr} = \frac{\omega^2}{g\delta}$ — критерий Фруда;

$\text{We}_\delta = \frac{\sigma}{\rho\omega^2\delta}$ — критерий Вебера;

$$\chi = \frac{1}{e+b}; \quad m = -\frac{c}{e+b}; \quad n = \frac{c+1-e-b}{e+b}.$$

Численные значения коэффициента A и показателей степеней χ, m, n формулы (5.25) подлежат экспериментальному определе-

рис. 5.13. Зависимость отношения δ/B от скорости опускания уровня жидкостей в баке



нию. Такое определение χ , m , n было проведено для трех жидкостей — воды, спирта и керосина. Из бачка, заполненного одной из указанных жидкостей, в вертикальном направлении с различными фиксированными скоростями вынимались

плоские металлические пластины. Средняя толщина пленки δ определялась по разности массы смоченной и сухой пластины, площади поверхности пластины и плотности жидкости.

В результате обработки экспериментальных данных получены следующие численные значения постоянных: $A=1$; $\chi=0$; $m=0,75$; $n=-0,25$ в формуле (5.25).

Таким образом, критериальное уравнение (5.25) может быть записано *

$$Re = \frac{Fr^{0,75}}{We^{0,25}}, \quad (5.26)$$

откуда
$$\delta = B\omega^{0,667}, \quad (5.27)$$

где
$$B = \frac{v^{0,667}}{g^{0,5}} \left(\frac{\rho}{\sigma} \right)^{0,167}.$$

На рис. 5.13 показана зависимость величины δ/B от скорости опускания уровня ω , рассчитанная по формуле (5.26), и соответствующие экспериментальные данные. Как видно из этого графика, формула (5.27) удовлетворительно аппроксимирует экспериментальную зависимость и может быть рекомендована для определения средней толщины пленки, образующейся на внутренней стенке и вертикальных элементах внутренней арматуры топливных баков при их опорожнении.

Определение средней толщины жидкой пленки на поперечных элементах топливных баков

Определение средней толщины пленки жидкости на внутренних поперечных элементах топливных баков проведем, также используя анализ размерностей.

Средняя толщина этой пленки δ , очевидно, является функцией коэффициента поверхностного натяжения σ , ее плотности ρ и ускорения свободного падения g , т. е.

$$\delta = f(\sigma, \rho, g). \quad (5.28)$$

* Индекс δ в формуле (5.26) опущен.

Представим эту функцию в виде степенного одночлена $\delta = C\sigma^a \rho^b g^c$. Из уравнения для сравнения показателей получим $a=0,5$; $b=-0,5$; $C=-0,5$. Откуда $\delta^2 = C\sigma/(g\rho)$ или в критериальном виде

$$We = C \frac{1}{Fr}. \quad (5.29)$$

Для определения численного значения коэффициента C были проведены опыты, результаты которых в виде зависимости $\delta = f[\sigma^{1/2}/(\rho g n x)^{1/2}]$ представлены на графике (рис. 5.14). Экспериментальные точки для трех жидкостей (вода, спирт и керосин) располагаются на одной прямой, угловой коэффициент которой равен численному значению $\sqrt{C} = 0,6$, откуда $C = 0,36$,

$$\delta = 0,6 \sqrt{\frac{\sigma}{\rho g}} \quad (5.30)$$

или (в критериальном виде)

$$We = \frac{0,36}{Fr}.$$

Формула (5.30) может быть использована для расчета количества жидкости, остающейся на внутренних поперечных элементах топливного бака при опускании уровня жидкости ниже этих элементов.

5.4. ПРОЦЕССЫ НАД СЛИВНЫМИ ОТВЕРСТИЯМИ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

Физическая картина прорыва газа в сливной трубопровод

При высоте жидкости в баке, равной $H_{кр}$, наблюдается прорыв газа в сливной трубопровод. Процесс перемешивания жидкости и газа в сливном трубопроводе зависит от секундного расхода жидкости и вида заборного устройства, применяемого в баке для исключения вихревой воронки.

Установка над сливным отверстием пластин и профилированных заборных устройств приводит к уменьшению критической высоты, при которой происходит прорыв газа в сливной трубопровод, по сравнению со сливом через отверстия, не имеющих таких устройств.

Высота уровня жидкости, при которой происходит прорыв газа в трубопровод, для пластины и профилированного заборника остаются практически одинаковыми.

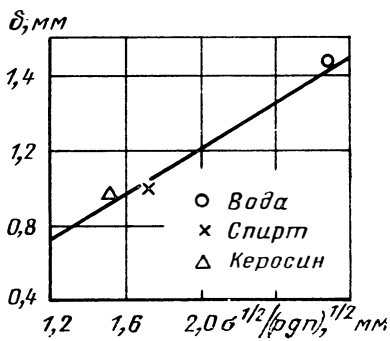


Рис. 5.14. Зависимость толщины пленки жидкости на горизонтальных плоскостях от комплекса $\sqrt{\frac{\sigma}{\rho g n_x}}$

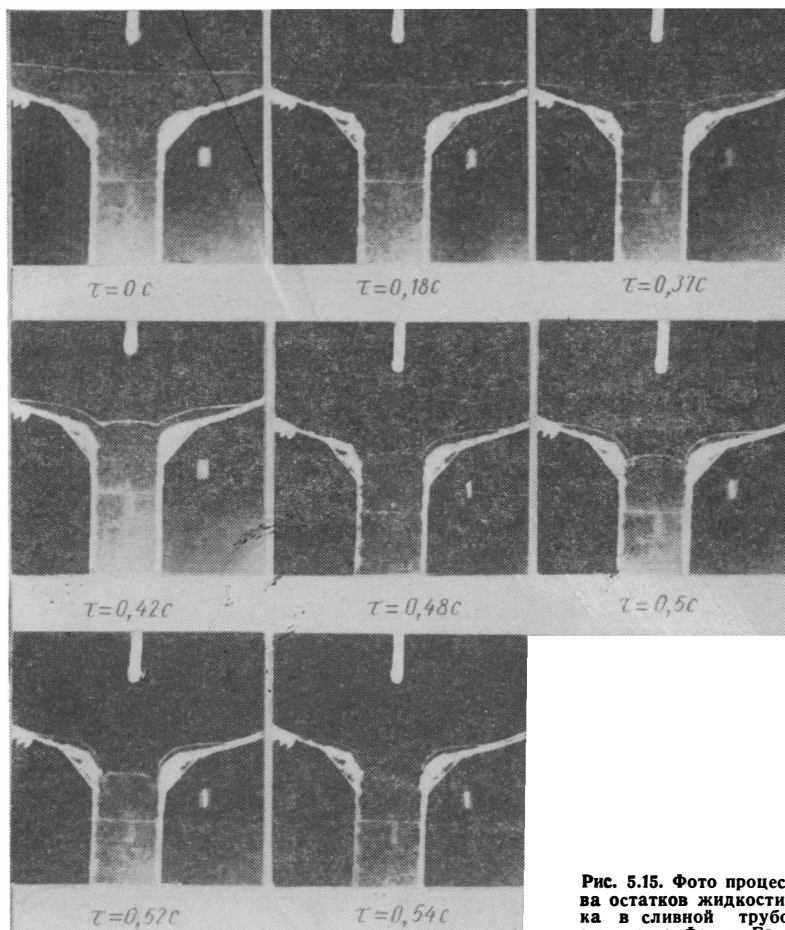


Рис. 5.15. Фото процесса слива остатков жидкости из бака в сливной трубопровод для числа Фруда $Fr=3,85$

На рис. 5.15, 5.16 и 5.17 в качестве примера показаны картины слива жидкости после входа воронки в сливное отверстие при различных режимах течения ($Fr=3,85$; 11,4 и 21). Из рисунков видно, что на процесс слива жидкости из дна бака существенное влияние оказывает режим течения.

При малых значениях чисел Фруда ($Fr=3,85$, см. рис. 5.15) наблюдается следующая картина слива. По мере приближения свободной поверхности к сливному отверстию при некоторой высоте наблюдается незначительный прогиб ее, который переходит в воронку с горизонтальной площадкой над сливным отверстием. К моменту входа воронки в сливной трубопровод в баке остается незначительное количество жидкости, которое полностью успевает стечь по стенке трубопровода за время перемещения свободной поверхности жидкости в трубопроводе на расстояние примерно двух диаметров.

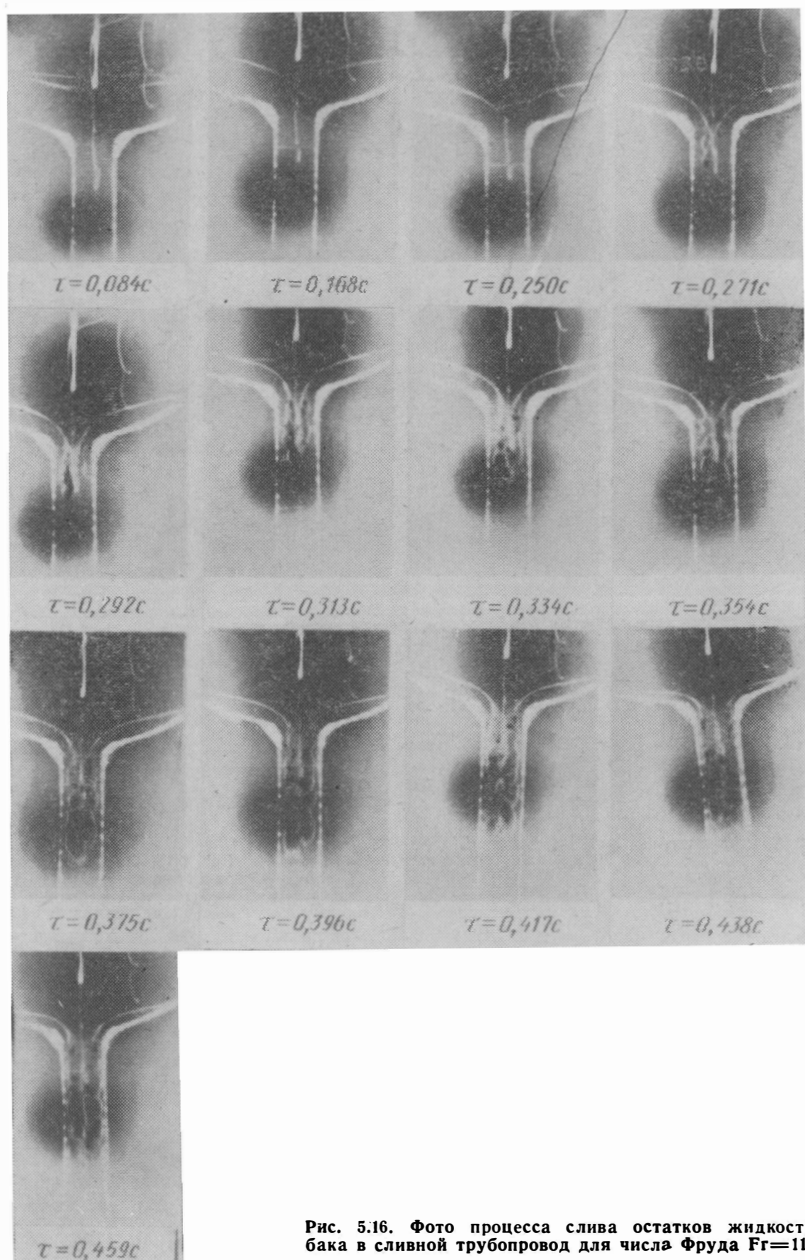


Рис. 5.16. Фото процесса слива остатков жидкости из бака в сливной трубопровод для числа Фруда $Fr=11,4$

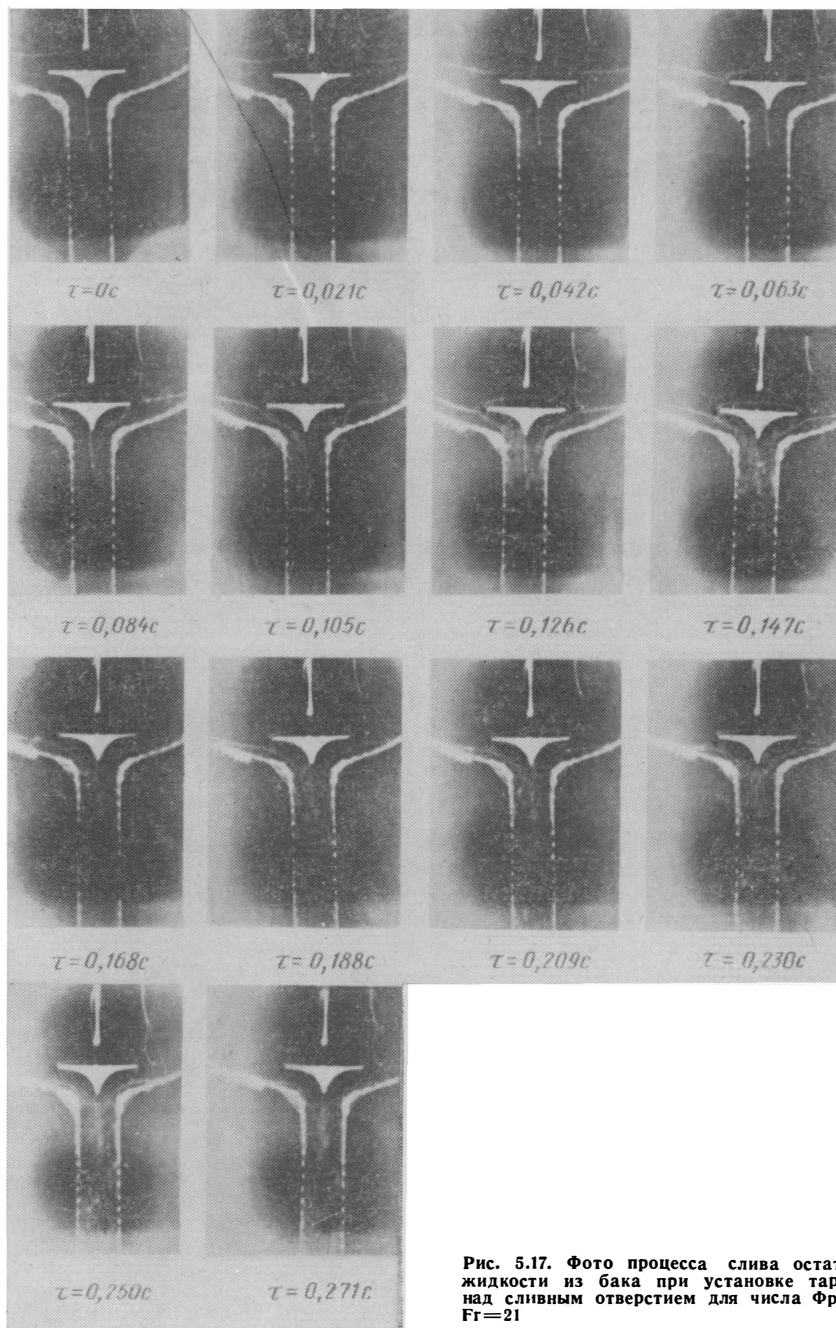


Рис. 5.17. Фото процесса слива остатков жидкости из бака при установке тарели над сливным отверстием для числа Фруда $Fr=21$

ров трубопровода. Из рисунка видно, что слив жидкости с днища бака в сливной трубопровод происходит без захвата газа под свободную поверхность жидкости и завершается в течение примерно 0,3 с.

На рис. 5.16 показаны процессы слива при значениях числа Фруда 11,4. Из сравнения рис. 5.15 и 5.16 видно, что при $Fr > 10$ искривление свободной поверхности жидкости в баке (воронкообразование) происходит при сравнительно большом уровне жидкости. Примерно через 0,20...0,25 с образующаяся воронка садится на сливное отверстие и начинается свободный слив жидкости из бака в сливной трубопровод. По мере стекания струи жидкости с днища бака происходит захват газа и дальнейшее его проникание со струей жидкости под свободную поверхность в сливном трубопроводе. Так, через 0,04 с после входа воронки в сливное отверстие наблюдается следующая картина течения жидкости. В центре сливного трубопровода движется смесь жидкости с газом, занимающая практически весь объем трубопровода. Остатки жидкости с днища бака стекают тонким слоем вдоль стенок трубопровода. По мере слива жидкости из днища бака объем газожидкостной смеси увеличивается, а толщина слоя жидкости уменьшается.

Полный слив жидкости из бака завершается примерно через 0,7 с. Учитывая тот факт, что скорость движения жидкости в трубопроводе на порядок выше скорости всплытия газовых пузырей, при значении числа Фруда больше 10 остатки жидкости в баке на момент входа воронки в сливной трубопровод практически невозможно использовать для двигательной установки.

На рис. 5.17 показана картина прорыва газа в сливной трубопровод при установке тарели над сливным отверстием при значении числа Фруда $Fr = 21$.

Воронкообразование без вращения при сливе жидкости через донное отверстие

При сливе компонента топлива через сливное отверстие в баке в конце опорожнения образуется воронка, приводящая к двухфазному течению в сливном трубопроводе. Двухфазное течение недопустимо, в связи с чем приходится отключать двигательную установку до полного опорожнения топливного бака.

Известно, что переход к двухфазному течению при вихревом воронкообразовании происходит при больших высотах уровня, чем при возникновении воронки без вращения. Поэтому для уменьшения остатков незабора принимают определенные меры (например, ставят направляющие ребра, исключая образование вихревой воронки).

Из рис. 5.15 и 5.16 видно, что на процесс слива жидкости значительное влияние оказывает режим течения. Высота уровня жидкости $H_{кр}$, при которой происходит прорыв газа в сливной трубопровод, называется критическим уровнем. Величина $H_{кр}/d$ (где d —

Таблица 5.1

Значения коэффициентов A и n в формуле (5.31)

Источник	A	n	Источник	A	n
[17]	0,42	0,55	[72]	0,43	0,50
[68]	0,40	0,57	[73]	0,69	0,40
[53]	0,55	0,55			

диаметр сливного отверстия) называется относительным критическим урвнем.

Для определения критического уровня используются полуэмпирические зависимости вида

$$\frac{H_{кр}}{d} = A Fr^n;$$

или

$$\frac{H_{кр}}{d} = A \left(\frac{\omega}{\sqrt{n_x g d}} \right)^n, \quad (5.31)$$

где Fr — число Фруда; ω — среднерасходная скорость в трубопроводе; n_x — перегрузка.

В табл. 5.1 приведены значения коэффициентов A и n .

В работе [17] рекомендуется эмпирическая формула для определения $\bar{H}_{кр}$ с учетом сил вязкости

$$\bar{H}_{кр} = 0,42 \left(1 + \frac{64}{Re} \right) Fr^{0,275}. \quad (5.32)$$

Расчет по формулам работ [68, 74] дает значение $H_{кр}$, близкое к рассчитанным по формуле (5.32).

Воронкообразование без вращения при установке тарелок над сливными отверстиями топливных баков

Тарелки, установленные над сливными отверстиями, приводят к уменьшению критической высоты $H_{кр}$, по сравнению со сливом через отверстия в днище. Критическая высота уровня, при которой происходит прорыв газа к сливному отверстию, может быть определена для широкого диапазона чисел Фруда и Рейнольдса по формуле:

$$\frac{H_{кр}^r}{d} = \varphi \left[0,42 \left(1 + \frac{64}{Re} \right) \left(\frac{Fr}{n_x} \right)^{0,275} \right]; \quad (5.33)$$

$$\varphi = x + y \lg \frac{b}{d}; \quad (5.34)$$

$$x = 0,96 - 0,06 \left(\frac{d_r}{d} - 1 \right); \quad (5.35)$$

$$y = 0,32 + 0,16 \left(\frac{d_r}{d} - 1 \right), \quad (5.36)$$

где $H_{кр}^r$ — уровень жидкости в баке, при котором происходит прорыв воронки в сливной трубопровод; b — высота установки тарелки

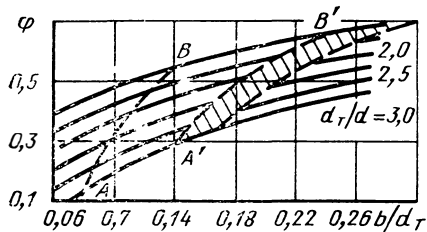


Рис. 5.18. Зависимость коэффициента φ от соотношения b/d_T для различных значений d_T/d

уменьшения остатков незабора компонента топлива по сравнению со сливом через заборное устройство без тарелки.

При соотношениях d_T/d для тарелок, лежащих выше линии AB , на которой $\pi d_T b = \pi d^2/4$, происходит рост сопротивления на заборном устройстве из-за потерь на сжатие и расширение.

Уменьшение диаметра тарелки менее $1,75d$ нецелесообразно вследствие снижения ее эффективности как воронкогасителя. Увеличение диаметра тарелки более $3d$ неэффективно из-за роста потерь давления на заборном устройстве и его массы. Для существующих ракет значения d_T/d и b/d расположены в заштрихованной зоне. Для таких заборных устройств имеет место плавное увеличение скорости жидкости под тарелью, коэффициент сжатия достигает величины $\approx 0,95$. Следует отметить, что в каждом конкретном случае выбор оптимального соотношения d_T/d и b/d целесообразно проводить на основании анализа массы системы подачи в целом (включая систему наддува). Такой подход к проектированию необходим также при выборе соотношения d_T/d и b/d в зоне $ABB'A'$.

5.5. ПРЕДОТВРАЩЕНИЕ КАВИТАЦИИ В ЗАБОРНОМ УСТРОЙСТВЕ

При движении жидкости в заборном устройстве скорость потока увеличивается. Это приводит к снижению статического давления. Последнее может привести к кавитации, которая наступает, когда статическое давление ниже давления насыщенных паров жидкости.

Давление насыщенных паров некоторых компонентов топлива велико, поэтому исключить явление кавитации можно путем профилирования заборного устройства таким образом, чтобы статическое давление в любом его сечении превышало давление насыщенных паров жидкости при данной температуре.

Бескавитационный профиль заборного

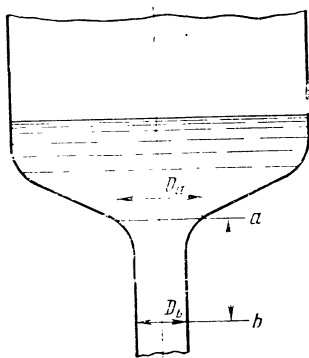


Рис. 5.19. Расчетная схема — конфигурация заборной трубы

над дном бака; d_T — диаметр тарелки; d — диаметр сливного трубопровода; n — осевая перегрузка ракеты.

Формулы (5.33) ... (5.36) можно использовать при расчетах для топливных баков с плоскими и пологими сферическими и эллиптическими днищами.

На рис. 5.18 приведены графики, характеризующие эффективность применения тарелок для

устройства можно приближенно рассчитать исходя из уравнения Бернулли. Запишем уравнение Бернулли для сечений a и b заборного устройства (рис. 5.19)

$$p_a + \rho \frac{w_a^2}{2} + \rho a h_{ab} = p_b + \rho a h + \rho \frac{w_b^2}{2}, \quad (5.37)$$

где a — продольная составляющая ускорения ракеты; h — высота столба жидкости; p_a — статическое давление в точке a ; p_b — статическое давление в точке b ; w_a — скорость в сечении a ; w_b — скорость в сечении b ; ρ — плотность жидкости; h_{ab} — потери напора при движении жидкости от сечения b к сечению a .

При проектировании заборного устройства минимальной длины необходимо, чтобы статическое давление в нем было постоянным. Следовательно, при условии $p_b = p_a$ уравнение (5.37) будет иметь вид

$$\frac{w_a^2}{2} + a h_{ab} = a h + \frac{w_b^2}{2}. \quad (5.38)$$

В уравнении (5.38) заменим w_a и w_b выражениями

$$w_a = \frac{4Q}{\pi D_a^2}, \quad w_b = \frac{4Q}{\pi D_b^2}, \quad (5.39)$$

где D_a — диаметр в сечении a ; D_b — диаметр в сечении b ; Q — расход жидкости в единицу времени.

Подставляя выражения (5.39) в уравнение (5.38), получим зависимость для определения диаметра заборного устройства D_b от вертикального расстояния до места соединения с топливной магистралью

$$D_b = \left[\frac{8Q^2}{8Q^2/D_a^4 + \pi^2 a h_{ab} - \pi^2 a h} \right]^{1/4}. \quad (5.40)$$

Выражение (5.40) характеризует потери напора по длине заборного устройства. Величину потерь давления приближенно можно определить по формуле Дарси-Вейсбаха, которая в случае равномерного движения жидкости в круглых трубах имеет вид

$$h_{ab} = \lambda \frac{h}{D} \frac{w^2}{2g}, \quad (5.41)$$

где λ — коэффициент гидравлического сопротивления; g — ускорение свободного падения.

Если отнести параметры в формуле (5.41) к сечению a , то мы получим несколько завышенное значение потерь, так как $w_a > w_b$ и $D_a < D_b$. Поэтому при расчетах можно воспользоваться средним значением коэффициента гидравлического сопротивления $\bar{\lambda}$, определяемым из равенства

$$\bar{\lambda} = \zeta \frac{D_a}{h_{3,y}}, \quad (5.42)$$

где ζ — коэффициент сопротивления заборного устройства; $h_{з.у}$ — длина заборного устройства.

С учетом (5.42) выражение (5.40) преобразуется к виду

$$D_b = \left[\frac{8Q^2}{(1 + \lambda h/D_a) \frac{8Q^2}{D_a^2} - \pi a h} \right]^{1/4} \quad (5.43)$$

или

$$D_a = \left[\frac{8Q^2}{(1 + \zeta h/h_{з.у}) \frac{8Q^2}{D_a^2} - \pi a h} \right]^{1/4}. \quad (5.44)$$

Если пренебречь потерями в заборном устройстве, т. е. положить $\lambda=0$ и $\zeta=0$, то получим формулу бескавитационного профиля заборного устройства, приведенную в [31].

$$D_b = \left[\frac{8Q^2}{8Q^2/D_a^4 - \pi^2 a h} \right]^{1/4}.$$

5.6. ТЕРМОДИНАМИКА ГАЗА В БАКЕ

Давление газа в баке в любой момент времени τ можно представить в виде простой зависимости, в которую входят масса газа внутри бака G , полный объем газа V , средняя температура T и среднее значение газовой постоянной внутри бака R :

$$p = \frac{GRT}{V}. \quad (5.45)$$

Значение параметров G , V и R для любого момента времени можно получить из следующих уравнений:

$$G = G_0 + \int_0^\tau \dot{G} dt; \quad (5.46)$$

$$V = V_0 + \int_0^\tau \dot{V} dt; \quad (5.47)$$

$$R = \sum g_i R_i; \quad (5.48)$$

$$g_i = \frac{G_i}{\sum G_i}, \quad (5.49)$$

где G_0 — масса газа предварительного наддува, кг; \dot{G} — суммарный секундный расход газа на наддув бака, кг/с; V_0 — объем недолива топливного бака при заправке, м³; \dot{V} — секундное значение объемного расхода жидкости из бака, м³/с; g_i — массовая доля i -го газа в составе продуктов сгорания; G_i — масса i -го газа в составе рабочего тела; R_i — газовая постоянная i -го газа.

Обычно наибольшим изменениям подвержены масса и объем газа и от них, следовательно, в первую очередь зависит давление в баке.

Изменение массы газа для наддува бака можно определить из соотношения расходов поступающих в бак газов (или истекающих из бака) с учетом всех процессов массообмена в баке между жидкой и газообразными фазами. Изменение объема газа равно и противоположно (по знаку) изменению объема жидкости в баке.

Изменение температуры газа в баке определяется из уравнения баланса энергии для всей массы газа. При составлении уравнения баланса необходимо учитывать: удельную энтальпию и расход газа на наддув бака; тепломассообмен между газом, жидким компонентом и стенкой бака; изменение внутренней энергии газовой фазы и работу расширения.

Определение давления по уравнению (5.45) возможно лишь в том случае, если известны термодинамические свойства рассматриваемых газов, условия тепло- и массообмена внутри бака, расход и температура поступающего газа и расход истекающего из бака компонента топлива.

Таким образом, в процессе наддува топливных баков ракет параметры газа внутри бака изменяются во времени. Кроме того, в процессе наддува топливных баков ракет возможно стравливание части газа через дренажный клапан. Поэтому наддув баков представляет собой пример процессов с переменным количеством газа.

Вывод основных уравнений термодинамики тела переменной массы

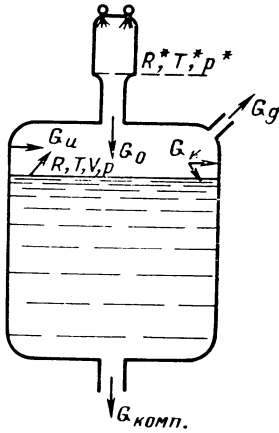
В процессе наддува параметры газа в баке изменяются во времени. Кроме того, изменяется масса газа внутри бака как в результате физических процессов испарения и конденсации, так и в результате протекания химических реакций между газом наддува и жидкостью, а также из-за сброса газа через дренажный клапан, т. е. процессы наддува протекают с переменным количеством газа в баках. На рис. 5.20 приведена расчетная схема для определения параметров системы наддува. В момент времени $\tau=0$ начинается наддув бака продуктами газогенератора, состав которых, а также давление p^* и температура T^* известны. Параметры газа на входе в бак несколько отличаются от параметров на выходе из газогенератора (в основном вследствие теплоотдачи в газоподводящем трубопроводе). При постоянном расходе жидкости скорость прироста объема газа бака остается постоянной

$$\frac{dV}{d\tau} = \frac{\dot{G}_ж}{\gamma_ж} = \text{const.}$$

Рассмотрим энергетический баланс газа наддува, заключенного в свободном пространстве топливного бака.

Обозначим G_0 , $\dot{G}_{\text{и}}$, $\dot{G}_{\text{к}}$, $\dot{G}_{\text{д}}$ — соответственно секундные массовые расходы газа, поступающего в бак, испаряющегося компонен-

Рис. 5.20. Расчетная схема для определения параметров системы наддува



та, конденсата, выпадающего из газа наддува внутри бака, газа, удаляющегося через дренажно-предохранительный клапан из бака; $\pi_0, \pi_{II}, \pi_K, \pi_D$ — удельный приток (или унос) энергии с соответствующими массовыми расходами газа $\dot{G}_0, \dot{G}_{II}, \dot{G}_K, \dot{G}_D$.

Далее, для определения изменения энергетических элементов газа наддува, заключенного в свободном пространстве емкости за время $d\tau$, обозначим: $dQ_w, dQ_{ж}$ — потери тепла в результате теплообмена между стенками бака и поверхностью жидкого компонента топлива; dQ_x — тепловой эффект химических реакций и физико-химических превращений на границе раздела; dU — изменение удельной внутренней энергии газа в баке; pV — работа вытеснения жидкого компонента из бака; $\pi_0 \dot{G}_0 d\tau$ — количество энергии, поступающей в свободный объем бака в связи с притоком \dot{G}_0 кг газа; $\pi_{II} \dot{G}_{II} d\tau$ — количество энергии, вносимое в объем испаряющимся компонентом топлива в связи с притоком \dot{G}_{II} кг паров; $\pi_K \dot{G}_K d\tau$ — количество энергии, потерянной из объема газовой «подушки» в связи с выпадением в конденсат $\dot{G}_D d\tau$ кг газа; $\pi_D \dot{G}_D d\tau$ — количество энергии, потерянной из рабочего пространства в связи с истечением \dot{G}_D кг газа через дренажный клапан.

По закону сохранения энергии для газа, заключенного в свободном объеме бака, будем иметь

$$\pi_0 \dot{G}_0 d\tau + \pi_{II} \dot{G}_{II} d\tau + (dQ_w + dQ_{ж} + dQ_x) = dU + p dV + \pi_K \dot{G}_K d\tau + \pi_D \dot{G}_D d\tau, \quad (5.50)$$

или

$$\frac{dU}{d\tau} = \pi_0 \dot{G}_0 + \pi_{II} \dot{G}_{II} + \left(\frac{dQ_w}{d\tau} + \frac{dQ_{ж}}{d\tau} + \frac{dQ_x}{d\tau} \right) - \pi_D \dot{G}_D - \pi_K \dot{G}_K - p \frac{dV}{d\tau}. \quad (5.51)$$

Удельные притоки (уносы) энергии можно выразить так:

$$\pi_0 = i^* - \frac{1}{\dot{G}_0} \frac{dQ_{тр}}{d\tau}; \quad \pi_{II} = i_{II}; \quad \pi_K = i_K; \quad \pi_D = i,$$

где i^* — энтальпия газа на выходе из газогенератора; $\frac{dQ_{тр}}{d\tau}$ — секундная потеря энергии на теплоотдачу в газоподводящем канале; i_{II} — энтальпия испаряющегося компонента; i_K — энтальпия конденсата; i — энтальпия газа внутри бака.

Уравнение скорости изменения давления

Состав газа внутри бака изменяется в результате химических реакций в самом рабочем теле, а также в результате тепло- и массообмена между жидким компонентом топлива и газом наддува.

Дифференцируя по времени выражение для внутренней удельной энергии $U = pV/(k-1)$ и учитывая, что $k = c_p/c_v = f(\tau)$ получим

$$\frac{dU}{d\tau} = \frac{1}{k-1} \left(p \frac{dV}{d\tau} + V \frac{dp}{d\tau} - \frac{pV}{k-1} \frac{dk}{d\tau} \right), \quad (5.52)$$

откуда
$$\frac{dp}{d\tau} = \frac{k-1}{V} \left[\frac{dU}{d\tau} - \frac{1}{k-1} p \frac{dV}{d\tau} + \frac{pV}{(k-1)^2} \frac{dk}{d\tau} \right]. \quad (5.53)$$

После подстановки выражений π_0 , $\pi_{\text{и}}$, $\pi_{\text{к}}$, $\pi_{\text{д}}$ и $dU/d\tau$ из уравнения (5.51) в уравнение (5.53) получим

$$\begin{aligned} \frac{dp}{d\tau} = \frac{k-1}{V} \left[\frac{dQ_{\text{ж}}}{d\tau} - \frac{dQ_{\text{w}}}{d\tau} + \frac{dQ_{\text{x}}}{d\tau} + \left(i^* - \frac{1}{\dot{G}_0} \frac{dQ_{\text{тп}}}{d\tau} \right) \dot{G}_0 + \right. \\ \left. + i_{\text{и}} \dot{G}_{\text{и}} - i_{\text{к}} \dot{G}_{\text{к}} - i_{\text{д}} \dot{G}_{\text{д}} - \frac{k}{k-1} p \frac{dV}{d\tau} + \frac{pV}{(k-1)^2} \frac{dk}{d\tau} \right]. \quad (5.54) \end{aligned}$$

Уравнение (5.54) представляет собой выражение для скорости изменения давления внутри бака и является удобной зависимостью для расчета и исследования процессов с переменным количеством газа.

Уравнение изменения количества рабочего тела

Для изменения количества газа в свободном объеме бака за время $d\tau$ будем иметь

$$dG = \dot{G}_0 d\tau + \dot{G}_{\text{и}} d\tau - \dot{G}_{\text{к}} d\tau - \dot{G}_{\text{д}} d\tau$$

или
$$\frac{dG}{d\tau} = \dot{G}_0 + \dot{G}_{\text{и}} - \dot{G}_{\text{к}} - \dot{G}_{\text{д}}, \quad (5.55)$$

где G — количество газа в свободном объеме в момент времени τ .

Уравнение изменения состояния переменного количества газа

При исследовании характера процесса с переменным количеством газа существенно важна зависимость $dp/d\gamma = f(\tau)$, представляющая закон изменения состояния переменного количества газа. Эту зависимость можно получить следующим образом.

Дифференцируя выражение $\gamma = G/V$, получим

$$\frac{d\gamma}{d\tau} = \frac{1}{V} \left(\dot{G}_0 + \dot{G}_{\text{и}} - \dot{G}_{\text{д}} - \gamma \frac{dV}{d\tau} - \dot{G}_{\text{к}} \right). \quad (5.56)$$

Из уравнений (5.54) и (5.56) находим уравнение изменения состояния переменного количества газа

$$\frac{dp}{d\gamma} = (k-1) \frac{\left[\left(\frac{dQ_{жк}}{d\tau} + \frac{dQ_{\omega}}{d\tau} + \frac{dQ_{\nu}}{d\tau} \right) + \dot{G}_0 \left(i^* - \frac{1}{\dot{G}_0} \frac{dQ_{гп}}{d\tau} \right) + \right.}{\dot{G}_0 + \dot{G}_н - \dot{G}_д - \dot{G}_к - \gamma \frac{dV}{d\tau}} + \left. \frac{i_н \dot{G}_н - i_к \dot{G}_к - i_д \dot{G}_д - \frac{k}{k-1} p \frac{dV}{d\tau} + \frac{pV}{(k+1)^2} \frac{dk}{dt} \right]}{\dot{G}_0 + \dot{G}_н - \dot{G}_д - \dot{G}_к - \gamma \frac{dV}{d\tau}}. \quad (5.57)$$

Уравнение (5.57) называется уравнением изменения состояния переменного количества газа. Из уравнения видно, что в процессах с переменным количеством газа для однозначного определения состояния газа необходимо иметь значения не двух параметров, как в случае процессов с постоянным количеством газа, а значения трех параметров. Новым дополнительным параметром является время τ . Все остальные величины, входящие в уравнение (5.57), очевидно, будут являться функциями времени.

При известных значениях давления $p = p(\tau)$ и плотности газа $\gamma = \gamma(\tau)$ в подушке бака температуру газа $T(\tau)$ можно найти из уравнения состояния $p = \gamma RT$.

**РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ГАЗА
В ЕМКОСТИ ПРИ ЕЕ ОПОРОЖНЕНИИ**

При решении многих инженерных задач возникает необходимость в определении параметров газа в емкости высокого давления при ее опорожнении.

В работе [52] рассмотрены два метода расчета указанного процесса. Первый из них основан на предположении об отсутствии теплообмена между газом и стенками сосуда.

Во втором методе расчета предлагается способ определения показателя политропы \bar{n} , приближенно учитывающего теплообмен между стенками емкости и газом. При этом значение \bar{n} принимается постоянным для всего процесса.

В работе [51] рассмотрено истечение газа из емкости постоянного объема через сопло с переменной во времени площадью критического сечения при адиабатическом и изометрическом процессе изменения параметров газа в емкости. Действительный процесс изменения параметров в газовой емкости протекает при переменном показателе политропы.

В работе [63] получена критериальная зависимость для расчета коэффициента теплоотдачи от газа к стенке емкости. Расчет параметров в емкости сводится к численному интегрированию уравнений (6.2)...(6.3) совместно с уравнением изменения температуры стенки.

Ниже приведено решение задачи о расчете процесса опорожнения емкости через отверстия постоянной и переменной площади при сверхкритическом истечении с учетом теплообмена между газом и стенками, а также расчет параметров газа в емкости при опорожнении ее через газовый редуктор.

6.1. О КОЭФФИЦИЕНТЕ РАСХОДА ПРИ ИСТЕЧЕНИИ ГАЗА

Расход газа при изэнтропическом одномерном течении подсчитывается по газодинамической формуле

$$G_t = m f \frac{p}{\sqrt{T}} q(\lambda), \quad (6.1)$$

где p , T — соответственно давление торможения и температура торможения газового потока; f — площадь сечения потока;

$$m = \sqrt{\frac{kg}{R} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}; \quad q(\lambda) = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k+1}} \lambda \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}} -$$

газодинамическая функция.

Формуле для подсчета расхода через суживающее сопло обычно придают вид, аналогичный (6.1), только под p и T понимают параметры торможения в резервуаре, из которого истекает газ, а неизоэнтропичность и неоднородность течения учитывают введенным в правую часть уравнения (6.1) поправочного множителя μ_c , который называется коэффициентом расхода сопла:

$$G_c = \mu_c m f \frac{p}{\sqrt{T}} q(\lambda).$$

Коэффициент расхода μ_c зависит от перепада давлений $\beta = p_{ср}/p$ и формы сопла и определяется экспериментально. У хорошо профилированных суживающихся сопел коэффициент расхода μ_c равен, примерно, 0,96...0,99 и достигает максимального значения при перепаде давлений, близком критическому

$$\beta_{кр} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

Значение $q(\lambda)$ вычисляется по теоретическому значению коэффициента скорости λ , которое при докритических перепадах давлений находят из соотношения

$$\frac{1}{\beta} = \frac{p}{p_{ср}} = \left(1 + \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{k}{k-1}},$$

а при $\beta \leq \beta_{кр}$ $\lambda = 1$. В последнем случае $q(\lambda) = 1$ и формула расхода принимает более простой вид:

$$G_c = \mu_c m f \frac{p}{\sqrt{T}}.$$

При истечении газа через отверстие той или иной формы расход газа можно выразить так же, как и при истечении через суживающееся сопло:

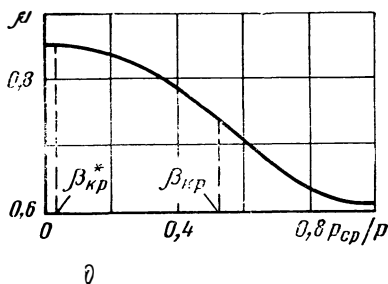
$$G = \mu m f \frac{p}{\sqrt{T}} q(\lambda) \quad \text{при } \beta > \beta_{кр};$$

$$G = \mu m f \frac{p}{\sqrt{T}} \quad \text{при } \beta \leq \beta_{кр}.$$

Под коэффициентом μ в этом случае понимают отношение действительного расхода газа через отверстие к теоретическому его расходу через суживающееся сопло, имеющее ту же площадь поперечного сечения на выходе, при одном и том же перепаде давлений.

Теоретическое решение плоской задачи об истечении идеальной несжимаемой жидкости через отверстие в бесконечно тонкой стенке было получено Кирхгофом и Н. Е. Жуковским. Вычисленное значение коэффициента расхода* оказалось равным $\mu = 0,61$.

Рис. 6.1. Изменение коэффициента расхода отверстия с острой кромкой в зависимости перепада давления



Решение плоской задачи об истечении идеального сжимаемого газа сделано С. А. Чаплыгиным в его классической работе «О газовых струях». Проведенные им вычисления показали, что значение для μ воздуха увеличивается от 0,61 до 0,74 при уменьшении β от 1 до 29.

Дальнейшее развитие метода С. А. Чаплыгина для области звуковых и сверхзвуковых скоростей истечения из отверстий с острой кромкой осуществлено Ф. И. Франклем, которым было установлено, что, в отличие от истечения через суживающееся сопло, линия звуковых скоростей не совпадает с плоскостью отверстия с острой кромкой, причем форма этой линии с уменьшением сверхкритического перепада непрерывно изменяется, что приводит к монотонному возрастанию μ по мере уменьшения β . При некотором перепаде давлений, названном Ф. И. Франклем вторым критическим отношением давлений $\beta_{кр}^*$, форма линии перехода через скорость звука и величина μ стабилизируются, так что при $\beta \leq \beta_{кр}^*$ $\mu = \text{const}$. Значение $\beta_{кр}^*$ для воздуха равно 0,037 и соответствующее значение $\mu = 0,85$.

На рис. 6.1 показано изменение коэффициента расхода для отверстия с острой кромкой в зависимости от перепада давления при плоском течении сжимаемого газа. Из этого графика видно, что пренебрегать изменением μ в общем случае нельзя. Однако, кривая зависимости $\mu = f(\beta)$ по мере приближения ко второму критическому отношению давления становится все более пологой, так что при изменении β от 0 до 0,33 коэффициент расхода с точностью до 5% может быть принят постоянным.

Допущение о постоянстве μ существенно упрощает приводимые ниже расчеты.

При желании уточнить их можно процесс истечения газа из емкости разбить на отдельные этапы, в течение которых происходит такое небольшое изменение перепада давлений, что значение коэффициента расхода μ для каждого этапа с желаемой точностью можно считать постоянным.

6.2. РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ГАЗА В ЕМКОСТИ ПРИ ЕЕ ОПОРОЖНЕНИИ ЧЕРЕЗ ОТВЕРСТИЯ ПОСТОЯННОГО И ПЕРЕМЕННОГО СЕЧЕНИЙ

1. При опорожнении через отверстие постоянного сечения

* Расход несжимаемой жидкости подсчитывался по формуле гидравлики $G = \mu f \sqrt{2g\gamma\Delta p}$, где γ — плотность жидкости, $\Delta p = p - p_{ср}$.

Рассмотрим истечение газа из емкости постоянного объема для случая, когда перепад давления в емкости и в среде, в которую истекает газ, сверхкритический.

Изменение параметров газа в емкости (при опорожнении) описывается уравнениями (5.54)...(5.57), которые для рассматриваемого случая имеют вид:

$$\frac{dp_a}{d\tau} = \frac{k-1}{V_a} \left(\frac{dQ_a}{d\tau} - i_a \dot{G}_a \right); \quad (6.2)$$

$$\frac{dp_a}{d\gamma_a} = -\frac{k-1}{\dot{G}_a} \left(\frac{dQ_a}{d\tau} - i_a \dot{G}_a \right), \quad (6.3)$$

где p_a , γ_a , i_a — соответственно давление, плотность и энтальпия газа; Q_a — тепло, подведенное к газу; \dot{G}_a — текущее значение секундного расхода газа из емкости; k — показатель адиабаты; V_a — объем емкости; τ — время.

Выражение энтальпии и текущего расхода газа имеют вид:

$$i_a = \frac{k}{k-1} RT_a; \quad (6.4)$$

$$\dot{G}_a = \mu m f p_a / \sqrt{T_a}, \quad (6.5)$$

где $m = \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$; μ — коэффициент расхода, постоянный при сверхкритическом режиме истечения; f — площадь отверстия, через которое истекает газ; R и T — газовая постоянная и температура газа в емкости.

Дополним уравнения (6.2) и (6.3) уравнением состояния, проинтегрированным по времени

$$\frac{dp_a}{d\tau} = R\gamma_a \frac{dT_a}{d\tau} + RT_a \frac{d\gamma_a}{d\tau}. \quad (6.6)$$

Из уравнений (6.2), (6.3) и (6.6), используя выражения (6.4) и (6.5), после несложных преобразований получим

$$\frac{dT_a}{d\tau} = \frac{(k-1) R \mu m f}{V_a} \left(\frac{V \sqrt{T_a}}{R \mu m f p_a} \frac{dQ_a}{d\tau} - T_a \right) \sqrt{T_a}. \quad (6.7)$$

Величина теплового потока от стенки емкости к газу определяется выражением

$$\frac{dQ_a}{d\tau} = \alpha (T_{aw} - T_a) F, \quad (6.8)$$

где α — коэффициент теплоотдачи; T_{aw} — температура внутренней поверхности емкости; F — площадь внутренней поверхности емкости; T_a — температура газа в емкости.

Примем, что между стенками емкости и газом имеет место теплообмен за счет свободной конвекции. Тогда для значений $GrPr > 2 \cdot 10^7$ коэффициент теплоотдачи определяется из выражения

$$\alpha = A(T_{av} - T_a)^{1/3},$$

где A — коэффициент, слабо зависящий от температуры и пропорциональный давлению в степени $2/3$.

Стенки газовых емкостей высокого давления имеют значительную толщину, поэтому масса емкости существенно больше массы заключенного в них газа. Учитывая это обстоятельство, а также большую теплопроводность материала стенки и наличие подвода тепла от окружающей среды, можно принять, что температура внутренней стенки емкости практически остается постоянной при достаточно длительном процессе опорожнения.

Принимая температуру стенки емкости постоянной и равной начальной температуре газа $T_{av} = T_{a0} = \text{const}$, имеем

$$\frac{dQ_a}{d\tau} = A_0 p^{2/3} (T_{a0} - T_a)^{4/3} F. \quad (6.9)$$

Аппроксимируем давление и температурный напор в выражении (6.9) следующими линейными зависимостями:

$$p_a^{2/3} = \varepsilon p_a = \frac{9}{8} \frac{p_a}{p_{a0}^{1/3}} \quad (6.10)$$

при изменении давления от 0 до p_{a0} ;

$$(T_{a0} - T_a)^{4/3} = \zeta (T_{a0} - T_a) = \frac{18}{20} T_{a0}^{1/3} (T_{a0} - T_a) \quad (6.11)$$

при изменении температурного напора от 0 до T_{a0} .

С учетом (6.9), (6.10) и (6.11) уравнение (6.8) примет вид

$$\frac{dQ_a}{d\tau} = 1,01 A_0 \left(\frac{T_{a0}}{p_{a0}} \right)^{1/3} p_a (T_{a0} - T_a) F. \quad (6.12)$$

Подставляя (6.12) в уравнение (6.7), получим

$$\frac{1}{\sqrt{T_a}} \frac{dT_a}{d\tau} = \frac{(k-1) R \mu m f}{V_a} [C(T_{a0} - T_a) - T_a], \quad (6.13)$$

где

$$C = \frac{1,01 A_0 \sqrt{T_a} F}{R \mu m f} \left(\frac{T_{a0}}{p_{a0}} \right)^{1/3}.$$

Величина A_0 возрастает с понижением температуры. Можно принять $A_0 \sqrt{T_a} = \text{const}$, тогда и $C = \text{const}$.

Если в выражение (6.13) ввести вместо температуры T_a новую безразмерную переменную $x = \sqrt{\frac{T_a}{T_{a0}}}$, то это уравнение примет следующий вид:

$$\frac{dx}{a^2 - x^2} = D d\tau. \quad (6.14)$$

Здесь $a = \sqrt{\frac{C}{C+1}}$; $D = \frac{(k-1) R \mu m f \sqrt{T_{a0}}}{2V_a} (C+1).$

Проинтегрировав уравнение (6.14) при $|x| > a$ и перейдя от переменной x к T_a , получим следующую простую расчетную формулу:

$$\frac{T_a}{T_{a0}} = \frac{C}{C+1} \frac{1}{\text{th}^2 \left(N\tau + \text{arth} \sqrt{\frac{C}{C+1}} \right)}, \quad (6.15)$$

где $N = \frac{(k-1)R\sqrt{C(C+1)}\mu m f \sqrt{T_{a0}}}{2V_a}$.

Для определения текущей плотности газа в емкости, поделим уравнение (6.2) на уравнение (6.3). Получим

$$\frac{d\gamma_a}{d\tau} = -\frac{\dot{G}_a}{V_a}. \quad (6.16)$$

С учетом зависимостей (6.5) и (6.15) уравнение (6.16) можно привести к виду

$$\frac{d\gamma_a}{\gamma_a} = -\frac{2N}{(k-1)(C+1)} \frac{d\tau}{\text{th} \left(N\tau + \text{arth} \sqrt{\frac{C}{C+1}} \right)}. \quad (6.17)$$

Интегрируя (6.17), получим

$$\frac{\gamma_a}{\gamma_{a0}} = \left[\sqrt{\frac{1}{C}} \text{sh} \left(N\tau + \text{arth} \sqrt{\frac{C}{C+1}} \right) \right]^{-\delta}, \quad (6.18)$$

где $\delta = \frac{2}{(k-1)(C+1)}$.

Определив T_a и γ_a газа в емкости, можно, используя уравнение состояния, получить расчетную формулу для определения давления газа в емкости:

$$\begin{aligned} \frac{p_a}{p_{a0}} &= \frac{C}{C+1} \times \\ &\times \left[\sqrt{\frac{1}{C}} \text{sh} \left(N\tau + \text{arth} \sqrt{\frac{C}{C+1}} \right) \right]^{-\delta} \text{th}^{-2} \left(N\tau + \text{arth} \sqrt{\frac{C}{C+1}} \right). \end{aligned} \quad (6.19)$$

Подставляя выражения (6.15) и (6.19) в уравнение (6.5), находим закон изменения секундного расхода газа:

$$\begin{aligned} \frac{\dot{G}_a}{\dot{G}_{a0}} &= \sqrt{\frac{C}{C+1}} \left[\sqrt{\frac{1}{C}} \text{sh} \left(N\tau + \text{arth} \sqrt{\frac{C}{C+1}} \right) \right]^{-\delta} \times \\ &\times \text{th}^{-1} \left(N\tau + \text{arth} \sqrt{\frac{C}{C+1}} \right), \end{aligned} \quad (6.20)$$

где $\dot{G}_{a0} = \frac{\mu m f p_{a0}}{\sqrt{T_{a0}}}$ — начальный расход.

Исключив переменную τ из уравнений (6.15), (6.18), после несложных преобразований получим уравнение термодинамического процесса:

$$\frac{T_a}{T_{a0}} = \frac{1}{C+1} \left[\left(\frac{\gamma_a}{\gamma_{a0}} \right)^{(k-1)(C+1)} + C \right]. \quad (6.21)$$

Нетрудно видеть, что при некоторых параметрах процесса опорожнения газовой емкости уравнения (6.15), (6.18), (6.19), (6.20) и (6.21) приводятся к выражениям, соответствующим адиабатическому и изотермическому процессам. Действительно, при $C=0$ из уравнения (6.21) имеем уравнение адиабаты

$$\frac{T_a}{T_{a0}} = \left(\frac{\gamma_a}{\gamma_{a0}} \right)^{k-1}.$$

Из уравнений (6.15), (6.19) и (6.20) при $C=0$ находим законы изменения температуры, давления и секундного расхода для случая адиабатического истечения газа из емкости, которые получены в работе [52],

$$\begin{aligned} \frac{T_a}{T_{a0}} &= (1+B\tau)^{-2}; \quad \frac{\gamma_a}{\gamma_{a0}} = (1+B\tau)^{-\frac{2}{k-1}}, \\ \frac{p_a}{p_{a0}} &= (1-B\tau)^{-\frac{2k}{k-1}}, \quad \frac{\dot{G}_a}{\dot{G}_{a0}} = (1+B\tau)^{-\frac{k+1}{k-1}}, \\ B &= \frac{(k-1) R_{\mu n} f \sqrt{T_{a0}}}{2V_a}. \end{aligned} \quad (6.22)$$

При $C/(C+1)=1$, что равносильно условию $C \gg 1$, уравнение (6.21) обращается в уравнение изотермического процесса $T_a/T=1$. Подставив значение $C/(C+1)=1$ в уравнения (6.18), (6.19), (6.20), получим выражения для подсчета p_a , γ_a и \dot{G}_a для случая изотермического процесса опорожнения:

$$\frac{p_a}{p_{a0}} = \frac{\gamma_a}{\gamma_{a0}} = \frac{\dot{G}_a}{\dot{G}_{a0}} = \exp\left(-\frac{2}{k-1} B\tau\right). \quad (6.23)$$

II. При опорожнении через отверстие переменного сечения

Рассмотрим истечение газа из емкости постоянного объема при сверхкритическом перепаде давлений в емкости и в среде, в которую истекает газ. Газ истекает из емкости через отверстие, площадь которого изменяется во времени $f=f(\tau)$.

Интегрирование уравнения (6.2) или (6.3) при переменной площади отверстия затруднительно, поэтому вначале получим уравнение термодинамического процесса. Из уравнений (6.3) и (6.6), используя (6.4) и (6.12), после несложных преобразований получим

$$\gamma \frac{dT_a}{d\gamma_a} = -(k-1) [C(T_{a0} - T_a) - T_a], \quad (6.24)$$

где $C = \frac{1,01 A_0 \sqrt{T_a F}}{R_{\mu n} f(\tau)} \left(\frac{T_{a0}}{T_a} \right)^{1/3}$,

в отличие от рассмотренного в предыдущем разделе случая, является величиной, переменной во времени.

Интегрируя (6.24), при малых скоростях изменения площади отверстия получаем уравнение термодинамического процесса, аналогичное уравнению (6.21):

$$\frac{T}{T_{a0}} = \frac{1}{C+1} \left[\left(\frac{\gamma_a}{\gamma_{a0}} \right)^{(k-1)(C+1)} + C \right] \quad (6.25)$$

или
$$\frac{p_a}{p_{a0}} = \frac{1}{C+1} \left[\left(\frac{\gamma_a}{\gamma_{a0}} \right)^{(k-1)(C+1)} + C \right] \frac{\gamma_a}{\gamma_{a0}} . \quad (6.26)$$

Используя (6.5) и (6.25), выражение (6.16) можно привести к виду

$$\frac{d\gamma_a}{d\tau} = -\frac{2}{k-1} B f(\tau) \gamma_a \sqrt{\frac{1}{C+1} \left[\left(\frac{\gamma_a}{\gamma_{a0}} \right)^{(k-1)(C+1)} + C \right]}, \quad (6.27)$$

где $B = \frac{(k-1) R \mu m \sqrt{T_{a0}}}{2V_a} = \text{const.}$

Покажем, что при некоторых параметрах процесса опорожнения газовой емкости уравнение (6.25) приводится к выражениям, соответствующим адиабатическому и изотермическому процессам.

Нетрудно видеть, что при $C=0$ из уравнения (6.25) имеем уравнение адиабаты $\frac{T_a}{T_{a0}} = \left(\frac{\gamma_a}{\gamma_{a0}} \right)^{k-1}$.

Из уравнения (6.27) при $C=0$ имеем

$$\frac{d\gamma_a}{d\tau} = -\frac{2}{k-1} B f(\tau) \gamma_a \left(\frac{\gamma_a}{\gamma_{a0}} \right)^{\frac{k-1}{2}} . \quad (6.28)$$

Интегрируя (6.28) при переменной площади $f(\tau)$, получим формулы, аналогичные формулам работы [51]:

$$\frac{T_a}{T_{a0}} = \left[1 + B \int_0^{\tau} f(\tau) d\tau \right]^{-2}; \quad \frac{\gamma_a}{\gamma_{a0}} = \left[1 + B \int_0^{\tau} f(\tau) d\tau \right]^{-\frac{2}{k-1}}; \quad (6.29)$$

$$\frac{p_a}{p_{a0}} = \left[1 + B \int_0^{\tau} f(\tau) d\tau \right]^{-\frac{2k}{k-1}}; \quad \frac{\dot{G}_a}{\dot{G}_{a0}} = \frac{f}{f_0} \left[1 + B \int_0^{\tau} f(\tau) d\tau \right]^{-\frac{k+1}{k-1}} .$$

При постоянной площади $f = \text{const}$ из выражения (6.29) имеем [52]:

$$\frac{T_a}{T_{a0}} = (1 + B f \tau)^{-2}; \quad \frac{\gamma_a}{\gamma_{a0}} = (1 + B f \tau)^{-\frac{2}{k-1}}; \quad (6.30)$$

$$\frac{p_a}{p_{a0}} = (1 + B f \tau)^{-\frac{2k}{k-1}}; \quad \frac{\dot{G}_a}{\dot{G}_{a0}} = (1 + B f \tau)^{-\frac{k+1}{k-1}} .$$

При $\frac{C}{C+1} = 1$, , что равносильно условию $C \gg 1$, уравнение процесса (6.25) обращается в уравнение изотермического процесса $\frac{T_a}{T_{a0}} = 1$.

Подставив значение $\frac{C}{C+1} = 1$ в уравнение (6.27), получим

$$\frac{d\gamma_a}{\gamma_a} = -\frac{2}{k-1} B f(\tau) d\tau. \quad (6.31)$$

Интегрируя уравнение (6.31), получим формулы, аналогичные приведенным в работе [55]:

$$\frac{\gamma_a}{\gamma_{a0}} = \frac{p_a}{P_{a0}} = \exp\left(-\frac{2}{k-1} B \int_0^{\tau} f(\tau) d\tau\right), \quad (6.32)$$

$$\frac{\dot{G}_a}{\dot{G}_{a0}} = \frac{f}{f_0} \exp\left(-\frac{2}{k-1} B \int_0^{\tau} f(\tau) d\tau\right).$$

При постоянной площади $f = \text{const}$ уравнение (6.32) даст ранее полученные выражения (6.23).

Для значений $0 < \frac{C}{C+1} < 1$ можно получить приближенное решение уравнения (6.27), если разложить в ряд Тейлора квадратный корень правой части этого уравнения и ограничиться первыми двумя членами ряда:

$$\sqrt{\frac{1}{C+1} \left[\left(\frac{\gamma_a}{\gamma_{a0}} \right)^{(k-1)(C+1)} + C \right]} \approx 1 + \frac{k-1}{2} \frac{\gamma_{a0} - \gamma_a}{\gamma_{a0}}.$$

При такой замене уравнение (6.27) принимает вид

$$\frac{d\gamma_a}{d\tau} = -\frac{2}{k-1} B f(\tau) \gamma_a \left(1 + \frac{k-1}{2} \frac{\gamma_{a0} - \gamma_a}{\gamma_{a0}} \right). \quad (6.33)$$

Интегрируя уравнение (6.33), получим

$$\frac{\gamma_a}{\gamma_{a0}} = \frac{k+1}{k-1 + 2 \exp\left[\frac{k+1}{k-1} B \int_0^{\tau} f(\tau) d\tau \right]}. \quad (6.34)$$

Используя (6.34), (6.25) и уравнение состояния, получим

$$\frac{T_a}{T_{a0}} = \frac{1}{C+1} \left\{ \left[\frac{k+1}{k-1 + 2 \exp\left(\frac{k+1}{k-1} B \int_0^{\tau} f(\tau) d\tau \right)} \right]^{(k-1)(C+1)} + C \right\}; \quad (6.35)$$

$$\frac{P_a}{P_{a0}} = \frac{1}{C+1} \left\{ \left[\frac{k+1}{k-1 + 2 \exp\left(\frac{k+1}{k-1} B \int_0^{\tau} f(\tau) d\tau \right)} \right]^{(k-1)(C+1)+1} + C \frac{k+1}{k-1 + 2 \exp\left(\frac{k+1}{k-1} B \int_0^{\tau} f(\tau) d\tau \right)} \right\}. \quad (6.36)$$

Выражение для относительного изменения секундного расхода газа получим из (6.5), (6.27) и (6.25)

$$\frac{\dot{G}_a}{\dot{G}_{a0}} = \frac{f}{f_0} \left(\frac{1}{C+1} \right)^{1/2} \left\{ \left[\frac{k+1}{k-1 + 2 \exp \left(\frac{k+1}{k-1} B \int_0^{\bar{\tau}} f(\tau) d\tau \right)} \right]^{(k-1)(C+1)+2} + C \left[\frac{k+1}{k-1 + 2 \exp \left(\frac{k+1}{k-1} B \int_0^{\bar{\tau}} f(\tau) d\tau \right)} \right]^2 \right\}^{1/2}. \quad (6.37)$$

6.3. РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ГАЗА В ЕМКОСТИ ПРИ ЕЕ ОПОРОЖНЕНИИ ЧЕРЕЗ ГАЗОВЫЙ РЕДУКТОР

Рассмотрим случай, когда газ истекает из емкости высокого давления через газовый редуктор. Такие случаи имеют место в различных технологических процессах, когда объемный приход газа в емкость и давление в емкости есть величины постоянные.

Изменение давления в свободном объеме емкости описывается уравнением (6.2).

Массовый секундный расход газа из наполняемой емкости через дренажный клапан определяется по дренажным характеристикам предохранительного клапана, т. е. $\dot{G}_{др} = f(\tau)$. В системах наддува (с газовым редуктором) характеристики дренажно-предохранительного клапана выбираются так, чтобы расход газа через него равнялся нулю, т. е. $\dot{G}_{др} = 0$.

При наполнении емкости сжатым воздухом, азотом или гелием количество газа, выпадающего в конденсат, пренебрежимо мало, т. е. $G_K = 0$.

Расчет параметров газа в емкости при отсутствии теплообмена в наполняемой емкости

Из уравнения (6.2) при условии, что в наполняемой емкости поддерживается постоянное давление ($dp/d\tau = 0$) и пренебрегая изменением состава газа внутри емкости ($dk/d\tau = 0$), количеством испаряющегося компонента ($G_n = 0$), теплообменом между газом наддува и стенками емкости, газом наддува и поверхностью жидкости ($dQ/d\tau = 0$), получим

$$i_0 G_0 = \frac{k}{k-1} p \frac{dV}{d\tau}. \quad (6.38)$$

Подставляя (6.38) в уравнение (6.2), получим

$$\frac{dp_a}{d\tau} = \frac{k-1}{V_a} \left(\frac{dQ_a}{d\tau} - \frac{k}{k-1} p \frac{dV}{d\tau} \right). \quad (6.39)$$

Подставляя выражение (6.12) в (6.39), получим

$$\frac{dp_a}{d\tau} = (M - NA_1)p_a - \frac{k}{V} p \frac{dV}{d\tau}, \quad (6.40)$$

где $M = \frac{k-1}{V_a} 1,01 A_0 T_{a0} F \left(\frac{T_{a0}}{p_{a0}} \right)^{1/3}$; $N = \frac{k-1}{V_a} 1,01 F \left(\frac{T_{a0}}{p_{a0}} \right)^{1/3}$;
 $A_1 = A_0 T_a$.

Величина A_0 , входящая в выражение для M и A_1 , возрастает с понижением температуры. Температура газа в емкости T_a уменьшается.

Расчеты показывают, что произведение $A_0 T_a$ с точностью до 1...2% в пределах температуры процесса может быть принято постоянным

$$A_1 = A_0 T_a = \text{const.}$$

Тогда уравнение (6.40) переписывается в виде

$$\frac{dp_a}{d\tau} + (NA_1 - M)p_a + C \frac{dV}{d\tau} = 0, \quad (6.41)$$

где $C = \frac{k}{V} p_a$.

Решение уравнения (6.41) имеет вид

$$p_a = \exp(-\mu\tau) \left[p_{a0} - C \int_0^\tau \frac{dV}{d\tau} \exp(\mu\tau) d\tau \right], \quad (6.42)$$

где $\mu = NA_1 - M$.

Уравнение для определения плотности газа с учетом (6.16) и (6.39) имеет вид

$$\frac{d\gamma_a}{d\tau} = - \frac{p_a \frac{dV}{d\tau}}{p_a V_a} \gamma_a, \quad (6.43)$$

где p_a определяется по уравнению (6.42).

Тогда для определения плотности газа в газовой емкости имеем

$$\gamma_a = \gamma_{a0} \exp \left\{ - \frac{p}{V} \int_0^\tau \frac{dV}{d\tau} \frac{d\tau}{\exp(-\mu\tau) \left[p_{a0} - C \int_0^\tau \frac{dV}{d\tau} \exp(\mu\tau) d\tau \right]} \right\}. \quad (6.44)$$

Для адиабатического процесса опорожнения $NA_1 - M = 0$ параметры газа в емкости определяются по формулам

$$p_a = p_{a0} - C \int_0^\tau \frac{dV}{d\tau} d\tau; \quad (6.45)$$

$$\gamma_a = \gamma_{a0} \exp \left(- \frac{p}{V_a} \int_0^{\tau} \frac{dV}{d\tau} \frac{d\tau}{p_{a0} - C \int_0^{\tau} \frac{dV}{d\tau} d\tau} \right). \quad (6.46)$$

Для изотермического процесса опорожнения изменение параметров газа в емкости определяется из выражений

$$p_a = p_{a0} - \frac{C}{k} \int_0^{\tau} \frac{dV}{d\tau} d\tau. \quad (6.47)$$

$$\gamma_a = \frac{1}{RT_0} \left(p_{a0} - \frac{C}{k} \int_0^{\tau} \frac{dV}{d\tau} d\tau \right). \quad (6.48)$$

Рассмотрим различные случаи изменения объема наполняемой газовой емкости.

1. При изменении свободного объема наполняемой емкости по линейному закону $V = V_0 + \dot{v}\tau$. Для определения параметров газа в емкости имеем

$$p_a = p_{a0} \exp(-\mu\tau) + \frac{D}{\mu} [\exp(-\mu\tau) - 1]; \quad (6.49)$$

$$\gamma_a = \gamma_{a0} \left\{ 1 - \frac{D}{\mu p_{a0}} [\exp(\mu\tau) - 1] \right\}^{1/k}, \quad (6.50)$$

где $D = C\dot{v}$;

а) для адиабатического процесса опорожнения

$$p_a = p_{a0} - D\tau; \quad (6.51)$$

$$\gamma_a = \gamma_{a0} \left(1 - \frac{D}{p_{a0}} \tau \right)^{1/k}; \quad (6.52)$$

б) для изотермического процесса опорожнения

$$p_a = p_{a0} - \frac{D}{k} \tau; \quad (6.53)$$

$$\gamma_a = \frac{1}{RT_{a0}} \left(p_{a0} - \frac{D}{k} \tau \right). \quad (6.54)$$

2. При изменении объема наполняемой емкости по экспоненциальному закону $V = V_0 \exp(\xi\tau)$, где ξ — действительное число.

Для определения параметров газа имеем:

$$p_a = p_{a0} \exp(-\mu\tau) - \frac{CV_0\xi}{\mu + \xi} [\exp(\xi\tau) - \exp(-\mu\tau)], \quad (6.55)$$

$$\gamma_a = \gamma_{a0} \left\{ \exp(-\mu\tau) - \frac{CV_0\xi}{p_{a0}(\mu + \xi)} [\exp(\xi\tau) - \exp(-\mu\tau)] \right\}^{1/k}; \quad (6.56)$$

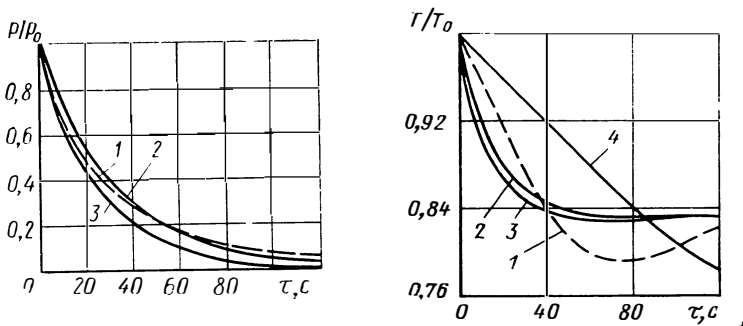


Рис. 6.2. Изменение во времени относительного давления в баллоне при истечении из него воздуха по экспериментальным данным (кривая 1) и по данным расчета по формулам (6.19) и (6.15) (кривые 2 и 3 соответственно)

Рис. 6.3. Изменение во времени относительной температуры воздуха в баллоне при его опорожнении по экспериментальным данным (кривая 1), по данным расчета по формулам (6.35) и (6.36) (кривые 2 и 3 соответственно) и по методике работы [52] кривая 4

а) для адиабатического процесса опорожнения

$$p_a = p_{a0} - CV_0 [\exp(\xi\tau) - 1]; \quad (6.57)$$

$$\gamma_a = \gamma_{a0} \left\{ 1 - \frac{CV}{p_{a0}} [\exp(\xi\tau) - 1] \right\}^{1/k}; \quad (6.58)$$

б) для изотермического процесса опорожнения

$$p_a = p_{a0} - \frac{CV_0}{k} [\exp(\xi\tau) - 1]; \quad (6.59)$$

$$\gamma_a = \gamma_{a0} \left\{ 1 - \frac{CV_0}{k} [\exp(\xi\tau) - 1] \right\}. \quad (6.60)$$

6.4. СРАВНЕНИЕ РАСЧЕТА С ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМИ ДАННЫМИ

Для проверки изложенной в этой главе методики определения параметров газа в емкостях высокого давления был проведен ряд расчетов для условий, соответствующих условиям экспериментов. На рис. 6.2 и 6.3 пунктирными линиями показано изменение относительного давления и относительной температуры воздуха, определенное экспериментально. В качестве емкости использовался баллон высокого давления объемом $V=19,6$ л и с внутренней поверхностью $F=0,35$ м². Воздух истекал через круглое отверстие диаметром 2 мм ($f=3,14 \cdot 10^{-6}$ мм). Начальное давление и температура воздуха в баллоне: $p_0=8$ МПа, $T_0=297$ К. Расчетные зависимости $p/p_0=f(\tau)$ по формуле (6.19) и $T/T_0=f(\tau)$ по формуле (6.15) при значении $\mu=0,85$ изображены кривыми 2 на рис. 6.2 и 6.3. Кривая 4 на рис. 6.3 обозначает зависимость $T/T_0=f(\tau)$, рассчитанная по методике работы [52]. Соответствующая кривая $p/p_0(\tau)$ на рис. 6.2 не показана, так как она практически совпала с кривой 2. Из сравнения расчетных и экспериментальных зависимостей можно заключить, что расчеты давления в емкости по фор-

муле (6.19) и по методике работы [52] дают весьма близкие результаты, хорошо согласующиеся с экспериментом. Расчет зависимости $T/T_0=f(\tau)$ по формуле (6.15) лучше согласуется с экспериментальными данными, чем расчет по методике [52].

Для оценки погрешности, вносимой в решение задачи об истечении газа через отверстие переменной площади при замене уравнения (6.27) приближенным уравнением (6.33) на рис. 6.2 и 6.3 нанесены зависимости (кривые), рассчитанные по формулам (6.35) и (6.36) при $f=3,14 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$ и для тех же параметров баллона и начальных параметрах воздуха, что и в предыдущих расчетах.

Если бы уравнения (6.35) и (6.36) давали точное решение уравнения (6.27), то, очевидно, кривые 3 должны были бы совпадать с кривыми 2. Близость кривых 3 и 2 свидетельствуют о допустимости упрощений, принятых при решении дифференциального уравнения (6.15), о практической пригодности формул (6.35)...(6.36) для расчета параметров газа при истечении его из емкости через отверстие переменной площади.

РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ГАЗА В БАКЕ ПРИ ЕГО НАДДУВЕ

При проектировании ракет очень важно уметь рассчитать параметры газа в баке в процессе наполнения емкостей постоянного и переменного объемов.

Предварительный наддув топливных баков производится от газовых баллонов конечных объемов через жиклер постоянного сечения или стендовых емкостей бесконечного объема. При расчете системы наддува необходимо определять параметры газа внутри бака (давление, плотность, температура) в зависимости от времени работы системы наддува.

Ниже приведено решение задачи о наполнении емкости постоянного объема и емкости, объем которой является линейной функцией времени, газом из емкости постоянного объема при сверхкритических перепадах давлений в этих емкостях.

7.1. РАСЧЕТНАЯ СХЕМА ЗАДАЧИ

Рассмотрим основные процессы в газобаллонной системе наддува (см. рис. 2.8). При открытом электропневмоклапане 3 газ из баллона 2 через жиклер 6 поступает в топливный бак 1. Одновременно начинается расход компонента из топливного бака, вследствие чего увеличивается свободный объем.

При истечении газа из баллона оставшийся там газ расширяется, давление и температура в баллоне падают. Падение давления в баллоне приводит к уменьшению расхода газа через жиклер (при постоянном жиклере). В зависимости от величины секундного расхода газа, который зависит от диаметра жиклера и параметров газа в баллоне, давление в топливном баке может расти или падать в начале работы системы наддува и неизбежно падает в конце наддува вследствие падения давления в баллоне. Давление в топливном баке можно увеличить, подключив с помощью программного устройства второй жиклер, а при необходимости можно повторить эту операцию несколько раз. Конечное давление в баллоне выбирается из условия нормальной работы электропневмоклапана и к концу работы составляет величину не ниже 0,5...1,0 МПа. Давление в топливных баках в конце работы системы наддува, как правило, не превышает 0,05...0,25 МПа. Поэтому во время работы газобаллонных систем происходит критическое истечение газа через жиклер, т. е.

расход газа из баллона не зависит от противодействия (давления в баке). Последнее существенно упрощает расчет подобных систем наддува и для практически интересных случаев позволяет получить решение задачи в конечном виде.

При наполнении топливного бака сжатым газом (воздухом, азотом, гелием) количество газа, выпадающего в конденсат, пренебрежимо мало, т. е. $\dot{G}_K=0$.

При проектировании систем наддува давление в топливном баке выбирается так, что расход его через дренажно-предохранительный клапан практически равняется нулю, т. е. $\dot{G}_d=0$. В диапазоне температур от -40 до $+40^\circ\text{C}$ испарение высококипящих компонентов топлива типа керосина, НДМГ, гидразина, спирта и др. относительно невелико. Поэтому можно не учитывать изменение показателя адиабаты смеси газа в баке, т. е. $dk/d\tau=0$.

При сделанных допущениях система уравнений (5.54)...(5.57) существенно упрощается. В общем случае одновременный процесс опорожнения баллонов со сжатым газом и наполнения бака, из которого вытекает жидкость, в принятой постановке описывается шестью уравнениями:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dp_a}{d\tau} = \frac{k-1}{V_a} \left[\frac{dQ}{d\tau} - i_a \dot{G}_a \right]; \end{array} \right. \quad (7.1)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV_a}{d\tau} = \frac{\dot{G}_a}{V_a}; \end{array} \right. \quad (7.2)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} T_a = \frac{p_a}{R V_a}. \end{array} \right. \quad (7.3)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dp}{d\tau} = \frac{k-1}{V(\tau)} \left[\frac{dQ}{d\tau} + i_a \dot{G}_a + i_n \dot{G}_n - \frac{k}{k-1} p \frac{dV(\tau)}{d\tau} \right]; \end{array} \right. \quad (7.4)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV}{d\tau} = \frac{1}{V(\tau)} \left[\dot{G}_a + \dot{G}_n - \gamma \frac{dV(\tau)}{d\tau} \right]; \end{array} \right. \quad (7.5)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} p = \gamma R T. \end{array} \right. \quad (7.6)$$

В уравнениях (7.1), (7.2), (7.4), (7.5) величина \dot{G}_a — секундный массовый расход газа из баллона определяется в зависимости от режима истечения: для сверхкритического режима истечения газа — по формуле (6.5) и для докритического — по следующей формуле:

$$\dot{G}_a = \mu f \left[\frac{2gk}{k-1} p_a V_a \right]^{\frac{1}{2}} \Psi(y), \quad (7.7)$$

$$\text{где } \Psi(y) = \sqrt{y^{\frac{2}{k}} - y^{\frac{k+1}{k}}}; \quad y = \frac{p}{p_a}.$$

Ниже приведено решение задачи о наполнении емкости постоянного объема и емкости, объем которой изменяется по линейному закону при условии, что испарение жидкости в емкости пренебрежимо мало, т. е. $\dot{G}_K=0$.

7.2. НАПОЛНЕНИЕ ЕМКОСТИ ПОСТОЯННОГО ОБЪЕМА

При сверхкритическом процессе опорожнения решение системы I не зависит от решения системы II, которое приведено в гл. 6.

При постоянном объеме наполняемой емкости $V = \text{const}$ изменение параметров газа в ней описывается следующей системой уравнений:

$$\frac{dp}{d\tau} = \frac{k-1}{V} \left(\frac{dQ}{d\tau} + i_a \dot{G}_a \right); \quad (7.8)$$

$$\frac{d\gamma}{d\tau} = \frac{\dot{G}}{V}; \quad (7.9)$$

$$p = \gamma RT. \quad (7.10)$$

В этих уравнениях секундный приток газа \dot{G}_a определяется уравнениями (6.20), (6.22) или (6.23) в зависимости от характера процесса опорожнения, а секундный приток тепла $\frac{dQ}{d\tau} = \alpha (T - T_w) F$.

Рекомендаций по выбору коэффициента теплоотдачи α в рассматриваемых условиях теплообмена нет, поэтому обоснованный расчет теплового потока к газу, наполняющему емкость, в настоящее время невозможен. Все дальнейшие выкладки будем проводить в двух простейших предположениях: 1) теплообмен со стенкой так мал, что им можно пренебречь ($dQ/d\tau = 0$); 2) теплообмен со стенкой настолько интенсивен, что температура газа в наполняемой емкости постоянна во времени ($T = T_0 = \text{const}$). Очевидно, что в действительности имеет место некоторый промежуточный случай, более или менее близкий к одному из указанных предположений.

A. Наполнение емкости при отсутствии теплообмена между ее стенками и газом

При $dQ/d\tau = 0$ уравнение (7.8) упрощается и может быть записано в следующем виде:

$$\frac{dp}{d\tau} = \frac{kRT_{a0}\dot{G}_a}{V} \frac{T_a}{T_{a0}} \frac{\dot{G}}{\dot{G}_{a0}}. \quad (7.11)$$

Используя выражения для температуры газа в емкости высокого давления (6.21) и для секундного притока газа (6.20), после интегрирования (7.11) получим

$$\frac{p}{p_0} = 1 + k \frac{p_{a0}}{p_0} \frac{V_a}{V} M \left[1 - D \frac{\delta + (2 + \delta) \text{sh}^2(N\tau + \omega)}{\text{sh}^{2+\delta}(N\tau + \omega)} \right], \quad (7.12)$$

где $M = \frac{k}{1+C} \frac{1 + Ck + (k-1)C^2}{k + C(k-1)}$; $D = \frac{C^{\frac{\delta+2}{2}}}{\delta + C(2+\delta)}$.

Интегрируя выражение (7.8) с учетом (6.20), получим формулу для определения плотности газа в наполняемой емкости

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} = 1 + \frac{\gamma a_0}{\gamma_0} \frac{V_a}{V} \left[1 - \frac{C^{\delta/2}}{\operatorname{sh}^{\delta} (N\tau + \omega)} \right]. \quad (7.13)$$

По уравнению состояния газа (7.10) и уравнениям (7.12), (7.13) легко может быть вычислена температура газа в любой момент времени τ .

Решения для параметров газа в наполняемой емкости при адиабатическом и изотермическом процессах опорожнения емкости высокого давления можно получить таким же путем, каким получены формулы (7.12) и (7.13), если вместо (6.14) и (6.20) воспользоваться соответствующими формулами: (6.22) — для адиабатического и (6.23) — для изотермического процессов.

В случае адиабатического процесса опорожнения

$$\frac{p}{p_0} = 1 + \frac{p a_0}{p_0} \frac{V_a}{V} \left[1 - \frac{1}{(+B\tau)^{2k/(k-1)}} \right] \quad (7.14)$$

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} = 1 + \frac{\gamma a_0}{\gamma_0} \frac{V_a}{V} \left[1 - \frac{1}{(1+B\tau)^{2/(k-1)}} \right]. \quad (7.15)$$

В случае изотермического процесса опорожнения

$$\frac{p}{p_0} = 1 + k \frac{p a_0}{p_0} \frac{V_a}{V} \left[1 - \exp\left(-\frac{2B}{k-1} \tau\right) \right]; \quad (7.16)$$

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} = 1 + \frac{\gamma a_0}{\gamma_0} \frac{V_a}{V} \left[1 - \exp\left(-\frac{2B}{k-1} \tau\right) \right]. \quad (7.17)$$

Формулы (7.14)...(7.17) могут быть получены также непосредственно из (7.12) и (7.13) путем предельного перехода: $C \rightarrow 0$ при адиабатическом опорожнении и $C \rightarrow \infty$ при изотермическом опорожнении.

Б. При постоянной температуре газа

При постоянном объеме наполняемой емкости плотность находящегося в ней газа однозначно определяется процессом опорожнения, поэтому формулы (7.13), (7.15) и (7.17) справедливы при любой интенсивности теплообмена в наполняемой емкости.

Из уравнения (7.10) также следует, что при постоянной температуре газа $\frac{p}{p_0} = \frac{\gamma}{\gamma_0}$.

Таким образом, формулы (7.13), (7.15) и (7.17) могут быть использованы для расчета не только плотности, но и давления в наполняемой емкости в случае, когда температура газа в ней постоянна.

7.3. НАПОЛНЕНИЕ ЕМКОСТИ, ОБЪЕМ КОТОРОЙ ЯВЛЯЕТСЯ ЛИНЕЙНОЙ ФУНКЦИЕЙ ВРЕМЕНИ

При переменном объеме наполняемой емкости изменение параметров газа в ней описывается следующей системой уравнений:

$$\frac{dp}{d\tau} = \frac{k-1}{V} \left(\frac{dQ}{d\tau} + i_a \dot{G} - \frac{k}{k-1} p \dot{V} \right); \quad (7.18)$$

$$\frac{d\gamma}{d\tau} = \frac{1}{V} (\dot{G} - \gamma \dot{V}); \quad (7.19)$$

$$p = \gamma RT. \quad (7.20)$$

Рассмотрим случай, когда скорость изменения объема наполняемой емкости постоянна $\dot{V} = \text{const}$ (например, наполнение газом емкости, из которой вытекает жидкость с постоянным расходом).

Тогда, обозначив отношение начального объема емкости к скорости изменения его $a = V_0 \dot{V}$, запишем $V = \dot{V}(a + \tau)$.

Решение задачи в данном случае получим при тех же предположениях, что и в случае наполнения емкости постоянного объема.

Наполнение емкости при отсутствии теплообмена между ее стенками и газом

При $dQ/d\tau = 0$ уравнения (7.18) и (7.19) принимают вид

$$\frac{dp}{d\tau} \frac{k}{a + \tau} p = \frac{kRT a_0 \dot{G}_0}{(a + \tau) \dot{V}} \frac{\dot{G}}{\dot{G}_0} \frac{T_a}{T_{a0}}; \quad (7.21)$$

$$\frac{d\gamma}{d\tau} + \frac{1}{a + \tau} \gamma = \frac{\dot{G}_0}{(a + \tau) \dot{V}} \frac{\dot{G}}{\dot{G}_0}. \quad (7.22)$$

Решение уравнения (7.22) особых трудностей не вызывает. Оно может быть записано так:

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} + \frac{a}{a + \tau} \left(1 + \frac{\dot{G}_0}{a \dot{V} \gamma_0} \int_0^\tau \frac{\dot{G}}{\dot{G}_0} d\tau \right). \quad (7.23)$$

Вычислив с помощью (6.20) интеграл в выражении (7.23), окончательно получим

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} = \frac{a}{a + \tau} \left\{ 1 + \frac{\gamma_{a0}}{\gamma_0} \frac{V_a}{a \dot{V}} \left[1 - \frac{C^{2/\delta}}{\text{sh}^\delta(N\tau + \omega)} \right] \right\}. \quad (7.24)$$

Из (7.24) могут быть получены формулы для частных случаев процесса опорожнения емкости высокого давления:

для адиабатического процесса ($C = N = \omega = 0$, $\delta = 2/(k-1)$)

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} = \frac{a}{a + \tau} \left\{ 1 + \frac{\gamma_{a0}}{\gamma_0} \frac{V_a}{a \dot{V}} \left[1 - \frac{1}{(1 + B\tau)^{2/(k-1)}} \right] \right\}, \quad (7.25)$$

для изотермического процесса ($a = N = \omega = 0$, $\delta = 0$)

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} = \frac{a}{a + \tau} \left\{ 1 + \frac{\gamma_{a0}}{\gamma_0} \frac{V_a}{a \dot{V}} \left[1 - \exp\left(\frac{2B}{k-1} \tau\right) \right] \right\}. \quad (7.26)$$

Решение уравнения (7.21) может быть представлено в виде

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{a}{a + \tau} \right)^k \left[1 + \frac{2kB}{k-1} \frac{p_{a0}}{p_0} \frac{V_a}{a^k \dot{V}} \int_0^\tau \frac{\dot{G}}{\dot{G}_0} \frac{T_a}{T_{a0}} (a + \tau)^{k-1} d\tau \right]. \quad (7.27)$$

В формуле (7.27) определенную трудность представляет вычисление входящего в нее интеграла. Значение этого интеграла определяется характером процесса опорожнения и в общем случае ($dQ_a/d\tau \neq 0$, $T_a/T_{a0} \neq 1$) может быть найдено численным методом.

Для адиабатического и изотермического процессов опорожнения можно получить аналитическое выражение указанного интеграла.

В первом случае ($dQ_a/d\tau = 0$) используя выражение (6.22) и вводя новую безразмерную переменную $x = \frac{\tau + 1/B}{\tau + a}$, запишем

$$\int_0^{\bar{\tau}} \frac{\dot{G}}{\dot{G}_0} \frac{T_a}{T_{a0}} (a + \tau)^{k-1} d\tau = - \frac{1}{B^k (1 - aB)^{k-1}} \int_{\frac{1}{aB}}^x x^{(k+1)} \left(1 - \frac{1}{x}\right)^{\frac{2k}{k-1} - x} dx.$$

Разлагая подынтегральное выражение в ряд и интегрируя, получим

$$\int_0^{\bar{\tau}} \frac{\dot{G}}{\dot{G}_0} \frac{T_a}{T_{a0}} (a + \tau)^{k-1} d\tau = \frac{1}{B^k (1 + aB)^{\frac{3k-1}{k-1} - k}} \left[\varphi(x) - \varphi\left(\frac{1}{aB}\right) \right], \quad (7.28)$$

где
$$\varphi(x) = \frac{1}{x^k} \sum_{m=0}^{\infty} (-1)^m \frac{k}{k+m} \frac{r!}{(r-m)! m!} \frac{1}{x_m}, \quad r = \frac{2k}{k-1} - k, \\ m = 0, 1, 2, \dots$$

Полученный ряд сходится быстро: обычно достаточно ограничиться 5...7 членами ряда. Для целых чисел r функция $\varphi(x)$ имеет конечное число членов.

Для $k=1,37 \approx 1,4$, $r=6$ значения функции $\varphi(x)$ вычислены нами и приведены в табл. 7.1.

Подставляя (7.28) в (7.27), окончательно получим

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{a}{a+\tau}\right)^k \left\{ 1 + \theta \left[\varphi(\tau) - \varphi\left(\frac{1}{aB}\right) \right] \right\}, \quad (7.29)$$

где
$$\theta = \frac{2k}{k-1} \frac{p_{a0}}{p_0} \frac{V_a}{V_0} \frac{1}{(aB)^{k-1} (1 - aB)^{\frac{3k-1}{k-1} - k}}.$$

В случае изотермического процесса опорожнения ($T_a/T_{a0} = 1$), используя выражение (6.23) и вводя новую переменную

$$u = \frac{2B}{k-1} (a + \tau),$$

получим

$$\int_0^{\bar{\tau}} \frac{\dot{G}}{\dot{G}_0} \frac{T_a}{T_{a0}} (a + \tau)^{k-1} d\tau = \left(\frac{a}{\beta}\right)^k \exp(\beta) [\Gamma(k, u) - \Gamma(k, \beta)], \quad (7.30)$$

где
$$\Gamma(k, u) = \int_0^u u^{k-1} \exp(u) du, \quad \beta = \frac{2aB}{k-1}.$$

Таблица 7.1

Значения функции $\varphi(x)$

x	$\varphi(x) \cdot 10^1$	x	$\varphi(x) \cdot 10^1$	x	$\varphi(x) \cdot 10^1$
1	594,80	19	106,90	60	24,99
2	585,80	20	100,57	65	22,50
3	534,48	22	89,63	70	20,40
4	467,26	24	80,60	75	18,62
5	404,84	26	73,00	80	17,09
6	352,17	28	66,38	85	15,77
7	308,90	30	61,17	90	14,61
8	273,30	32	56,36	95	13,59
9	243,79	34	52,15	100	12,69
10	219,15	36	48,48	110	11,17
11	197,99	38	45,25	120	9,94
12	180,64	40	42,35	130	8,93
13	152,88	42	39,94	140	8,08
14	152,34	44	37,58	150	7,36
15	149,05	46	35,36	160	6,75
16	130,85	48	33,47	200	4,98
17	121,64	50	31,73	240	3,89
18	113,97	55	28,02	280	3,23

Значения неполной гаммы-функции $\Gamma(k, u)$ могут быть взяты из работы [66]. Окончательное выражение для давления в наполняемой емкости в случае изотермического процесса опорожнения имеет вид

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{a}{a + \tau} \right)^k \{ 1 + L [\Gamma(k, u) - \Gamma(k, \xi)] \}, \quad (7.31)$$

где
$$L = k \left(\frac{k-1}{2aB} \right)^{k-1} \frac{p_{a0}}{p_0} \frac{V_a}{V_0} \exp(\xi).$$

При постоянной температуре газа

Из уравнения (7.19) легко видеть, что плотность газа в наполняемой емкости полностью определяется процессом опорожнения и скоростью изменения объема и не зависит от интенсивности теплообмена в наполняемой емкости. Поэтому формулы (7.24), (7.25) и (7.26) выражают изменения во времени плотности, а также и давления газа в наполняемой емкости при постоянной температуре газа в ней.

ЗАБОРНЫЕ УСТРОЙСТВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

8.1. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ И КЛАССИФИКАЦИЯ ЗАБОРНЫХ УСТРОЙСТВ

Заборное устройство является важным элементом топливного бака и системы подачи топлива.

Система подачи топлива предназначена для подвода свободных от газовых включений жидких компонентов к двигательной установке в процессе работы. Таким образом заборное устройство должно обеспечить непрерывную подачу компонентов топлива из бака к двигательной установке: максимальную выработку компонентов топлива из бака без нарушения сплошности потока, т. е. минимальные остатки незабора жидких компонентов топлива в баках.

Для орбитального космического аппарата как в условиях невесомости, так и в условиях отрицательных и боковых перегрузок система подачи должна:

обеспечить контакт всего компонента или его части с заборным устройством бака; предотвращать попадание газа в заборное устройство при запуске и во время работы двигательной установки; сводить к минимуму воронкообразование, захват газа и механические загрязнения, снижающие эффективность работы двигательной установки; эффективность летательного аппарата в значительной степени зависит от полноты использования заправленных компонентов топлива.

Объем компонента топлива, заправленного в топливный бак, состоит из компонента, необходимого для работы двигательной установки в течение заданного времени, гарантийных запасов и остатков незабора. Величина остатков незабора входит в конечную массу ракеты и уменьшение ее является существенным совершенством гидравлических систем летательных аппаратов.

Основными требованиями, предъявляемыми к заборным устройствам, являются:

1. Малая масса.
2. Простота конструкций. Заборное устройство должно быть технологичным в изготовлении и удобным при монтаже в топливном баке.
3. Высокая экономичность заборного устройства, т. е. заборное устройство должно обеспечивать максимальную выборку компонента из бака при минимальных потерях давления. Степень выработки топлива зависит от характеристик системы забора компонентов топлива.
4. Равномерное понижение уровня компонента топлива в баке обеспечивается конструктивным выполнением заборного устройства, так как неравномерное понижение компонента топлива может приводить к преждевременному прорыву газа в сливной трубопровод и к значительному увеличению гидравлических остатков незабора.
5. Бескавитационная работа системы слива. Кавитация на заборном устройстве приводит к срыву нормальной работы системы питания и к увеличению остатков незабора компонента топлива в баке ракеты. Вопросы влияния кавитации на работу системы питания и заборного устройства рассмотрены в работе [18].
6. Высокая устойчивость заборного устройства при максимальных механических нагрузках.
7. Высокая устойчивость заборного устройства против коррозии. Это требование является важным при работе ЖРД на агрессивных компонентах топлива и при длительном хранении компонентов топлива в баках.

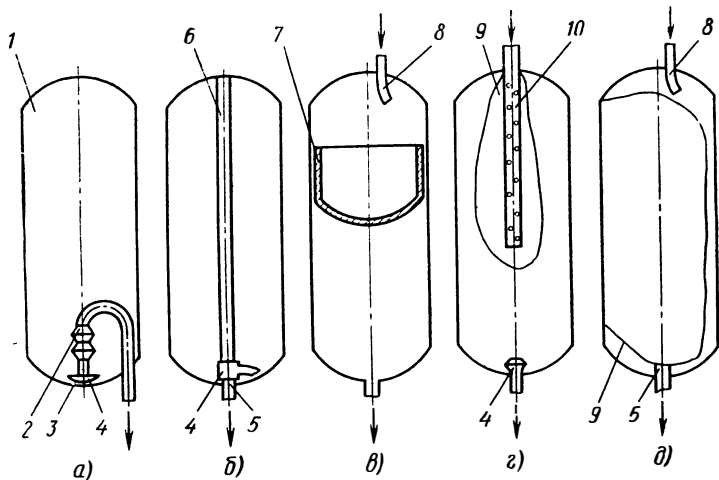


Рис. 8.1. Принципиальные схемы заборных и внутрибаковых устройств:

a — качающийся заборник; *б* — вращающийся заборник; *в* — вытеснение топлива поршнем; *г*, *д* — вытеснение топлива с помощью эластичных мешков; 1 — стенка бака; 2 — сифон; 3 — днище; 4 — заборник; 5 — сливной трубопровод; 6 — штанга; 7 — поршень; 8 — труба наддува; 9 — эластичный мешок; 10 — штанга с отверстиями для наддува мешка

Кроме перечисленных выше требований на конструкцию заборного и внутрибаковых устройств оказывает влияние специфика использования летательного аппарата.

Основные типы заборных устройств

Конструкция заборного устройства зависит от задач, выполняемых летательным аппаратом, а также от конструктивного выполнения и размещения топливных баков и двигательной установки.

В данном разделе приведены некоторые возможные варианты выполнения заборных устройств, устанавливаемых в топливных баках ракет зарубежного производства.

На рис. 8.1, *a* приведена принципиальная схема качающегося заборника. Заборники такого типа подвешиваются на гибком сифоне. При возникновении поперечных ускорений при маневре ракеты заборник перемещается вместе с компонентом топлива, наклоняясь в необходимую сторону вследствие изгиба сифона. Ребра, установленные на конце заборника, способствуют увлечению заборника за объемом компонента топлива и являются воронкогасителями.

Вращающийся заборник устанавливается на центральной трубе бака (см. рис. 8.1, *б*). При действии на компонент топлива инерционных сил они действуют также и на заборник и поворачивают его вслед за жидкостью.

На рис. 8.1, *в* показана схема подачи компонента топлива с помощью поршня. В таких ракетах баки выполняются в виде механически обработанных цилиндров, внутри которых перемещаются поршни, вытесняющие компоненты топлива. Поршни перемещаются под действием газа. Такие схемы подачи компонента топлива использовались на ракетах «Шметтерлинг», «Эрликон» и др.

В двигателе «Шмиддинг» в качестве компонентов топлива использовался метиловый спирт 78%-ной концентрации и газообразный кислород. Газообразный кислород использовался для вытеснения спирта из бака. Кислород поступал в резиновый мешок, который, раздуваясь, вытеснял спирт в двигатель (рис. 8.1, *г*). Кроме такой схемы подачи в двигатель компонент топлива может помещаться в эластичном мешке, а газ наддува подается в топливный бак (рис. 8.1, *д*). Такие схемы не нашли широкого применения, так как хранение топлива в таких мешках длительное время затруднено. Кроме того при такой

схеме обязательно появляются застойные зоны из-за неплотности прилегания мензур к конструкции бака, что приводит к увеличению запаса неиспользуемого компонента топлива.

Характерной особенностью работы двигательных установок ракет-носителей является запуск двигательной установки на каждом блоке при наличии перегрузок. Эти перегрузки обеспечивают постоянный контакт заборных устройств баков с жидкими компонентами топлива и обеспечивают бесперебойную подачу компонентов к двигателям.

На летательных аппаратах, которые не имеют значительных боковых ускорений, обычно применяются следующие заборные устройства:

в виде сливных отверстий в нижних днищах с различными воронкогасящими устройствами; конические; сифонные; с различными противоправальными тарелками; кольцевые.

На выбор типа заборного устройства существенное влияние оказывает геометрия нижних днищ топливных баков. По типу расположения заборные устройства на нижнем днище топливного бака подразделяются на центральные и боковые. Для топливных баков с тороидальным днищем наиболее широкое применение получили кольцевые заборные устройства. В отдельных случаях на тороидальных баках применяются боковые и сифонные заборные устройства.

В топливных баках с днищем, выполненным в виде сферы или шарового сегмента, широко применяются центральные, сифонные и боковые заборные устройства. Для топливных баков с коническим днищем — центральные и сифонные заборные устройства.

По количеству выводов расходных магистралей из днищ заборные устройства подразделяются на одноточечные и многоточечные. На боковых заборных устройствах гидравлический остаток незабора выше, чем на центральных и сифонных, но компоновка летательного аппарата при этом может быть более оптимальной. Выбор того или иного типа заборного устройства определяется конструкцией нижнего днища, общей компоновкой топливных баков, количеством точек вывода расходных магистралей из днища и др.

На рис. 8.2, *а* показано заборное устройство с центральным отбором без наличия специальной тарелки над заборным устройством.

На рис. 8.2, *б* приведено заборное устройство, в котором для уменьшения скорости подтекания жидкого компонента топлива над сливным трубопроводом устанавливается специальная тарель, которая может быть выполнена в виде плоской круглой пластины или пластины, профилированной по линиям тока.

Для некоторых типов конструкции баков ракет из-за невозможности конструктивного выполнения центрального заборного устройства (при наличии в баке тоннельной трубы или при малом расстоянии между днищем и двигателем и т. д.) заборные устройства обычно выполняются смещенными от оси бака (рис. 8.2, *в*). Такое заборное устройство по своим характеристикам значительно хуже центрального, так как для обеспечения равномерного опускания компонента топлива и исключения вихревой воронки необходимо усложнять конструкцию воронкогасителя. Кроме того, в баках со смещенным заборным устройством имеются застойные зоны, из которых компоненты топлива не могут быть использованы для работы двигательной установки.

Недостаток, присущий смещенным заборным устройствам, устраняется при использовании сифонного заборного устройства, конструктивная схема которого приведена на рис. 8.2, *г*. В верхней части отводящего трубопровода (сливного) установлен гидрозатвор, представляющий собой стакан, выполненный над дренажным отверстием. Дренажное отверстие размером 3...4 мм служит для дренажа воздуха из сливной магистрали при заправке компонента топлива в бак ракеты.

На рис. 8.2, *д* приведено заборное устройство топливного бака, имеющего коническое днище. Над сливным отверстием установлен воронкогаситель. На рис. 8.2, *е* приведено кольцевое заборное устройство, охватывающее нижнее днище тороидального топливного бака. Компонент топлива из бака в двигатель поступает через отверстия в днище бака в желоб. Желоб может охватывать днище бака полностью либо частично. Из желоба компонент топлива поступает в двигатель. На рис. 8.2, *ж* приведено конструктивное выполнение заборного устройства в топливном баке с утопленным двигателем. Компонент топлива из бака

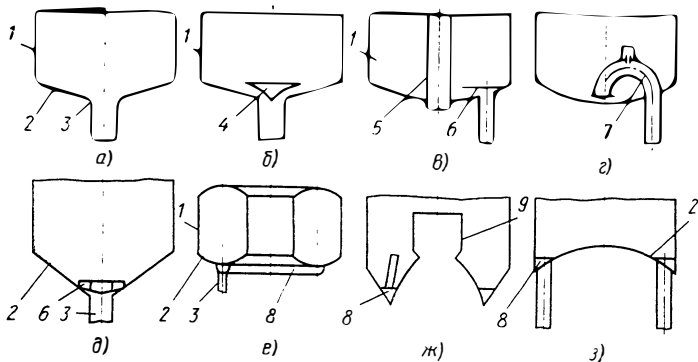


Рис. 8.2. Разновидности принципиальных схем заборных и внутрибаковых устройств:

a — центральный отбор без тарели; *б* — центральный отбор с тарелью; *в* — смещенный отбор топлива с воронкогасителем над сливным отверстием; *г* — сифонное заборное устройство; *д* — заборное устройство топливного бака с коническим дном; *е* — кольцевое заборное устройство торoidalного бака с утопленным двигателем; *ж* — кольцевое заборное устройство топливного бака с вогнутым дном, имеющее многоточечный отбор топлива; *з* — кольцевое заборное устройство в цилиндрическом баке с вогнутым дном; *и* — сливной трубопровод; *к* — тарель; *л* — тоннельная труба; *м* — воронкогаситель; *н* — сифонное заборное устройство с гидрозатвором; *о* — желоб кольцевого заборного устройства; *п* — утопленный двигатель

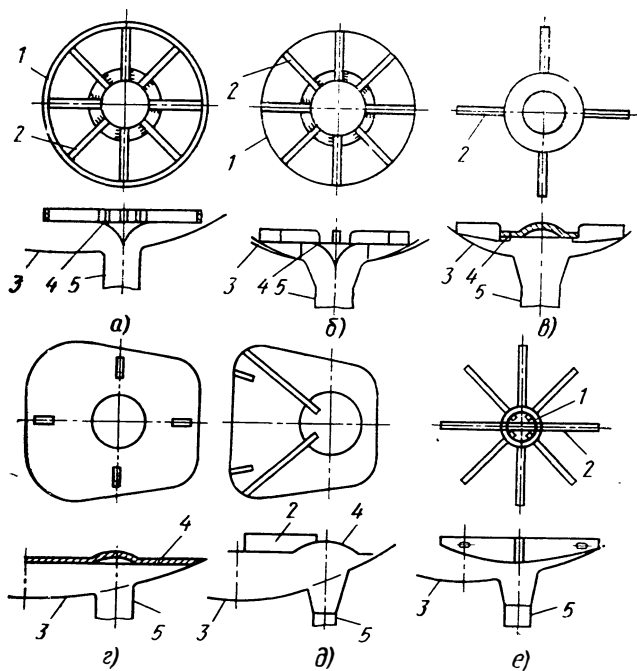
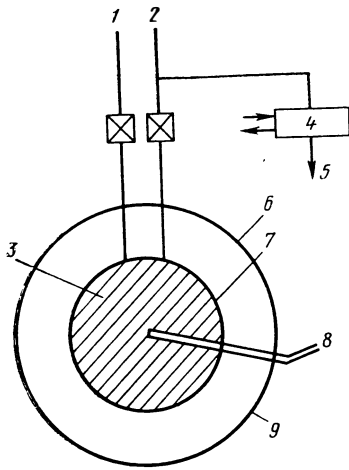


Рис. 8.3. Принципиальные схемы конструкций воронкогасителей:

a, б, в — радиальные ребра, установленные над тарелью; *г, д* — тарель неправильной формы; *е* — радиальные ребра; *1* — концентрическое ребро; *2* — радиальное ребро; *3* — дно бака; *4* — тарель воронкогасителя; *5* — слив

Рис. 8.4. Принципиальная схема системы для хранения компонента топлива при сверхкритических параметрах:

1 — сброс избыточного давления; 2 — заправочная магистраль; 3 — компонент с большой избыточной плотностью; 4 — теплообменник; 5 — к двигательной установке; 6 — внешняя оболочка; 7 — внутренняя оболочка; 8 — нагреватель; 9 — вакуумная изоляция



отбрасывается из кольцевого коллектора, расположенного в нижней части сопла камеры сгорания.

На рис. 8.2, з приведена схема заборного устройства цилиндрического бака с вогнутым дном. В таких баках обычно используются кольцевые заборные устройства с многоточечным отбором компонента топлива на двигательную установку, состоящую из нескольких двигателей.

Наиболее простым заборным устройством является устройство, представленное на рис. 8.2, а. Основную трудность при проектировании таких заборных устройств представля-

ет собой профилирование проточной части, обеспечивающей равномерное понижение уровня в баке.

Для устранения воронкообразования над сливными отверстиями устанавливаются специальные воронкогасители. На рис. 8.3 показаны некоторые возможные варианты выполнения воронкогасителей.

Для управления движением космического аппарата в пространстве широко используются двигательные установки на жидких компонентах топлива. К ним предъявляются весьма жесткие требования, во многом отличные от тех, которые предъявляются к двигательным установкам ракет-носителей.

Конструкция заборных устройств космических летательных аппаратов имеет свои особенности. Повторный запуск двигателя в условиях невесомости возможен при гарантированном обеспечении сплошности жидкости на входе в сливное отверстие. Применяемые в настоящее время компоненты топлива в основном являются смачивающими жидкостями, т. е. жидкостями, растекающимися по поверхности бака. В условиях невесомости компонент топлива стремится смочить всю внутреннюю поверхность бака и газовая фаза оказывается в центральной части, окруженная жидкостью. Таким образом, может произойти оголение заборного устройства.

Система питания космического аппарата должна обеспечить: управление положением топлива, разделение жидкой и газообразных сред в баках и постоянный контакт всего компонента или его части с заборным устройством при любых направлениях перегрузок.

Для обеспечения сплошности компонента топлива в районе заборного устройства используются следующие способы: хранение компонента топлива при сверхкритических параметрах; устройства вытеснительного типа; инерционные системы; капиллярные системы; устройства накопительного типа.

Хранение компонента топлива при сверхкритических параметрах

На рис. 8.4 приведена принципиальная схема системы для хранения компонента топлива при сверхкритических параметрах. Из рисунка видно, что система проста и надежна, не требует вспомогательных средств подачи этого компонента в двигатель.

Компонент топлива находится под давлением в баке, превышающем критическое. При таком хранении независимо от направления равнодействующей инерционных сил гарантируется подача однородной жидкости. Основной недостаток системы — высокое давление в баках, что весьма утяжеляет двигательную установку. Поэтому система хранения компонентов при сверхкритических параметрах является малоперспективной для больших запасов компонентов топлива.

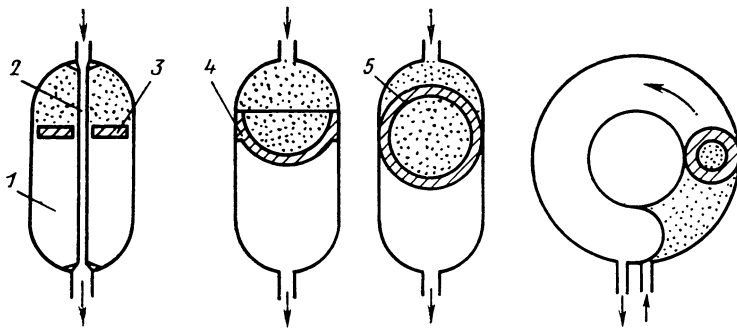


Рис. 8.5. Принципиальные схемы поршневых вытеснительных устройств:

1 — бак; 2 — направляющая труба; 3 — поршень с зазором; 4 — поршень с уплотнением; 5 — поршень сферический

Устройства вытеснительного типа

На рис. 8.5 приведены принципиальные схемы поршневых вытеснительных устройств. Принцип работы таких систем ясен из рис. 8.5.

В табл. 8.1 перечислены преимущества и недостатки некоторых типов систем вытеснительной подачи топлива, разработанных для искусственных спутников Земли [62].

В настоящее время известно множество конструкций вытеснительных систем с эластичными элементами (см. рис. 8.6, а, б, в). Эффективность вытеснения компонента топлива с помощью эластичных разделителей выше 97%. Материал для изготовления эластичных мешков должен быть химически инертным, непроницаемым для компонентов топлива и газа наддува, не должен повреждаться при складывании, должен быть пригоден для изготовления изделий различной формы и жесткости. В одном из американских двигателей на гидразине [59] топливный бак изготовлен из титанового сплава (6% алюминия, 4% ванадия). Гидразин размещается в мешке из бутилового или этилпропиленового каучука, содержащего в качестве наполнителя двуокись кремния (наиболее стойкий материал, обеспечивает хранение гидразина в течение нескольких лет без существенного разложения). Полностью исключить разложение гидразина и образование в нем газовых пузырей не удастся, поэтому забор гидразина организован через специальное капиллярное устройство.

Для изготовления вытеснительных мешков используется тефлон, нейлон и другие материалы. Эти материалы при длительном контакте с компонентом топлива не предотвращают проникновения газа наддува через материал мешка, с одной стороны, и паров компонента топлива, с другой. В результате этого происходит насыщение компонента топлива газом и пары компонентов попадают в тракт системы наддува баков, а поэтому возможна ненормальная работа двигателей и системы в целом.

На рис. 8.7 показан разрез многослойной оболочки вытеснительного мешка, которая обеспечивает повышенную герметичность за счет фольгирования тефлона алюминиевым листом.

Надежным средством разделения является металлический сиффон. Сиффоны могут иметь коническую или цилиндрическую форму. Компонент топлива можно размещать как внутри, так и снаружи сиффона. Внутреннее расположение топлива более экономично с точки зрения остатков незабора, однако появляется опасность нерасчетной деформации (удлинения сиффона) при осевых перегрузках во время выведения на орбиту при выключении маршевого двигателя космического аппарата (рис. 8.8).

Для подачи компонента топлива без газовых включений в условиях невесомости кроме вытеснительных мешков и сиффонов применяются металлические разделители — диафрагмы переменной жесткости (см. рис. 8.6, г) и рис. 8.9. Одна

Таблица 8.1

Сравнение систем вытеснительной подачи топлива [62]

Системы подачи	Устройства для вытеснительных систем подачи топлива из бака	
	Преимущества	Недостатки
Поршневая	Простота управления, возможность регулирования начального объема газовой подушки; небольшие объемы невырабатываемых остатков топлива	Система тяжелая и не обеспечивает полной герметичности между полостями; возможны отказы вследствие перекоса или коррозии; применение ограничено цилиндрическими баками Трудность изготовления калиброванных баков большой длины
С эластичными мешками	Значительный опыт разработки; универсальность применения	Недолговечность при контакте с топливом; газотронцаемость, невозможность повторного заполнения бака из-за неконтролируемого складывания и появления негерметичности в результате образования складок
С металлическими сильфонами	Полная герметичность; долговечность применения; многократность повторных циклов заполнения	Большая масса, перекосы при вытеснении
С эластичной диафрагмой	Высокая эффективность вытеснения; возможность повторных заполнений баков	Недолговечность при контакте с топливом; применение ограничено баками сферической формы
С металлической диафрагмой	Хорошая совместимость с топливом, нечувствительность к колебаниям топлива	Применение ограничено формой бака и количеством рабатываний; малое число повторных циклов заполнения

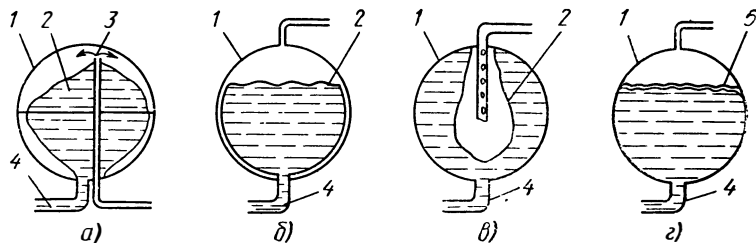


Рис. 8.6. Принципиальные схемы заборных и внутрибаковых устройств с эластичными элементами:

a — эластичный мешок, закрепленный на штанге; *б* — эластичный мешок, свободно находящийся в баке; *в* — вытеснение топлива из бака с помощью наддува эластичного мешка; *г* — диафрагма переменной жесткости; *1* — топливный бак; *2* — эластичный мешок; *3* — штанга крепления мешка; *4* — расходный патрубок; *5* — диафрагма переменной жесткости

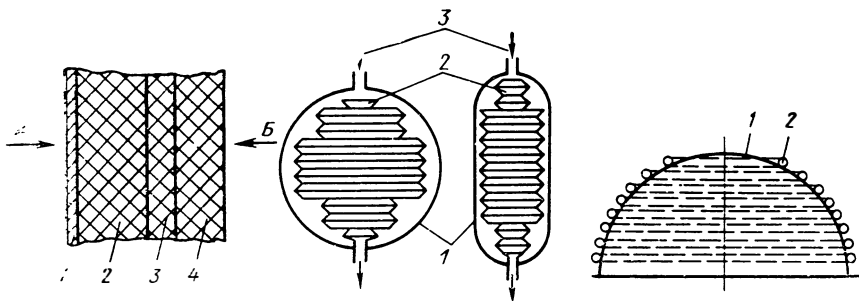


Рис. 8.7. Стенка алюминизированного тефлонного вытеснительного мешка в разрезе:
 1 — алюминиевая фольга 0,25 мм; 2 — тефлон FEP $\delta=3$ мм; 3 — тефлон FEP $\delta=1$ мм;
 4 — тефлон FEP $\delta=2$ мм; А — газ; Б — топливо

Рис. 8.8. Принципиальная схема сильфонного вытеснительного устройства:

1 — топливный бак, 2 — сильфон; 3 — наддув бака

Рис. 8.9. Диафрагма переменной жесткости для вытеснения топлива из бака:

1 — оболочка диафрагмы; 2 — пояс жесткости из припаянной проволоки

из таких диафрагм имеет толщину оболочки 0,2 ... 0,25 мм, диаметр 584 мм и переменную жесткость за счет напайки медью 25 поясов проволоки диаметром 2 ... 3 мм на сферическую поверхность диафрагмы. Такая диафрагма выдерживает шесть циклов полных перемещений и требует для своей полной выкладки перепада давлений величиной 0,014 ... 0,042 МН/м². Эффективность вытеснения компонента топлива с помощью такой диафрагмы составляет 98%.

Инерционные системы

К инерционным системам относятся: центробежные системы и системы с большими вспомогательными двигателями.

В центробежных системах производится закрутка бака или топлива. Инерционные силы обеспечивают сепарацию жидкости и газа. На рис. 8.10 приведены принципиальные схемы центробежных разделительных устройств, основанные на закрутке всей жидкости в баке. Основным недостатком систем с центробежной сепарацией являются большие затраты энергии на вращение компонента, особенно при больших количествах жидкости в баке. Поэтому такие системы перспективны лишь для баков с малым количеством жидкости. С целью уменьшения затрат можно приводить во вращение не всю жидкость, находящуюся в баке, а только часть ее, необходимую для обеспечения переходного режима.

На рис. 8.11 приведена принципиальная схема инерционной системы с вспомогательными двигателями, обеспечивающими прилив жидкого компонента к днищу бака. Под действием реактивной силы, которая создается с помощью небольших твердотопливных двигателей, летательному аппарату сообщается ускорение и жидкий компонент топлива приливает к заборным устройствам. Время работы вспомогательных двигателей выбирают таким образом, чтобы обеспечить переход жидкости из стабильного состояния, характерного для преобладающего влияния межмолекулярных сил, в стабильное состояние, характерное для воздействия инерционных сил. Этот режим называется переходным режимом. Если предположить, что газовый пузырь после включения двигателя находится вблизи заборного устройства, тогда продолжительность работы вспомогательных двигателей τ можно представить в виде суммы времен $\tau = \tau_1 + \tau_2$, где τ_1 — время, необходимое для прилива жидкого компонента топлива к заборному устройству; τ_2 — время, необходимое для прохождения газа через жидкий компонент топлива.

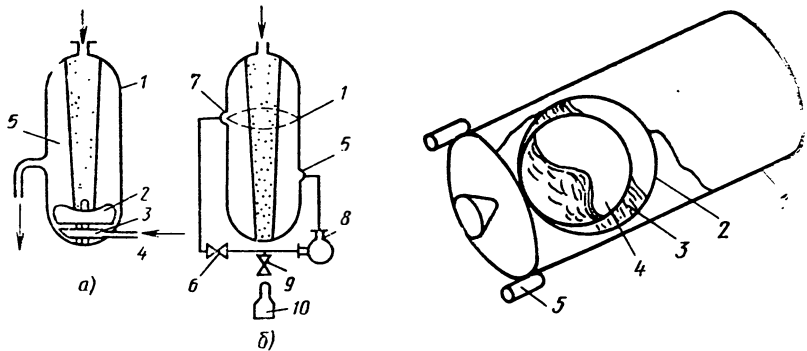


Рис. 8.10. Принципиальные схемы центробежных разделительных устройств [62]:

a — с механической закруткой компонента топлива; *б* — с закруткой активной жидкостью; 1 — топливный бак; 2 — лопасти; 3 — гидротурбина; 4 — трубопровод, питающий гидротурбину; 5 — тангенциальное заборное устройство; 6 — клапан отбора жидкости от ТЗА; 7 — тангенциальный подвод активной жидкости; 8 — ТПА; 9 — отсеочный клапан; 10 — двигательная установка

Рис. 8.11. Принципиальная схема инерционной системы с вспомогательными двигателями. Обеспечивающая прилив компонента топлива к дну бака:

1 — корпус ракеты; 2 — сферический бак; 3 — компонент топлива; 4 — газ; 5 — двигатель на твердом топливе

Системы подачи топлива, использующие силы поверхностного натяжения

Для управления положением топлива в баке космических аппаратов широко применяются капиллярные системы, которые обладают простотой, обусловленной отсутствием движущихся частей, а также не требуют внешних источников для своей работы.

Существуют два способа реализации капиллярных систем: стабилизация части топлива; стабилизация основной массы топлива.

На рис. 8.12, *a* приведена принципиальная схема системы первого типа. Из рисунка видно, что такая система удерживает только ограниченное количество компонента топлива у заборного устройства и не контролирует поведение всей массы топлива.

Сетчатый экран удерживает компонент топлива над заборным устройством (при движении по инерции и при отрицательных ускорениях космического аппарата). Под действием капиллярных сил у заборного устройства накапливается достаточное количество компонента топлива для осуществления питания двигателя в течение всего периода запуска вплоть до момента стабилизации всей массы топлива. Необходимо отметить, что устройства, удерживающие часть топлива, применяются в основном для питания двигателей с постоянным направлением тяги.

На рис. 8.12, *в* показаны некоторые схемы реализации капиллярных систем, когда пространство между стенкой бака и экраном заполнено — перфорация позволяет удерживать компонент топлива в этом пространстве и при неблагоприятных ускорениях и осуществлять связь компонента топлива у заборного устройства с компонентом топлива в любом месте на стенке бака. Компонент топлива всегда находится у стенки бака в зоне, определяемой направлением приложенного ускорения, и поступает в заборное устройство, перемещаясь по кольцевой щели между стенкой и экраном. Когда компонент топлива занимает весь объем бака, пространство между стенкой и экраном также заполнено топливом, если в баке имеется газовая подушка, то компонент топлива скапливается в кольцевой щели под действием капиллярных сил.

Необходимо отметить, что устройства частичной стабилизации, как правило, меньше по размерам, легче и менее дороги, чем устройства стабилизации всей массы топлива. Недостаток — сложность организации процесса повторного запол-

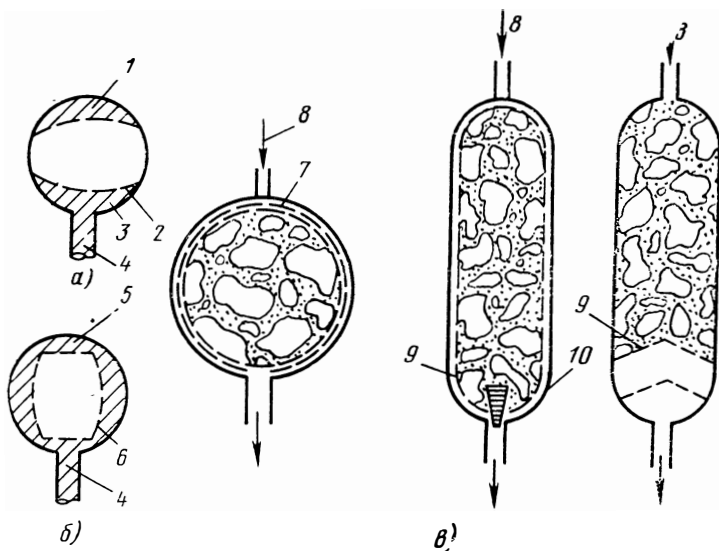


Рис. 8.12. Принципиальные схемы капиллярных систем управления топливом в баке:

а — с удержанием части топлива; *б* — стабилизация основной массы топлива; *б¹* — некоторые схемы реализации капиллярных систем: 1 — нестабилизированное топливо; 2 — удерживающий экран; 3 — стабилизированное топливо; 4 — заборное устройство; 5 — основная масса топлива; 6 — пристеночный экран; 7 — перфорированная приставка; 8 — наддув бака; 9 — сетка-экран; 10 — сетчатый стакан

нения накопительного устройства перед каждым запуском двигательной установки.

Устройства, стабилизирующие всю массу топлива, обладают большой массой и конструктивно более сложны, по сравнению с системами удержания части топлива.

На рис. 8.12, *б* приведена принципиальная схема устройства, стабилизирующего

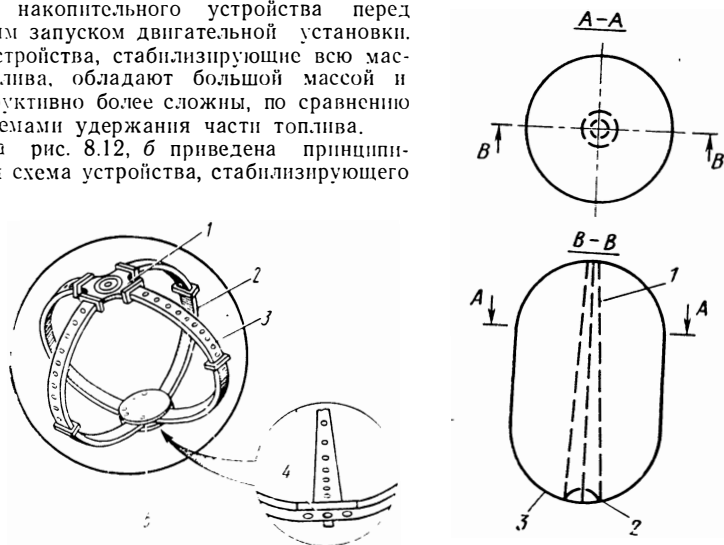


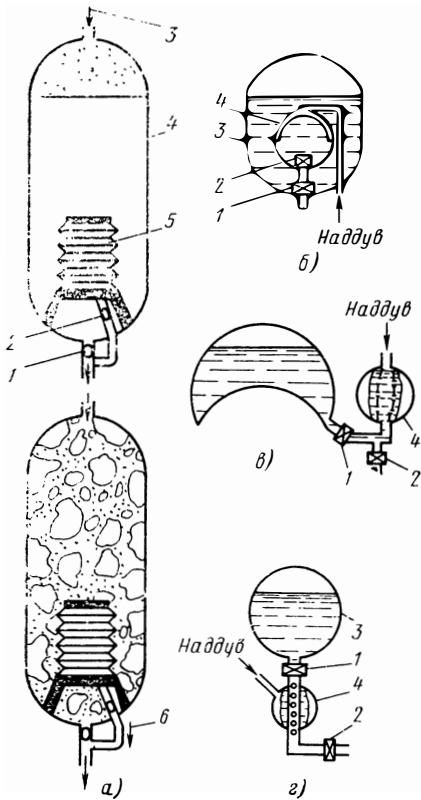
Рис. 8.13. Принципиальная схема бака с гидразином:

1 — топливный бак; 2 — верхний накопительный узел; 3 — сетчатые экраны; 4 — газодерживающий экран и фильтр; 5 — нижний накопительный узел

Рис. 8.14. Принципиальная схема бака с продольным осесимметричным капиллярным экраном:

1 — основной экран; 2 — дополнительный экран; 3 — топливный бак

Рис. 8.15. Принципиальные схемы систем накопительного типа:



а — сифонное накопительное устройство. *б* — с размещением накопительной емкости внутри бака; *в* — с размещением накопительной емкости за пределами бака; *г* — с размещением накопительной емкости на топливной магистрали; 1 — магистральный кран; 2 — кран накопителя; 3 — наддув бака; 4 — топливный бак; 5 — сифон-накопитель; 6 — из накопителя

всю массу топлива. Для баков, имеющих большие размеры, установка цельного экрана приведет к значительному утяжелению конструкции. В этом случае целесообразно использовать коллекторные устройства в местах возможного расположения топлива. Примером такого решения может служить конструкция сферического бака с гидразином диаметром 1575 мм (рис. 8.13). Коллекторы заполняются топливом с помощью капиллярных сил после выведения космического аппарата на орбиту и обеспечивают связь с запорным устройством на протяжении всего полета.

На рис. 8.14 приведена принципиальная схема бака с продольным осесимметричным капиллярным экраном. Данная конструкция хорошо работает при малых ускорениях. В поле малых ускорений расположение и форма свободной поверхности жидкости определяются геометрией экранов. Конусообразные экраны не только собирают топливо непосредственно над заборным устройством, но и обеспечивают связь заборного устройства со всеми зонами

бака. В случае больших ускорений количество экранов может быть увеличено. Для обеспечения подвода топлива к заборному устройству в период действия боковых ускорений экраны могут быть продлены до стенок бака, в этом случае линии пересечения экранов со стенкой бака также становятся дополнительной связью, способствующей поступлению топлива к выходу из бака.

Устройства накопительного типа

На рис. 8.15 приведены принципиальные схемы системы накопительного типа. Эти устройства являются простыми и обеспечивают повторный запуск ЖРД в невесомости. В качестве накопительных устройств используются малолитражные емкости, которые могут устанавливаться в основных топливных баках (рис. 8.15, *а*, *б*) или за их пределами (рис. 8.15, *в*) или представляют собой проточные конструкции на топливных магистралях, которые отделяются от основной емкости разделительным клапаном (рис. 8.15, *г*).

Вытеснение топлива из этих емкостей производится с помощью диафрагм или эластичных разделителей под действием газа наддува. Объем накопительных емкостей выбирается таким, чтобы за время расходования топлива из этих емкостей к дну основного топлива бака успевало приливает оставшееся в баке топливо. Накопительные системы целесообразны при наличии весьма больших количеств компонента. Эффективность накопительной системы не зависит от геометрии топливного бака.

8.2. КОЛЬЦЕВЫЕ ЗАБОРНЫЕ УСТРОЙСТВА ДЛЯ ОТБОРА ТОПЛИВА ИЗ БАКА

Использование одного или нескольких сливных отверстий для тороидальных баков (аналогично цилиндрическим бакам) нецелесообразно ввиду большой неравномерности опускания уровня в баке, вследствие чего имеет место преждевременный прорыв газа в сливное отверстие. Кроме того, неравномерное опускание уровня компонента топлива вызывает круговые движения по образующей тора в сторону точки отбора. Поэтому одной из основных задач при обеспечении слива компонента топлива без вращения из тороидальных баков является обеспечение равномерного опускания уровня компонента топлива в баке. С этой целью целесообразно применять устройство для забора компонента из бака в виде кольцевого желоба. На рис. 8.16 показана принципиальная схема тороидального бака с вариантом устройства подобного типа. К нижней части бака 1 герметично крепится желоб 2 с отверстиями 4. Забор компонента топлива из желоба осуществляется через трубопровод 3. Устройство для забора компонента топлива должно быть выполнено так, чтобы обеспечивалось равномерное опускание уровня компонента топлива в баке в процессе слива. Последнее достигается путем соответствующего выбора геометрии устройства для забора компонента топлива и закона распределения отверстий по его длине.

Видно, что вследствие притока струй компонента топлива через отверстия в верхней стенке желоба поток компонента топлива в нем движется с увеличивающимся вдоль пути расходом. Действительно, в сечении $A-O$, диаметрально расположенном сечению $B-B$ (место слива компонента топлива из емкости), скорость компонента топлива в желобе практически близка к нулю. По мере приближения к сечению $B-B$ скорость увеличивается за счет притока струй через отверстия 4 и достигает максимального значения в сечении $B-B$, где происходит слияние потоков компонента топлива из левой и правой частей желоба. Вследствие симметрии можно рассматривать одну половину желоба, максимальный расход в которой (сечение $B-B$) будет равен половине суммарного расхода из топливного бака.

Нетрудно видеть, что движение в желобе является частным случаем более общего неустановившегося движения с переменной массой.

В работе [56] приведено дифференциальное уравнение установившегося движения потока компонента топлива с изменением расхода вдоль пути:

$$\frac{\alpha_0}{g} w dw + \frac{dp}{\gamma} + dz - i_f dx + \frac{w^2}{g} da_0 + \frac{\alpha_0(w - \theta_1)w}{g} \frac{dQ_1}{Q} + \frac{\alpha_0(\theta_2 - w)w}{g} \frac{dQ_2}{Q} = 0. \quad (8.1)$$

Здесь α_0 — коэффициент, учитывающий неравномерность распределения скорости по живому сечению потока; g — ускорение свободного падения; w — средняя скорость потока; p — гидродинамическое давление; γ — плотность компонента топлива; z — геометрический напор; i_f — гидравлический уклон; x — текущая координата; θ_1 и θ_2 — проекции скорости движения присоединяемой и отделяемой масс компонента топлива на ось потока; Q_1 и Q_2 — присоединяемый и отделяемый

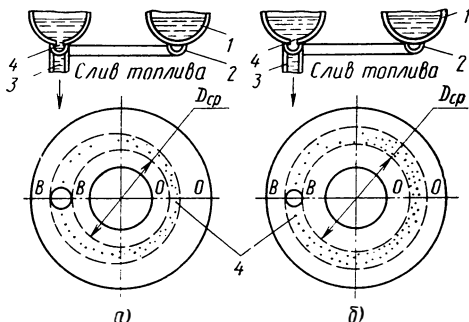


Рис. 8.16. Принципиальная схема тороидального бака с кольцевым желобом: a — переменного сечения; b — постоянного сечения; 1 — бак, 2 — желоб, 3 — трубопровод; 4 — отверстие

расходы компонента топлива; $Q = Q_{нач} + Q_1 - Q_2$ — текущее значение расхода компонента топлива ($Q_{нач}$ — начальный расход).

В общем случае величина коэффициента α_0 может изменяться от сечения к сечению вдоль оси потока. Однако определить закон изменения α_0 обычно не представляется возможным. В работе [26] показано, что коэффициент α_0 изменяется незначительно, и можно принять, что $\alpha_0 = \text{const}$.

Тогда для рассматриваемого случая установившегося движения с присоединением расхода вдоль пути можно записать:

$$d \left(\frac{\alpha_0 \omega^2}{2g} \right) + \frac{dp}{\gamma} + dz + i_f dx + \frac{\alpha_0 (\omega - \theta) \omega}{g} \frac{dQ}{Q} = 0. \quad (8.2)$$

Уравнение (8.2) по внешнему виду напоминает уравнение Бернулли для потока постоянной массы и отличается от него членом

$$\frac{\alpha_0 (\omega - \theta) \omega}{g} \frac{dQ}{Q}.$$

Перепишем уравнение (8.2) в виде

$$\frac{\alpha_0}{g\omega} d \left(\frac{Q^2}{\omega} \right) + \frac{dp}{\gamma} + dz + i_f dx - \frac{\alpha_0 \theta}{g\omega} dQ = 0. \quad (8.3)$$

Здесь $\omega = Q/v$ — площадь поперечного сечения потока (в рассматриваемом случае желоба).

Уравнение (8.3) устанавливает зависимость между геометрическими параметрами желоба и гидравлическими характеристиками потока в нем.

Уравнение (8.3) можно проинтегрировать при известных законах изменения величин θ , i_f , Q и ω вдоль пути потока x . Установим эти зависимости.

Примем, что проекции скорости движения присоединяемой массы компонента топлива на ось потока равны между собой по всей длине потока, т. е. $\theta = \text{const}$. Это допущение позволяет упростить решение задачи и приемлемо в случае, когда пределы изменения θ сравнительно невелики.

Выражение для гидравлического уклона можно записать по формуле Дарси [22]

$$i_f = \frac{\lambda}{8gR} \frac{Q^2}{\omega^2}, \quad (8.4)$$

где λ — коэффициент гидравлического трения; R — гидравлический радиус желоба.

Выражение для определения изменения расхода по длине желоба можно получить из условия обеспечения равномерного опускания уровня компонента топлива в баке. Тогда удельный расход на единицу длины желоба устройства будет постоянным, т. е.

$$q_0 = \frac{Q_0}{l} = \text{const}, \quad (8.5)$$

где Q_0 — расход в сечении $B-B$ желоба; l — длина рассматриваемого участка желоба между сечениями $O-O$ и $B-B$ по средней линии.

Расход в произвольном сечении желоба x запишется в виде

$$Q = q_0 x. \quad (8.6)$$

Подставив выражения (8.4) и (8.6) в уравнение (8.3) и приняв $dz = 0$ (ось желоба расположена горизонтально), получим

$$\frac{\alpha_0 q_0^2}{g\omega} d \left(\frac{x^2}{\omega} \right) + \frac{dp}{\gamma} + \frac{\lambda q_0^2}{8gR\omega^2} x^2 dx - \frac{\alpha_0 \theta q_0}{g\omega} dx = 0. \quad (8.7)$$

Интегрируя выражение (8.7), находим закон изменения пьезометрического давления по длине желоба

$$\frac{p_0 - p}{\gamma} = f(x), \quad (3.8)$$

где p_0 — давление в начальном сечении желоба $O-O$, практически равное давлению в баке, а p — давление в текущем сечении желоба x .

Используя зависимость (8.8), определяем закон распределения отверстий по длине желоба, при котором обеспечивается равномерное опускание компонента топлива в баке. Для этой цели используем известное уравнение расхода жидкости через отверстие:

$$Q_{отв} = \mu \omega_{отв} \sqrt{2g \frac{p_0 - p}{\gamma}}, \quad (8.9)$$

где μ — коэффициент расхода через отверстие; $\omega_{отв}$ — площадь отверстия.

При равномерном опускании уровня компонента топлива в торондальном баке расход через отверстия, приходящийся на единицу длины желоба, прием равным q_0 . Тогда величина для определения расхода через отверстия, приходящаяся на единицу длины желоба, запишется так:

$$q_0 = \mu \omega'_{отв} \sqrt{2g \frac{p_0 - p}{\gamma}}, \quad (8.10)$$

где $\omega'_{отв}$ — площадь отверстий на единицу длины желоба.

Из выражения (8.10) имеем

$$\omega'_{отв} = \mu \frac{q_0}{\sqrt{2g \frac{p_0 - p}{\gamma}}}. \quad (8.11)$$

Используя выражение (8.11), можно определить закон распределения отверстий по длине желоба, при котором обеспечивается равномерное опускание компонента топлива в баке.

Используя зависимости (8.10) и (8.11), можно произвести выбор основных параметров устройства для заборных устройств торондальных баков.

Ниже рассмотрены примеры расчета основных параметров некоторых возможных вариантов подобных устройств.

Кольцевой желоб постоянного сечения. На рис. 8.16, б приведена принципиальная схема торондального бака с кольцевым желобом постоянного сечения. При $\omega = \text{const}$ уравнение (8.7) решается достаточно просто. При решении уравнения (8.7) будем учитывать изменение коэффициента гидравлического трения по длине желоба x . Поскольку желоб можно отнести к трубам с условно гладкими стенками, то для определения λ воспользуемся формулой Блазиуса [32]:

$$\lambda = \frac{0,3164}{\sqrt[4]{Re}}; \quad (8.12)$$

$$Re = \frac{4Q}{\Pi v} = \frac{4q_0 x}{\Pi v}, \quad (8.13)$$

где Π — периметр желоба; v — кинематическая вязкость жидкости.

Формула (8.12) справедлива для чисел Рейнольдса $3000 \leq Re \leq 100\,000$.

С учетом (8.13) выражение (8.12) переписывается в виде

$$\lambda = \frac{0,3164}{\sqrt[4]{\frac{4q_0 x}{\Pi v}}}. \quad (8.14)$$

Интегрируя уравнение (8.7) с учетом выражения (8.14) при условии, что $\theta = 0$, получим

$$\left(\frac{p_0 - p}{\gamma}\right)_{\theta=0} = \frac{q_0^2 x^2}{2g\omega^2} \left(\frac{\lambda}{11R} x + 2a_0\right). \quad (8.15)$$

Выражение (8.15) характеризует изменение пьезометрического давления по длине желоба постоянного сечения при условии равномерного опускания уровня компонента топлива в тороидальном баке и в случае присоединения струек топлива под прямым углом к направлению оси основного потока ($\theta=0$). Предположение, что $\theta=0$ вполне допустимо для ряда случаев течения компонента топлива, например, через отверстия, просверленные в достаточно толстой стенке или снабженные нормальными к оси потока насадками.

Интегрируя уравнение (8.7) для случая $\theta=\omega$, получим

$$\left(\frac{p_0 - p}{\gamma}\right)_{\theta=\omega} = \frac{q_0^2 x^2}{2g\omega^2} \left(\frac{\lambda}{11R} x + a_0\right). \quad (8.16)$$

Предположение, что $\theta=\omega$, возможно, в частности, при поступлении компонента топлива в желоб через отверстие в весьма тонкой стенке.

Выражение (8.16) не учитывает явлений, сопровождающих изменение массы компонента топлива вдоль оси потока. Оно отличается от выражения (8.15) коэффициентом при втором члене в скобках, который имеет вдвое меньшее значение.

Подставляя выражение (8.15) в уравнение (8.11), получим

$$\omega'_{\text{отв}}|_{\theta=0} = \frac{\omega}{\mu x \sqrt{\frac{\lambda}{11R} x + 2a_0}}. \quad (8.17)$$

Уравнение (8.17) определяет закон изменения площади отверстий, приходящихся на единицу длины желоба постоянного сечения, при условии $\theta=0$.

Для случая, когда $\theta=\omega$, получим:

$$\omega'_{\text{отв}}|_{\theta=\omega} = \frac{\omega}{\mu x \sqrt{\frac{\lambda}{11R} x + a_0}}. \quad (8.18)$$

В ряде случаев, когда отверстия в желобе имеют постоянный диаметр d_0 и соответственно постоянную площадь $\omega_0 = \pi d_0^2/4$, удобнее пользоваться выражениями для числа отверстий, приходящихся на единицу длины желоба $n'_{\text{отв}} = \omega'_{\text{отв}}/\omega_0$, которые легко получить из уравнений (8.17) и (8.18) соответственно:

$$(n'_{\text{отв}})_{\theta=0} = \frac{\omega}{\mu\omega_0 x \sqrt{\frac{\lambda}{11R} x + 2a_0}}, \quad (8.19)$$

$$(n'_{\text{отв}})_{\theta=\omega} = \frac{\omega}{\mu\omega_0 x \sqrt{\frac{\lambda}{11R} x + a_0}}. \quad (8.20)$$

Для расчета параметров желоба необходимо знать ожидаемый суммарный расход из бака $Q_{\text{сум}}$, диаметр средней линии желоба $D_{\text{ср}}$, а также число трубопроводов для слива топлива n , которое в общем случае может быть и большим единицы.

Тогда площадь поперечного сечения желоба определится из выражения

$$\omega = \frac{Q_{\text{сум}}}{2n\omega_0}, \quad (8.21)$$

где $\omega_0 \approx 3 \dots 4$ м/с — скорость жидкости в концевом участке расчетного сечения желоба.

Из уравнений (8.15) и (8.16) находим закон изменения пьезометрического давления по длине расчетного участка желоба. По выражениям (8.17) или (8.18) определяем распределение отверстий по длине расчетного участка желоба, обеспечивающее равномерное опускание уровня компонента топлива в баке.

На рис. 8.17 приведены расчетные кривые изменения пьезометрического давления по длине желоба трапецеидального сечения с параметрами $\omega = 6.1$ см²; $\Pi = 12,5$ см; $R = 0,49$ см; $D_{ср} \approx 80$ см. Кривая 2 рассчитана по уравнению (8.15) для $\theta = 0$; кривая 3 — по уравнению (8.16) для $\theta = \omega$. Кривая 4 построена по результатам эксперимента. Из рисунка видно, что экспериментальная кривая 4 лежит между теоретическими кривыми 2 и 3, более приближаясь к теоретической кривой $p_0 - p/\gamma = f(x)$ при $\theta = 0$, построенной по уравнению (8.15).

Таким образом, проведенные опыты показывают, что уравнение (8.15) при $\theta = 0$ более полно отвечает реальным условиям течения жидкости, поскольку в этом случае учитывается эффект влияния переменной массы. Исходя из этого, расчет пьезометрического давления в желобе, а соответственно, и закона распределения отверстий по его длине следует проводить по выражениям (8.15) и (8.16) для $\theta = 0$.

На рис. 8.17 показан закон изменения площади отверстий, приходящейся на единицу длины желоба $\omega'_{отв}$, по его длине, рассчитанный по выражению (8.17) для $\theta = \omega$. Из рисунка видно, что при $x/l = 0$ в сечении $O-O$ желоба величина $\omega'_{отв}$ стремится к бесконечности. По мере приближения к сечению $B-B$ (месту слива топлива из желоба) величина $\omega'_{отв}$ достаточно быстро уменьшается. При расчетах принималось, что $\alpha_0 = 1,1$ и коэффициент расхода $\mu = 0,70$.

При расчете подобных вариантов желобов удобно пользоваться безразмерными зависимостями $\omega'_{отв} l / \omega = f(x/l)$. Данные зависимости приведены на рис. 8.18 для трех значений коэффициента расхода через отверстие ($\mu = 0,62$; $0,75$ и $0,85$).

Устройство для забора жидкости в виде кольцевого желоба переменного сечения

Кольцевой желоб переменного сечения может быть выполнен различной формы. Ниже рассматриваются два возможных варианта выполнения кольцевого желоба переменного сечения.

Вариант I. Устройство для забора жидкости выполнено в виде желоба переменного сечения, у которого площадь ω и гидравлический радиус R изменяются по линейному закону:

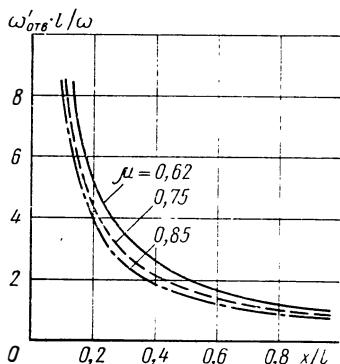
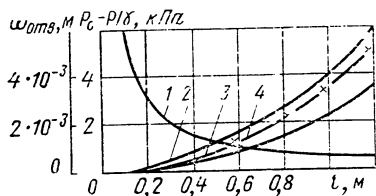


Рис. 8.17. Кривые изменения величины пьезометрического давления и площади отверстий желоба, приходящейся на единицу длины вдоль потока жидкости:

1 — изменение площади отверстий; 2, 3 — расчетные значения пьезометрического давления при $\theta = 0$ и $\theta = \omega$ соответственно; 4 — пьезометрический напор по данным эксперимента

Рис. 8.18. Зависимость безразмерной площади отверстий от относительной длины желоба для различных значений коэффициента расхода μ

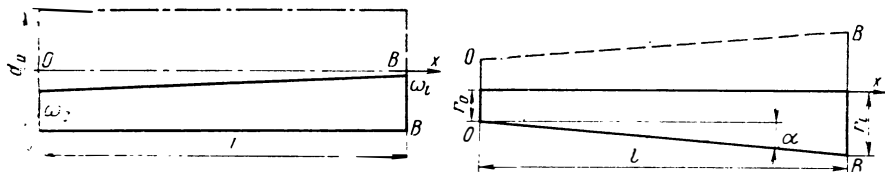


Рис. 8.19. Расчетная схема устройства для забора жидкости при изменении ω и R по линейному закону

Рис. 8.20. Расчетная схема устройства для забора жидкости, выполненного в виде половины усеченного конуса

$$\begin{aligned}\omega &= ax + b; \\ R &= cx + d.\end{aligned}\quad (8.22)$$

Такой закон изменения ω и R может быть принят, например, с некоторым приближением для желоба, представляющего отрезок цилиндра диаметром d_0 с площадями ω_0 в сечении $O-O$ и ω_l в сечении $B-B$ (рис. 8.19).

В этом случае

$$\begin{aligned}a &= \frac{\omega_l - \omega_0}{l}; \quad |b = \omega_0; \\ c &= \frac{R_l - R_0}{l}; \quad d = R_0.\end{aligned}$$

Подставляя выражение (8.22) в уравнение (8.7) и принимая, что $\theta=0$, получим

$$\frac{a_0 q_0^2}{g(ax+b)} d \left(\frac{x^2}{ax+b} \right) + \frac{dp}{\gamma} = \frac{\lambda q_0^2}{bg} \frac{x^2}{(ax+b)(cx+d)} dx = 0. \quad (8.23)$$

Интегрируя уравнение (8.23) при условии $\lambda = \text{const}$, получим выражение для изменения пьезометрического давления по длине желоба

$$\begin{aligned}\frac{p_0 - p}{\gamma} &= \frac{a_0 q_0^2}{g} \left[\ln(ax+b) - \ln b + \frac{b^2}{2(ax+b)^2} - \frac{1}{2} \right] + \\ &+ \frac{\lambda q_0^2}{bg} \left\{ A \left(\frac{b}{ax+b} - 1 \right) + B [\ln(ax+b) - \ln b] + C [\ln(cx+d) - \ln d] \right\}.\end{aligned}\quad (8.24)$$

Здесь

$$A = \frac{b}{d^2(bc-ad)}; \quad B = \frac{b(bc-2ad)}{a^2(bc-ad)^2}; \quad C = \frac{d^2}{c(bc-ad)^2}.$$

Подставляя выражение (8.24) в уравнение (8.11), получим соответствующий закон распределения отверстий по длине желоба.

Вариант II. Устройство для забора жидкости выполнено в виде половины усеченного конуса (рис. 8.20). Для данного варианта устройства можно записать следующие зависимости для определения ω и R :

$$\begin{aligned}\omega &= \frac{\pi}{2} (\text{tg } \alpha \cdot x + r_0)^2; \\ R &= \frac{\pi}{2(2+\pi)} (\text{tg } \alpha \cdot x + r_0).\end{aligned}\quad (8.25)$$

Подставляя выражения (8.25) в уравнение (8.7), получим (для $\theta=0$):

$$\begin{aligned} & \frac{\alpha_0 q_0^2}{g \frac{\pi}{2} (\operatorname{tg} \alpha \cdot x + r_0)^2} d \left[\frac{x^2}{\frac{\pi}{2} (\operatorname{tg} \alpha \cdot x + r_0)^2} \right] + \frac{dp}{\gamma} + \\ & + \frac{\lambda q_0^2}{8g} \frac{x^2 dx}{\frac{\pi}{4} (\operatorname{tg} \alpha \cdot x + r_0)^4 \frac{\pi}{2(2+\pi)} (\operatorname{tg} \alpha \cdot x - r)} = 0. \end{aligned} \quad (8.26)$$

Проинтегрировав выражение (8.26) при $\lambda = \text{const}$, получим

$$\begin{aligned} \frac{p_0 - p}{\gamma} = & \frac{8\alpha_0 r_0 q_0^2}{g\pi^2 \operatorname{tg}^2 \alpha} \left[\frac{r_0}{4(\operatorname{tg} \alpha \cdot x + r_0)^4} - \frac{1}{3(\operatorname{tg} \alpha \cdot x + r_0)^3} + \frac{1}{12r_0^3} \right] + \\ & + \frac{\lambda q_0^2 (2+\pi)}{g\pi^3 \operatorname{tg}^3 \alpha} \left[\frac{2r_0}{4(\operatorname{tg} \alpha \cdot x + r_0)^3} - \frac{1}{3(\operatorname{tg} \alpha \cdot x + r_0)^2} - \frac{1}{4(\operatorname{tg} \alpha \cdot x + r_0)^4} + \frac{1}{12r_0^2} \right]. \end{aligned} \quad (8.27)$$

Соответствующий закон распределения отверстий по длине желоба можно определить, подставляя выражение (8.27) в уравнение (8.11).

Устройство для забора жидкости в виде двух желобов постоянного сечения

На рис. 8.21 приведена принципиальная схема устройства для забора жидкости, выполненного в виде двух желобов постоянного сечения.

При одновременном расходе из общих желобов в верхнем желобе имеет место установившееся движение жидкости с присоединением и отделением массы жидкости вдоль потока. Нетрудно видеть, что, интегрируя уравнение (8.1) при $\theta_1 = \theta_2 = 0$, получим выражения вида (8.15). Вследствие этого, выбор геометрических параметров верхнего желоба и закона распределения отверстий по его длине можно производить с использованием выражений (8.15) и (8.17). При этом в расчет необходимо вводить не суммарный расход жидкости из емкости, а только расход из верхнего желоба.

Давление в произвольном сечении нижнего желоба можно получить из выражения

$$\frac{p_{\text{Н}}}{\gamma} = \frac{p_{\text{I}}}{\gamma} - \frac{q_{0\text{Н}}^2 (l-x)^2}{2g\omega_{\text{Н}}^2} \left[\frac{\lambda_{\text{Н}}}{11R_{\text{Н}}} (l-x) + 2\alpha_0 \right], \quad (8.28)$$

где p_{I} — давление в сечении В-В верхнего желоба; l — длина половины желоба по средней линии.

Перепад давления на пластине нижнего желоба найдем, вычитая выражение (8.28) из уравнения вида (8.15) для верхнего желоба:

$$\frac{p_{\text{В}} - p_{\text{Н}}}{\gamma} = \frac{q_{0\text{В}}^2 l^2}{2g\omega_{\text{В}}^2} \left(\frac{\lambda_{\text{В}}}{11R_{\text{В}}} l + 2\alpha_0 \right) -$$

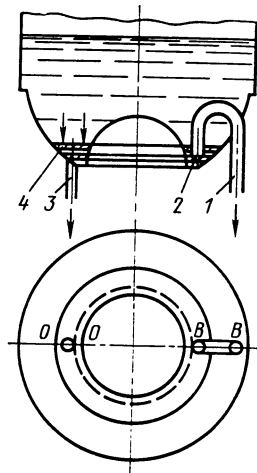


Рис. 8.21. Принципиальная схема топливного бака с двумя кольцевыми желобами: 1 — трубопроводы; 2 — пластина с отверстиями; 4 — пластина верхняя с отверстиями

$$\begin{aligned}
 & - \frac{q_{0в}^2 x^2}{2g\omega_B^2} \left(\frac{\lambda_B}{11 \operatorname{Re}} x + 2\alpha_0 \right) + \\
 & + \frac{q_{0н}^2 (l-x)^2}{2g\omega_H^2} \left[\frac{\lambda}{11R_H} (l-x) + 2\alpha_0 \right].
 \end{aligned} \quad (8.29)$$

В уравнении (8.29) индекс «в» относится к верхнему желобу, а «н» — к нижнему. Принимая скорости в концевых сечениях желобов равными между собой, можно записать:

$$\frac{v_B^2}{\rho} = \frac{v_H^2}{\rho} = \frac{v_l^2}{\rho} = \frac{q_{0в}^2}{\omega_B^2} = \frac{q_{0н}^2}{\omega_H^2}. \quad (8.30)$$

Подставляя выражение (8.30) в (8.29), получим

$$\frac{p_B - p_H}{\gamma} = \frac{v_l^2}{2gl} \left[\frac{\lambda_B}{11R_B} (l^3 - x^3) + \frac{\lambda_H}{11R_H} (l-x)^3 + 4\alpha_0 l (l-x) \right]. \quad (8.31)$$

Выражение (8.31) характеризует изменение перепада давления между верхним и нижним желобами при одновременном расходе жидкости из них. Максимальное значение перепада давления будет в сечении $O-O$ при $x=0$:

$$\left(\frac{p_B - p_H}{\gamma} \right)_{x=0} = \frac{v_l^2}{2g} \left(\frac{\lambda_B}{11R_H} l + 4\alpha_0 \right). \quad (8.32)$$

Подставляя (8.31) в (8.11), получим выражение для определения площади отверстий, приходящейся на единицу длины нижнего желоба:

$$\omega'_{0в.н} = \frac{\omega}{\mu_H \sqrt{\frac{\lambda_B}{11R_B} (l^3 - x^3) + \frac{\lambda_H}{11R_H} (l-x)^3 + 4\alpha_0 l (l-x)}}. \quad (8.33)$$

Необходимо отметить, что коэффициент расхода отверстий нижнего желоба μ_H может иметь в этом случае несколько иные значения, чем в варианте устройства с одним желобом, поскольку здесь имеет место сложное истечение жидкости из движущегося в верхнем желобе потока через отверстия в сносящий поток нижнего желоба.

8.3. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЗАБОРНЫХ УСТРОЙСТВ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

При проектировании заборных устройств необходимо учитывать кавитацию, неравномерное понижение уровня компонента топлива и воронкообразование.

Воронкогасители

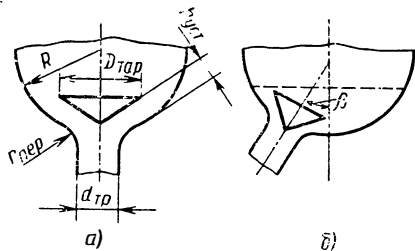
Для устранения вихревой воронки применяются воронкогасители. На рис. 8.3 представлены варианты выполнения заборных устройств с воронкогасителями в виде радиальных ребер и тарели, установленных над сливным отверстием в днище топливного бака. Качество ребер может быть различным (от 4 до 20). Высота радиального и концентрического ребер 50 ... 200 мм, длина $l = (1,7 \dots 3,0) d_{\text{тар}}$.

Заборные устройства с тарелями

В настоящее время широко используются заборные устройства с тарелями. Основными преимуществами заборных устройств с тарелями являются простота конструкции; малая масса; малые габаритные размеры; высокая надежность.

Рис. 8.22. Принципиальная схема заборного устройства с тарелью:

a — центробежное; *б* — боковое



Тарель выравнивает поля скоростей и одновременно уменьшает величины скорости на подходе к заборнику. Профиль тарели выбирается таким образом, чтобы обеспечить плавное поджатие проходных площадей в канале заборного устройства. Заборные устройства на нижнем днище топливного бака могут быть центральными (рис. 8.22, *a*) или боковыми (рис. 8.22, *б*). Боковые заборные устройства характеризуются углом β , для центрального заборного устройства угол $\beta=0$. Для центрального и бокового заборного устройства тарель должна располагаться горизонтально, это уменьшает остатки незабора, так как у заборного устройства, установленного в наклонном положении, прорыв газа происходит неравномерно по уровню. Применение боковых заборных устройств с большими β приводит к существенному росту остатков незабора.

Тарель представляет собой канонид вращения, диаметр тарели $D_{\text{тар}} = (1,75 \dots 3,9)d_{\text{тр}}$. На рис. 8.3, *г* показаны принципиальные конструктивные схемы тарелей сложной формы, которые используются при боковом заборе топлива. Высоту установки тарели над днищем рекомендуется брать равной $(1,7 - 2,1)d_{\text{гр}}$. Площадь входа в заборное устройство $F_{\text{вх}} = 2,1F_{\text{тр}}$, где $F_{\text{тр}}$ — площадь сечения расходного трубопровода.

Радиус перехода от днища бака к сливному отверстию значительно снижает потери давления вследствие уменьшения или полного устранения сжатия потока в трубе. Радиус перехода влияет также на формирование потока в зоне заборного устройства в момент, предшествующий прорыву газа. При скруглении входной диаметр расходной трубы увеличивается, а скорость притекания уменьшается, что приводит к уменьшению критической высоты и гидравлических потерь в заборном устройстве.

Радиус перехода от днища к сливному трубопроводу рекомендуется принимать $r_{\text{пер}} = (0,3 \dots 0,6)d_{\text{тр}}$.

Внутренний контур тарели необходимо выполнять из условия плавного изменения скорости жидкости по длине заборного устройства $R = (1,4 \dots 1,6)d_{\text{тр}}$. Выполненные в соответствии с этими рекомендациями заборные устройства с тарелями имеют коэффициент гидравлического сопротивления $\xi = 0,35 \dots 0,5$.

Сифонные заборные устройства

Сифонные заборные устройства позволяют организовать центральный забор даже при наличии в баке тоннельной трубы, ось которой совпадает с осью бака. Такие заборные устройства целесообразно использовать для питания нескольких двигателей, так как при этом обеспечивается равномерное течение на входе в заборное устройство.

Диаметр тарели $D_{\text{тар}} \approx 2d_{\text{тр}}$; радиус закругления трубопровода (сиффона) принимается $(1,6 \dots 3,2)d_{\text{тр}}$; радиус перехода от тарели к сиффону $(0,15 \dots 0,7)d_{\text{тр}}$ (рис. 8.23).

В верхней части отводного трубопровода сиффонного заборного устройства устанавливается гидрозатвор, который представляет собой стакан с

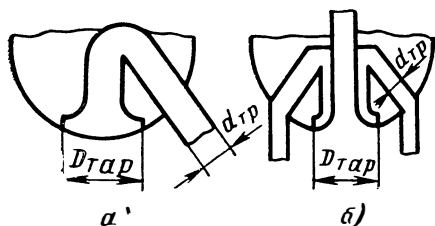
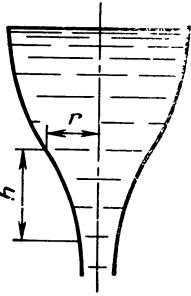


Рис. 8.23. Схема сифонного заборного устройства:

a — нормальное; *б* — тоннельной трубой



калиброванным отверстием (см. рис. 8.2, з). Калиброванное отверстие служит для дренажа воздуха из расходной магистрали во время заправки бака компонентом топлива. Диаметр калиброванного отверстия гидрозатвора равен 2...3 мм. Объем стакана гидрозатвора выбирается из условия исключения прорыва газа в расходную магистраль через калиброванное отверстие во время работы двигателя до полной выработки компонента из бака $\Delta V = V_{\text{гар}} + V_{\text{с.з.}}$, где $V_{\text{гар}}$ — гарантированный запас компонента в стакане, обеспечивающий нормальную работу сиффона; $V_{\text{с.з.}}$ — объем компонента, сливаемый из стакана во время работы гидрозатвора.

Нетрудно видеть, что гарантированный уровень компонента H^* в гидрозатворе должен быть больше $H_{\text{кр}}$, при котором возможен прорыв газа в магистраль через калиброванное отверстие, т. е. $H^* > H_{\text{кр}}$, где $H_{\text{кр}}$ — рассчитывается по формуле (5.32).

Заборные устройства с центральным отбором без тарели

Заборные устройства подобного типа являются простыми. Основной трудностью проектирования таких заборных устройств является проектирование прочной части, обеспечивающей равномерное понижение уровня компонента в баке.

Равномерное понижение уровня компонента топлива в баке возможно в том случае, когда заборное устройство выполнено так, что осевая составляющая скорости вдоль линии тока, примыкающей к стенке заборного устройства, равна средней скорости снижения уровня компонента топлива в баке. В работе [31] приведена методика профилирования вертикального заборного устройства, расположенного в центре нижнего днища бака. Дифференциальное уравнение для определения профиля заборного устройства имеет вид:

$$\frac{d^2h}{dr^2} + \frac{2}{r} \left[1 - \frac{g}{c^2} \sqrt{1 + \left(\frac{dh}{dr}\right)^2} \right] \left[\left(\frac{dh}{dr}\right)^3 + \left(\frac{dh}{dr}\right) \right] - \frac{\pi^2 n_x r^4}{V^2} \left(\frac{dh}{dr}\right)^4 = 0, \quad (8.34)$$

где r — радиус поперечного сечения заборного устройства; h — высота от уровня отсчета; g — ускорение свободного падения; c — константа Чези, которая зависит от чистоты обработки поверхности заборного устройства; V — объемный секундный расход компонента топлива через заборное устройство; $\pi = 3,141$; n_x — перегрузка.

Решение уравнения (8.34) может быть получено численной аппроксимацией. В работе [31] указывается, что такое заборное устройство обеспечивает равномерное понижение компонента топлива в баке и его бескавитационную работу (рис. 8.24). Однако, рассчитанная по этой методике длина переходного участка от днища бака к трубопроводу может оказаться неприемлемой по конструктивным соображениям (довольно большой). В этих случаях для обеспечения приемлемой конструктивной компоновки заборное устройство можно укоротить. Необходимо отметить, что спрофилированное по линиям тока заборное устройство также позволяет практически полностью вырабатывать компонент топлива из бака.

8.4. РАСЧЕТ ОСТАТКОВ НЕЗАБОРА КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА

При расчете запасов топлива, необходимых для обеспечения максимальной дальности полета, необходимо учитывать остатки незабора компонентов топлива в баках, т. е. то количество топлива, которое не может быть использовано для работы ЖРД.

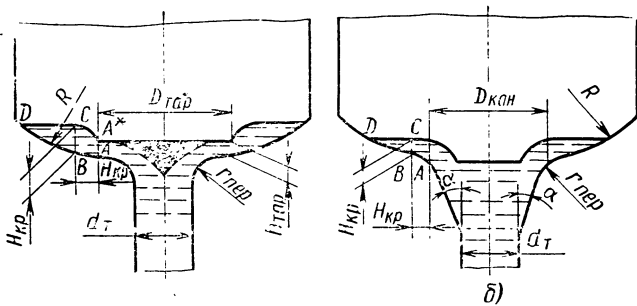


Рис. 8.25. Расчетная схема построения профиля воронки в цилиндрическом топливном баке с центральным отбором:

а — с тарелью; б — без тарели

Одна часть компонентов топлива в момент отключения двигательной установки находится в топливных баках, а другая — в топливных магистралях, насосах и системах охлаждения ЖРД.

Величина остатков незабора определяется, с одной стороны, внутриваковыми процессами и, с другой, — геометрическими характеристиками топливных магистралей, схемой и порядком отключения ЖРД и особенностями его агрегатов (например, антикавитационными свойствами насосов). Рассмотрим ту часть остатков незабора, которая остается в топливных баках в момент выключения двигателя.

Топливные баки представляют собой резервуары цилиндрической формы (или близкие к ней), подкрепленные силовым набором. Опорожнение топливных баков сопровождается понижением уровня жидкости в них и образованием жидкой пленки на внутренних поверхностях.

Другая часть компонентов топлива не вырабатывается из бака вследствие образования воронок над сливными трубопроводами. При этом происходит газирование компонентов топлива из-за перемешивания его с рабочим телом наддува и прорыва отдельных пузырьков газа в топливную магистраль до опорожнения бака, что вызывает, с одной стороны, срыв нормальной работы системы питания двигателя, с другой — увеличение остатков незабора.

Гидравлически выгодной формой бака является выполнение его дна конической формы, с обеспечением постоянного гидравлического уклона для подтекания жидкости к сливному отверстию. Это установлено испытаниями на моделях баков диаметром 300 мм при колебаниях бака с различной частотой, а также подтверждается данными работы [34]. При выполнении нижнего дна топливного бака с углом раствора $\alpha = 30^\circ$ высота бака изменяется незначительно. При таком выполнении дна происходит практически полный забор компонента топлива из бака.

На рис. 8.25, б представлено заборное устройство с коническим переходом от сферического дна бака в магистраль. При угле раствора конуса $\alpha = 30^\circ$ высота бака практически остается постоянной. Остаток незабора при $Fg = 0,030$ составляет величину 5 ... 10% от приведенного секундного расхода компонента топлива из бака, т. е. компонент топлива практически можно полностью использовать для работы двигательной установки.

Кольцевые заборные устройства

Такие заборные устройства используются в тороидальных баках, в топливных баках с утопленным днищем, а также в цилиндрических баках с вогнутым днищем с многоточечным отбором компонента топлива.

Кольцевое заборное устройство должно быть спроектировано так, чтобы обеспечивалось равномерное опускание уровня компонента топлива в процессе слива. Над желобом устанавливается перфорированная диафрагма. Равномерное

опускание уровня достигается путем выбора геометрии устройства для забора компонента топлива и закона распределения отверстий по его длине. Методика проектирования кольцевых заборных устройств приведена в гл. 8.

Остатки компонента топлива на стенках баков

К неиспользуемым остаткам компонента топлива кроме остатков в баке из-за прорыва газа в сливной трубопровод, остатков в застойных зонах следует отнести остатки на стенках и элементах арматуры в баке.

Остатки компонентов на стенках состоят из остатков на продольном силовом наборе и стенках бака и поперечном сливном наборе (шпангоутах) $\Delta V_{ст} = \Delta V_{пр} + \Delta V_{попер}$. Остатки компонентов на продольном силовом наборе рассчитываются по формуле

$$\Delta V_{пр} = \delta_{пр} (S'_б + S_{пр}),$$

где $\delta_{пр}$ — средняя толщина пленки компонента на продольном силовом наборе; $S'_б$, $S_{пр}$ — смачиваемая боковая поверхность бака и продольного силового набора.

Остатки компонентов на поперечном силовом наборе рассчитываются по формуле

$$\Delta V_{попер} = \delta_{попер} S_{попер},$$

где $\delta_{попер}$ — средняя толщина пленки компонента на поперечном силовом наборе; $S_{попер}$ — смачиваемая боковая поверхность поперечного силового набора.

Остатки незабора цилиндрических баков

Для определения расчетной величины остатка незабора необходимо знать критическую высоту $H_{кр}$ и профиль воронки.

На величину остатка незабора топлива из бака оказывает влияние форма топливного бака (цилиндрическая, тороидальная, сферическая и др.); форма днища, с которого происходит забор жидкости (эллипсоидная, сферическая, коническая и т. п.); место отбора (центральный или нецентральный отбор); способ, применяемый для исключения образования вихревой воронки над сливным трубопроводом (ребра в виде крестовин, тарель и др.); секундный расход компонента топлива из бака; физические свойства компонентов топлива.

Центральный отбор

При инженерных расчетах форма поверхности компонента топлива в цилиндрическом баке с центральным отбором компонента топлива может быть определена следующим образом. По формуле (5.32) или (5.33) вычисляется высота критического уровня жидкости в баке. От входной кромки тарели заборного устройства (точка A на рис. 8.25) откладывается отрезок $AB = H_{кр}$ и в точке B проводится прямая, параллельная оси бака и на этой прямой откладывается отрезок $BC = H_{кр}$. Точки A^* , C и D соединяются плавной кривой, причем отрезок CD представляет собой линию, перпендикулярную оси бака (в полете, перпендикулярную линии действия тяги двигателя).

Из рис. 8.25 видно, что для цилиндрических баков со сферическим днищем для определения величины остатка незабора можно записать

$$\Delta V_{ост} = \frac{\pi}{3} h^2 (3R_{сф} - h) - \Delta V_{вор}, \quad (8.35)$$

$$h = d_r \left[\frac{H_{кр}}{d_r} + \frac{R_{сф}^3}{d_r} - \sqrt{\left(\frac{R_{сф}}{d_r} \right)^2 - \left(\frac{1}{2} + \frac{H_{кр}}{d_r} \right)^2} \right].$$

где $\Delta V_{вор}$ — объем воздушного конуса над заборным устройством; $R_{сф}$ — радиус сферы днища.

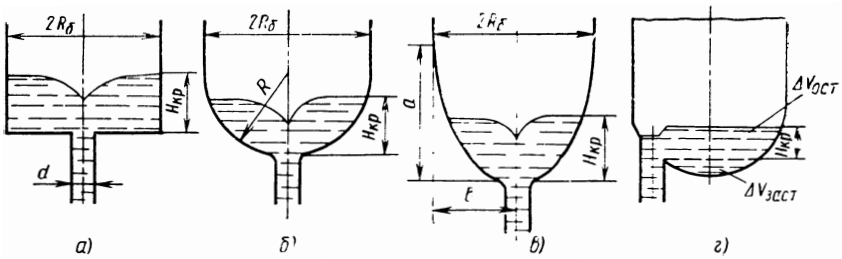


Рис. 8.26. Расчетная схема для определения остатков незабора

Объем воронки составляет примерно 1 ... 2% от количества жидкости, остающейся в топливном баке на момент прорыва газа в сливную магистраль. Поэтому величину остатка незабора можно рассчитывать по формуле

$$\Delta V_{ост} = \frac{\pi}{3} h^2 (3R_{сф} - h). \quad (8.36)$$

В инженерных расчетах величина остатка незабора вычисляется по формулам:

для бака с плоским дном (рис. 8.26, а)

$$\Delta V_{ост} = \alpha 2\pi R_б^2 H_{кр};$$

для бака со сферическим и эллиптическим дном (рис. 8.26, б, в)

$$\Delta V_{ост} = 2\pi \Psi R_б^2 H_{кр}^3,$$

где $\alpha \approx 0,98$ — коэффициент, учитывающий объем воздушной воронки; Ψ — коэффициент, равный отношению объема сферического сегмента высотой $H_{кр}$ и радиуса R к объему цилиндра высотой $H_{кр}$ и радиуса $R_б$; $\beta = 1$ — для сферических дном; $\beta = \frac{b^2}{a^2}$ — для эллиптических дном (b и a — полуоси эллипса).

Коэффициент Ψ вычисляется по формулам:

для бака со сферическим дном:

$$\Psi = \frac{R}{R_б} \frac{H_{кр}}{R_б} - \frac{1}{3} \frac{H_{кр}}{R_б^2};$$

Таблица 8.1

Численные значения коэффициента Ψ

$h/R_б$	$R/R_б$									
	1	1,1	1,2	1,3	1,4	1,5	1,6	1,7	1,8	1,9
0,02	0,020	0,022	0,024	0,026	0,028	0,030	0,032	0,034	0,036	0,038
0,04	0,039	0,043	0,047	0,051	0,050	0,059	0,063	0,067	0,071	0,075
0,06	0,059	0,065	0,071	0,077	0,083	0,089	0,095	0,101	0,107	0,113
0,08	0,078	0,086	0,094	0,102	0,110	0,118	0,126	0,134	0,142	0,150
0,1	0,097	0,107	0,117	0,127	0,137	0,147	0,157	0,167	0,177	0,187
0,12	0,115	0,127	0,139	0,151	0,163	0,175	0,187	0,199	0,211	0,223
0,14	0,133	0,147	0,161	0,175	0,189	0,203	0,217	0,231	0,245	0,259
0,16	0,151	0,167	0,183	0,199	0,215	0,231	0,247	0,263	0,279	0,295
0,18	0,169	0,187	0,205	0,223	0,241	0,259	0,277	0,295	0,313	0,331
0,2	0,187	0,207	0,227	0,247	0,267	0,287	0,307	0,327	0,347	0,367

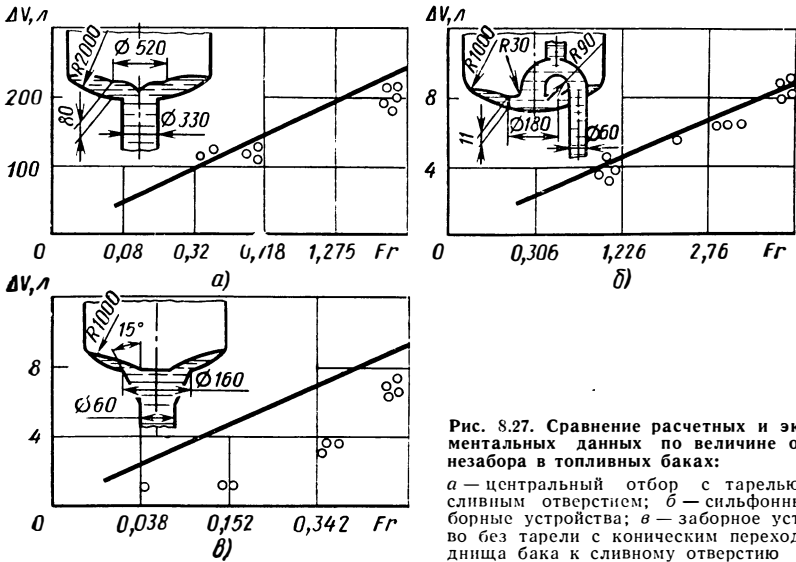


Рис. 8.27. Сравнение расчетных и экспериментальных данных по величине остатка незабора в топливных баках:

а — центральный отбор с тарелью над сливным отверстием; *б* — сильфонные заборные устройства; *в* — заборное устройство без тарели с коническим переходом от дна бака к сливному отверстию

для бака с эллиптическим дном:

$$\Psi = \frac{b^2}{a^2} \left(\frac{a}{R_6} \frac{H_{кр}}{R_6} - \frac{1}{3} \frac{H_{кр}^2}{R_6^2} \right).$$

В табл. 8.2 приведены численные значения коэффициента Ψ . Для эллиптических дном коэффициент Ψ берется при $R = a$.

На рис. 8.27 представлено сравнение расчетных и экспериментальных данных по величине остатка незабора для некоторых конструкций заборных устройств. Из рисунка видно, что расчетные данные удовлетворительно согласуются с экспериментами.

Боковой отбор

В топливных баках со смещенным заборным устройством имеются зоны, из которых компоненты топлива не могут быть использованы для работы двигательной установки. На рис. 8.26, *г* приведена расчетная схема построения профиля воронки в цилиндрическом баке со смещенным отбором. Из рисунка видно, что остаток незабора можно представить следующим:

$$\Delta V_{ост} = \Delta V_{заст} + \Delta V'_{ост}; \quad (8.37)$$

$$\Delta V'_{ост} = a2\pi R^2 H_{кр} - \Delta V_{вор}, \quad (8.38)$$

где $\Delta V_{заст}$ — объем застойной зоны; $\Delta V'_{ост}$ — объем компонента топлива, остающегося в баке на момент прорыва газа в сливную трубопровод; $\Delta V_{вор}$ — объем воронки; R — радиус бака; $H_{кр}$ — критическая высота, при которой происходит прорыв газа в сливную магистраль.

На момент прорыва газа в сливную магистраль объем воронки составляет примерно 1 ... 1,5% от количества жидкости, остающейся в баке, т. е. $\Delta V_{вор} \approx 0$. Тогда для определения величины остатка незабора можно записать

$$\Delta V_{ост} = \Delta V_{заст} + 2\pi R^2 H_{кр}. \quad (8.39)$$

Критическая высота уровня $H_{кр}$ определяется по формуле (5.32). Из выражения (8.39) видно, что величина остатка незабора для баков со смещенным отбором зависит от двух составляющих $\Delta V_{заст}$ и $\Delta V'_{ост}$. Для уменьшения величины остатка незабора необходимо при проектировании уменьшить объем застойной зоны и проектировать заборное устройство так, чтобы $H_{кр}$ была минимальной.

Тороидальные баки

Для тороидальных баков с кольцевыми заборными устройствами величина остатка незабора $\Delta V_{ост}$ состоит из объема компонента топлива, равного объему желоба, и объема компонента топлива, остающегося над желобом на момент прорыва газа

$$\Delta V_{ост} = \Delta V_{желоба} + kb_1 H_{кр} \pi D_{ср}, \quad (8.40)$$

где $\Delta V_{желоба}$ — объем желоба; k — поправочный коэффициент, равный или меньше единицы в зависимости от места прорыва газа; b_1 — ширина плоской части днища над желобом; $D_{ср}$ — средний диаметр тороидального бака.

НЕКОТОРЫЕ ЗАДАЧИ ГИДРОДИНАМИКИ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

Для улучшения массовых характеристик систем питания необходимо выбирать оптимальные схемы и размеры газовых и гидравлических соединительных трактов. Проблема оптимизации гидравлических трактов приобретает первостепенное значение для сложных компоновок двигательных установок с топливными баками, включающими системы перелива и системы синхронизации уровней компонентов топлива в баках пакетных ракет. При полете на активном участке траектории вследствие расхода компонентов топлива из баков наблюдается смещение центра массы ракеты к хвостовой части, что приводит к уменьшению запаса ее статической устойчивости. Улучшить центровочную характеристику ракеты можно посредством разделения топливного отсека дополнительным днищем и установки системы перелива. При проектировании секционных топливных баков обычно определяют: объем нижней и верхней частей бака; диаметр трубы и процесс перелива; минимально допустимый уровень жидкого компонента в нижнем отсеке бака.

При пакетной компоновке топливных баков (связка топливных баков) необходимо обеспечивать синхронное опускание уровней компонентов топлива, т. е. одновременная выработка жидких компонентов из всего пакета ракеты.

В настоящей главе рассматриваются лишь задачи, связанные с выбором газовых и гидравлических магистралей, соединяющих топливные баки.

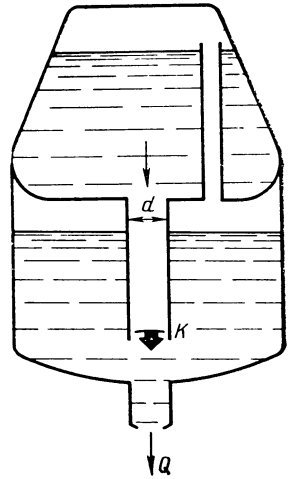
9.1. РАСЧЕТ ПРОЦЕССА ПЕРЕЛИВА КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА ИЗ СЕКЦИОННЫХ БАКОВ

Процесс перелива компонентов топлива

На активном участке траектории происходит постепенное изменение положения центра массы ракеты вследствие израсходования компонентов топлива из баков. В одноступенчатых ракетах и в последних ступенях многоступенчатых ракет центр массы смещается при этом к хвостовой части, что приводит к уменьшению запаса статической устойчивости.

Некоторое воздействие на положение центра массы в необходимых случаях можно осуществить путем разделения передних ба-

Рис. 9.1. Схема двухсекционного топливного бака с системой перелива



ков на отсеки и устройства системы перелива, обеспечивающей расход компонентов из верхних отсеков только после опорожнения нижних. На рис. 9.1 показана схема бака, состоящего из двух отсеков или секций. Благодаря тому, что газовые подушки отсеков сообщаются между собой, в них устанавливается одинаковое давление наддува.

Система перелива, состоящая из трубопровода диаметром d и клапана K , должна обеспечить.

1. Изменение положения центра массы во времени по заданному закону.

2. Своевременное включение расхода q из верхнего отсека при установлении в нижнем отсеке некоторого минимального уровня h_{\min} (путем открытия клапана перелива K).

3. Возмозжно более стабильное положение этого уровня во время дальнейшого опорожнения бака.

Исходя из этих требований, необходимо при проектировании системы перелива выбирать оптимальное разделение объема бака на отсеки, размеры переливной трубы и рассчитывать процесс перелива во времени.

Изменение во времени координаты центра массы компонента топлива в секционном баке

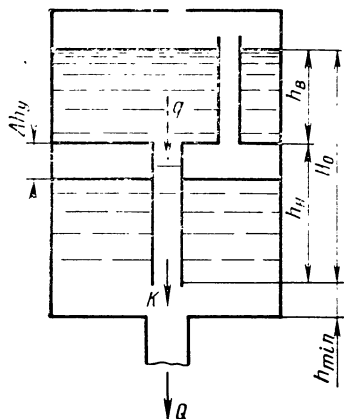
Для упрощения анализа будем процесс опорожнения бака во времени считать стационарным, т. е. примем, что расход компонента из бака постояен $Q = \text{const}$ и что после установления в нижнем отсеке уровня h_{\min} этот уровень не изменяется. Постоянство расхода Q и уровня h_{\min} , в свою очередь, означает постоянство расхода через трубу перелива, т. е. $q = \text{const}$. Будем также считать, что площади сечений бака в верхнем и нижнем отсеках одинаковы и не изменяются по высоте $F = \text{const}^*$. Расчетная схема бака, соответствующая этим предположениям, приведена на рис. 9.2.

Из принятых допущений следует, что скорость опускания уровня жидкости при расходе компонента из одного отсека постоянна $\omega_y = \frac{Q}{F} = \text{const}$, а масса жидкости в баке изменяется во времени τ по линейному закону.

$$M = M_0 + \frac{dM}{d\tau} \tau = M_0 - \rho Q \tau,$$

* Боковая поверхность бака, примыкающая к нижнему днщу, как правило, имеет цилиндрическую форму: верхняя часть бака по условиям компоновки может быть выполнена суживающейся в направлении к головной части ракеты.

Рис. 9.2. Расчетная схема бака для определения положения центра массы компонента топлива



где ρ — плотность жидкого компонента; M_0 — начальная масса компонента.

Так как принято стабильное положение уровня в нижнем отсеке во время опорожнения верхнего, то из рассмотрения исключим жидкость, находящуюся ниже h_{\min} , а координаты уровней в отсеках и координату центра массы будем отсчитывать от h_{\min} . Из рассмотрения можно также исключить массу газа в газовой подушке, как пренебрежимо малую по сравнению с массой жидкого компонента.

С учетом этих замечаний обозначим: $V_0 = FH_0$ — объем бака за исключением газовой подушки предварительного наддува и объема жидкости, соответствующего уровню h_{\min} ; $V_H = Fh_H$ — объем нижнего отсека за исключением объема Fh_{\min} ; Δh_y — понижение уровня за время τ .

Назовем коэффициентом распределения объема бака ε величину, показывающую, какую часть объема V_0 составляет объем верхнего отсека без газовой подушки $\varepsilon = \frac{V_0 - V_H}{V_0} = \frac{H_0 - h_H}{H_0}$. Процесс опорожнения бака состоит из двух этапов: до и после открытия клапана перелива.

Рассмотрим вначале первый этап. Путем несложных вычислений можно получить, что до открытия клапана перелива положение центра массы жидкого компонента определяется уравнением

$$h_{ц.м} = 0,5(H_0 - \Delta h_y) + \varepsilon \frac{H_0 \Delta h_y}{H_0 - \Delta h_y}. \quad (9.1)$$

Проанализируем выражение (9.1). Для этого удобно ввести следующие безразмерные величины:

$\bar{h}_{ц.м} = \frac{h_{ц.м}}{H_0}$ — относительная координата центра массы; $\bar{\tau} = \frac{\tau}{\tau_K}$ — относительное время (τ_K — время полного опорожнения бака); $\Delta \bar{h}_y = \frac{\Delta h_y}{H_0}$ — относительное опускание уровня за время τ , причем, очевидно, $\Delta \bar{h}_y = \bar{\tau}$.

В принятых обозначениях уравнение (9.1) примет вид

$$\bar{h}_{ц.м} = 0,5(1 - \bar{\tau}) + \varepsilon \frac{\bar{\tau}}{1 - \bar{\tau}}. \quad (9.2)$$

Функция (9.2) при значениях $0 < \varepsilon < 0,5$ имеет минимум. Чтобы найти значение τ , при котором $h_{ц.м}$ минимально, приравняем нулю производную

$$\frac{dh_{ц.м}}{d\bar{\tau}} = \frac{\varepsilon}{(1-\bar{\tau})^2} - \frac{1}{2} = 0,$$

откуда

$$\bar{\tau}_{h_{ц.м} \min} = 1 - \sqrt{2\varepsilon}. \quad (9.3)$$

Подставляя выражение (9.3) в (9.2), получаем

$$h_{ц.м. \min} = 0,5 \sqrt{2\varepsilon} (2 - \sqrt{2\varepsilon}). \quad (9.4)$$

При значениях $\varepsilon=0$ выражение (9.2) представляет собой линейную зависимость и наименьшее значение $\bar{h}_{ц.м}=0$ будет при $\bar{\tau}=1$, т. е. в конце опорожнения бака. При значениях $\varepsilon=0,5$ наименьшее значение $\bar{h}_{ц.м}=0,5$ соответствует $\bar{\tau}=0$, т. е. началу опорожнения бака. Наибольшее значение $\bar{h}_{ц.м}$ получается в конце опорожнения нижнего отсека, т. е. в момент открытия клапана перелива

$$(\bar{\tau})_{\bar{h}_{ц.м} \max} = \bar{\tau}_{кл} = 1 - \varepsilon. \quad (9.5)$$

Подставляя значение $\bar{\tau}_{кл}$ в выражение (9.2), находим

$$\bar{h}_{ц.м. \max} = 1 - 0,5\varepsilon. \quad (9.6)$$

Рассмотрим второй этап опорожнения бака, сопровождающийся переливом компонента из верхнего отсека. Положение центра массы на этом этапе описывается линейным уравнением. Началу опорожнения верхнего отсека соответствуют время и координата центра массы, определяемые выражениями (9.5) и (9.6). Концу опорожнения соответствуют $\bar{\tau}_{кл}=1$ и $\bar{h}_{ц.м}=1-\varepsilon$.

Для второго этапа опорожнения бака можно записать

$$\bar{h}_{ц.м} = 1,5 - \varepsilon - 0,5\bar{\tau}. \quad (9.7)$$

На рис. 9.3 показаны зависимости $\bar{h}_{ц.м}(\bar{\tau})$ для нескольких значений коэффициентов распределения объема. Из графиков видно, что наиболее неблагоприятно смещение центра массы в случае одинарного бака при $\varepsilon=0$. С увеличением ε центр массы после некоторого понижения смещается вверх, а затем (после открытия клапана перелива) линейно по времени снижается. При $\varepsilon=0,5$ (объемы верхнего и нижнего отсеков равны) центр массы все время находится выше первоначального положения. И, наконец, при $0,5 < \varepsilon < 1$ центр массы вначале несколько повышается, а затем быстро опускается.

Таким образом, если снижение центра массы нежелательно, то должны быть выбраны равные объемы отсеков. Если же больший запас статической устойчивости требуется в начальный или в конечный период работы двигательной установки, то, соответственно, необходимо

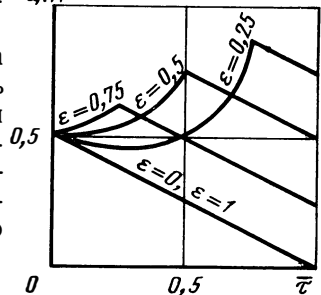


Рис. 9.3. Зависимость координаты центра массы компонента топлива от времени опорожнения бака

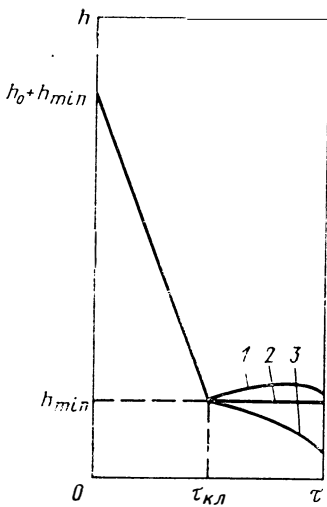


Рис. 9.4. Изменения уровня (компонента) в нижнем отсеке бака во времени

выбирать $\epsilon > 0,5$ (больше верхний отсек) или $\epsilon < 0,5$ (больше нижний отсек). В последнем случае необходимо учитывать, что вследствие малого количества жидкости, остающейся в баке в конце его опорожнения, влияние на статическую устойчивость ракеты смещения центра массы вверх будет сравнительно небольшим.

Зная желательный закон изменения положения центра массы жидкого компонента топлива во времени, можно подобрать подходящее значение ϵ , т. е. выбрать соотношение между объемами верхнего и нижнего отсеков бака.

Расчет диаметра трубы и процесса перелива

При постоянном секундном расходе компонента Q и постоянной по высоте площади сечения нижнего отсека бака F_n уровень жидкого компонента в этом отсеке до момента открытия клапана перелива понижается по линейному закону. В дальнейшем возможно либо постоянство уровня, либо изменение его в сторону возрастания или убывания (соответственно кривые 2, 1 и 3 на рис. 9.4). Опускание уровня $h < h_{min}$ недопустимо, так как при этом возможен захват жидкостью газа наддува.

Добиться постоянства уровня при нерегулируемом клапане перелива обычно не удастся, поэтому необходимо выбрать (рассчитать) такой диаметр трубы перелива d , при котором характер изменения уровня в нижнем отсеке (кривая 1) был бы возможно более близким к идеальному (кривая 2).

Очевидно, можно записать

$$F_n dh = (q - Q) d\tau. \quad (9.8)$$

Расход через трубу перелива

$$q = \omega \frac{\pi d^2}{4}, \quad (9.9)$$

где ω — скорость компонента в трубе перелива.

Значение скорости ω можно найти из уравнения Бернулли, которое для уровней жидкости в верхнем и нижнем отсеках имеет следующий вид:

$$\frac{p}{\gamma} + H n_x = \frac{p}{\gamma} + h n_x + \zeta \frac{\omega^2}{2g}, \quad (9.10)$$

где H , h — уровни жидкости в верхнем и нижнем отсеках, соответственно, p — давление наддува; n_x — осевая перегрузка ракеты;

ξ — суммарный коэффициент гидравлического сопротивления, приведенный к сечению трубы перелива,

$$\xi = \xi_{вх} + \xi_{1p} + \xi_{кл} + \xi_{вых}$$

Значения $\xi_{вх}$ и $\xi_{вых}$ могут быть приняты равными 0,5 и 1,0 соответственно; величина $\xi_{кл}$ зависит от конструкции клапана и определяется экспериментально; коэффициент гидравлического сопротивления, обусловленного трением в трубе перелива, вычисляется по обычной формуле гидравлики

$$\xi_{1p} = \lambda_{1p} \frac{l}{d},$$

где коэффициент трения λ_{1p} для гладких труб является функцией числа Рейнольдса.

Из (9.10) следует

$$w = \sqrt{\frac{2gn_x}{\xi}(H-h)}. \quad (9.11)$$

Подставив (9.9) в (9.8) с учетом (9.11), запишем

$$\frac{dh}{d\tau} = \left[\frac{\pi d^2}{4} \sqrt{\frac{2gn_x}{\xi}(H-h)} - Q \right] \frac{1}{F_n}. \quad (9.12)$$

Интегрирование уравнения (9.12) с целью определения зависимости $h(\tau)$ представляет определенные трудности, так как перегрузка ракеты является функцией времени $n_x(\tau)$, задаваемой графически, а значения H и h зависят не только от соотношения между расходами q и Q , но и от конфигурации бака.

Для решения уравнения (9.12) можно воспользоваться методом последовательных приближений.

Заметим, что в момент открытия клапана перелива $\tau = \tau_{кл}$ согласно рис. 9.1 $\left[\frac{dh(\tau)}{d\tau} \right]_{\tau_{кл}} \geq 0$, что означает $q \geq Q$.

Метод последовательных приближений заключается в том, что диаметр трубы перелива вычисляется вначале в предположении $\left[\frac{dh(\tau)}{d\tau} \right]_{\tau_{кл}} = 0$.

Используя (9.12) и принимая во внимание, что в момент открытия клапана значения перегрузки $n_x(\tau_{кл})$ и перепада уровней $H-h = H_0$ известны, запишем

$$\frac{\pi d^2}{4} \sqrt{\frac{2gn_x}{\xi} H_0} = Q. \quad (9.13)$$

Так как величина ξ сама зависит от d , то значение диаметра трубы перелива можно найти графически — как абсциссу точки пересечения кривых, изображающих зависимости функций

$$\frac{\pi d^2}{4Q} \sqrt{2gn_x H_0} \text{ и } \sqrt{\xi} \text{ от } d.$$

Найдя диаметр трубы перелива в первом приближении, можно приступить к определению зависимости $h(\tau)$ при этом диаметре. Для этого в уравнении (9.12) перейдем от бесконечно малых dh , $d\tau$ к малым, но конечным величинам Δh , $\Delta\tau$. Кроме того, будем полагать $\zeta = \text{const}$ и $h = h_{\min} = \text{const}$. Эти допущения, очевидно, приемлемы, так как скорость в трубе перелива не должна сильно изменяться, а допустимые изменения уровня в нижнем отсеке пренебрежимо малы по сравнению с полным перепадом уровней.

Расчетной формулой для определения $\Delta h(\tau)$ является соотношение

$$\Delta h_{i,i+1} = \frac{C_i + C_{i+1}}{2} \Delta\tau_{i,i+1}, \quad (9.14)$$

где $C_i = A \sqrt{n_x(\tau_i) [H(\tau_i) - h_{\min}] - B}$.

Здесь $H = \frac{\pi d^2}{4 F_H} \sqrt{\frac{2g}{\zeta}}$; $B = \frac{Q}{F_H}$.

Значения $n_x(\tau)$ в начале и в конце промежутка времени $\Delta\tau_{i,i+1}$ берут из графика перегрузки. Значение $H(\tau)$ определяется по объему верхнего отсека, опорожняемому за это время:

$$\begin{aligned} \Delta V_{i,i+1} &= q_i \Delta\tau_{i,i+1} = \frac{\pi d^2}{4} \sqrt{\frac{2g}{\zeta} n_x(\tau_i) H(\tau_i)} \Delta\tau_{i,i+1} = \\ &= (Q + C_i F_H) \Delta\tau_{i,i+1} \end{aligned}$$

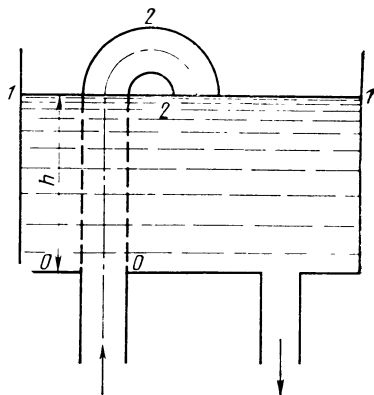
и графику зависимости $V(H)$, известному при выбранной конфигурации верхнего отсека.

Если в результате расчета окажется, что уровень в нижнем отсеке в какой-то период процесса перелива понижается до величины, меньшей h_{\min} , то принятый из условия (9.13) диаметр трубы перелива необходимо увеличить. Если во все время перелива $h > h_{\min}$, то полученную зависимость $h(\tau)$ следует уточнить, произведя аналогичный расчет по выражению (9.14), но с учетом уровня в нижнем баке, найденного в первом приближении, т. е. подставляя в выражение для C_i вместо h_{\min} значения уровня h в соответствующие моменты времени.

Определение минимально допустимого уровня жидкости в нижнем отсеке бака

При минимальном уровне в нижнем отсеке (при h_{\min}) должна исключаться возможность попадания газа наддува в жидкость не только из-за воронкообразования у заборного устройства, но и вследствие наличия струи жидкости, выходящей из переливной трубы. При низком уровне (при h_{\min}) возможно отражение этой струи от заборного устройства и нижнего днища бака, а также возможен выброс отраженной волны над поверхностью жидкости и захват ею газа наддува.

Рис. 9.5. Расчетная схема задачи об условиях исключения газирования жидкости незатопленным участком турбулентной струи



Точный учет условий, исключающих газирование жидкости, для картины струйного движения в баке представляет значительные трудности по причине малой изученности законов отражения струй от поверхностей. Рассмотрим задачу об условиях исключения газирования для случая, когда турбулентная струя жидкости поступает в емкость не сверху, а со стороны днища (рис. 9.5). В такой постановке задача существенно упрощается, так как параметры струи в начальном сечении $O-O$ считаются заданными. При некоторых соотношениях между параметрами струи (w_0, R_0) и высотой уровня h происходит выброс струи над поверхность жидкости. Предполагается, что если при этом струя в сечении $2-2$ отрывается от поверхности жидкости, то происходит ее газирование.

Необходимо подчеркнуть, что при подаче жидкости снизу высота h , при которой происходит газирование, существенно больше, чем в интересующем нас случае перелива компонента топлива из верхнего отсека, однако общие закономерности будут, по-видимому, одинаковыми.

Примем, что ось струи над уровнем h искривлена по дуге окружности радиуса r . Тогда можно записать

$$\frac{w_1^2}{2gn_x} = \frac{w_2^2}{2gn_x} + r, \quad (9.15)$$

где w_1, w_2 — скорости на оси струи в сечениях $1-1$ и $2-2$.

В качестве второго исходного уравнения запишем равенство сил (или ускорений), действующих на частицы жидкости, находящиеся на оси струи в сечении $2-2$, $w^2 r = gn_x$ или

$$w^2 = gn_x / r. \quad (9.16)$$

Подставив значение скорости из выражений (9.16) и (9.15), получим

$$\frac{w_1^2}{2gn_x} = \frac{3}{2} r. \quad (9.17)$$

Примем, что газирования не будет при условии $r \leq R_2$. Кроме того, принимая во внимание малое расстояние между сечениями $1-1$ и $2-2$, будем считать поперечные размеры струи в этих сечениях одинаковыми, т. е. $R_2 = R_1$. Учитывая эти замечания и исполь-

зую (9.18), условие исключения газирования запишем в следующем виде:

$$\omega_1 \leq \sqrt{3gn_x R_1}. \quad (9.18)$$

Для перехода от параметров струи в сечении $1-1$ к параметрам в сечении $0-0$ воспользуемся соотношениями для основного участка осесимметричной струи, известными из теории турбулентных струй [1]:

$$\frac{\omega_1}{\omega_0} = \frac{0,95}{\frac{ah}{R_0} + 0,29}; \quad (9.19)$$

$$\frac{R_1}{R_0} = 3,4 \left(\frac{ah}{R_0} + 0,29 \right), \quad (9.20)$$

где ω_0 , R_0 — скорость и радиус струи в начальном сечении; a — коэффициент, характеризующий угол расширения струи.

Подставляя значения ω_1 , R_1 из выражений (9.19) и (9.20) в условие (9.18), окончательно получаем

$$\frac{ah_{\min}}{R_0} \geq 0,45 \sqrt[3]{\frac{\omega_0^2}{gn_x R_0}} - 0,29. \quad (9.21)$$

На рис. 9.6 показан рассчитанный по формуле (9.21) график зависимости минимального уровня h_{\min} , при котором еще не происходит газирования жидкости, от скорости ω во входном сечении. Значение коэффициента a при расчете принималось равным 0,076, что соответствует начальной неравномерности поля скоростей, определяемой как отношение осевой скорости к среднерасходной: $\omega_0/\bar{\omega}_0 = 1,25$ *.

На этом же графике нанесены опытные точки, полученные на установке, представляющей собой сосуд с подводящим трубопроводом и сливным отверстием. Радиус подводящей трубки был 2 мм, а размер сливного отверстия и расход воды подбирались так, чтобы уровень жидкости в процессе опыта медленно поднимался.

При разных значениях среднерасходной скорости $\bar{\omega}_0$ отмечались уровни в сосуде, соответствующие визуальному прекращению газирования воды.

Как видно из рис. 9.6, экспериментальные точки достаточно хорошо согласуются с расчетной зависимостью.

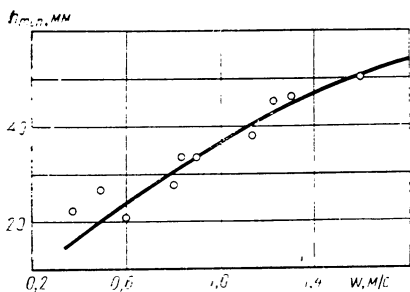


Рис. 9.6. Зависимость минимального уровня, при котором не происходит газирование воды, от скорости во входном сечении при $R=2$ мм

* Значение $\omega_0/\bar{\omega}_0$ для цилиндрической трубы может быть найдено по уравнению $\omega_0/\bar{\omega}_0 = y/y - 1,5$, где y определяется из соотношения $Re = 0,576 (y - 1,5)$ при логарифмическом профиле скоростей [1].

Из формулы (9.21) следует, что минимальная высота уровня h_{\min} , необходимая для исключения газирования жидкости, зависит от скорости истечения жидкости из насадка трубы перелива ω_0 и радиуса насадка R_0 . В целях уменьшения опасности газирования целесообразно применять диффузорный насадок. Такой насадок не только уменьшает скорость $\bar{\omega}_0$ и увеличивает радиус R_0 , но и усиливает неравномерность поля скоростей на срезе, что приводит к нарастанию угла расширения струи, характеризующегося коэффициентом a (гидравлическое сопротивление насадка должно быть учтено при расчете диаметра трубы перелива).

Скорость истечения из насадка при выбранных его размерах и выбранном диаметре трубы перелива пропорциональна, как это следует из формулы (9.11), квадратному корню из произведения перегрузки n_x на разность уровней в отсеках $H-h$:

$$\omega_0 \cong \sqrt{n_x(H-h)}.$$

Подставляя это значение ω_0 в формулу (9.22), можно видеть, что перегрузка n_x не оказывает влияния на величину уровня h_{\min} в баке, исключая газирование. Из этой же формулы видно, что наиболее опасным моментом с точки зрения газирования жидкости является начало перелива из верхнего отсека, когда разность уровней $H-h$ максимальна. Отсутствие влияния перегрузки на величину h_{\min} дает возможность заключить, что если во время стендовых испытаний системы перелива не было замечено газирования жидкости, то газирование не может произойти и во время летных испытаний.

9.2. РАСЧЕТ ЗАКОЛЬЦОВКИ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ ПРИ ПАКЕТНОЙ КОМПОНОВКЕ РАКЕТ

Система синхронизации уровней должна обеспечить одновременную выработку компонентов топлива из всех баков блоков ракеты.

Обычно к пакетной схеме ракеты предъявляется требование выполнения задачи даже в случае невыхода на режим или выхода из строя одного из ряда двигателей двигательной установки. Так, например, на ракете-носителе «Сатурн-1В» допускается продолжение полета при отказе двух двигателей из восьми (из них один управляющий). Отказ одного двигателя допускается сразу после старта, второго через 60 с. При этом топливная система автоматически переключает подачу от неработающих двигателей к работающим.

Рассинхронизация уровней в топливных баках при пакетной компоновке ракет возникает в результате разброса расходов жидких компонентов топлива из баков на двигатели; из-за ошибок при заправке топливных баков компонентами топлива; из-за неточности изготовления топливных баков; из-за разброса характеристик двигательных установок; из-за невыхода на режим или отказа в процессе полета ряда двигателей двигательной установки.

Кроме того, рассинхронизация уровней компонентов топлива в баках возникает также при управлении ракетой с помощью разности тяг двигательных установок.

Для обеспечения одновременного опускания уровней компонентов топлива могут быть использованы следующие схемы синхронизации уровней компонентов топлива в баках; без гидравлических связей между баками; с гидравлическими связями между баками; смешанные схемы.

В схемах синхронизации без гидравлических связей конструктивная схема ракеты сравнительно проста ввиду отсутствия трубопроводов, соединяющих баки ракет. В этом случае синхронизацию уровней можно обеспечить путем форсирования или дросселирования двигательных установок отдельных блоков. Команда на двигатели блоков поступает из системы опорожнения и синхронизации уровней в топливных баках. При этом из-за разности тяг двигателей отдельных блоков на ракету действуют возмущающие моменты, т. е. появляются дополнительные возмущения на систему управления. Однако, по этой причине эта схема синхронизации не может быть применена для ракет, которые управляются с помощью создания разности тяг на двигателях, ввиду того, что сигналы, поступающие на управление тягой двигателей блоков от схемы синхронизации и системы управления ракетой, окажутся противоположными по знаку и будут исключать друг друга. Ракета в этом случае окажется неуправляемой.

Схемы синхронизации с гидравлическими связями лишены недостатков, присущих схемам без гидравлических связей. Однако конструктивная схема ракеты при этом усложняется из-за наличия соединительных трубопроводов между баками. Выравнивание уровней компонентов в баках можно осуществить двумя способами: активным (с помощью специальных насосов) и пассивным (под действием разности гидравлических столбов компонентов в баках). Недостатком активного перелива является сложность и большая масса системы перелива жидких компонентов топлива.

В смешанных схемах синхронизация уровней в баках обеспечивается путем использования схем с гидравлическими связями и без них. Пакет ракеты разбивается на отдельные группы, внутри которых синхронизация обеспечивается с помощью гидравлических связей, а между группами всего пакета уровни поддерживаются с помощью схем без гидравлических связей. Смешанные схемы синхронизации являются самыми сложными в конструктивном отношении.

Из-за простоты конструктивного выполнения заслуживают внимания схемы синхронизации с пассивной закольцовкой баков.

На первой ступени ракеты «Сатурн-1В» используется пассивная закольцовка топливных баков.

На первой ступени ракеты-носителя «Сатурн-1В» вокруг центрального бака с жидким кислородом, имеющего диаметр 2660 мм, расположено восемь баков диаметром 1790 мм, четыре бака заправлены окислителем и четыре — горючим. Такой групповой мон-

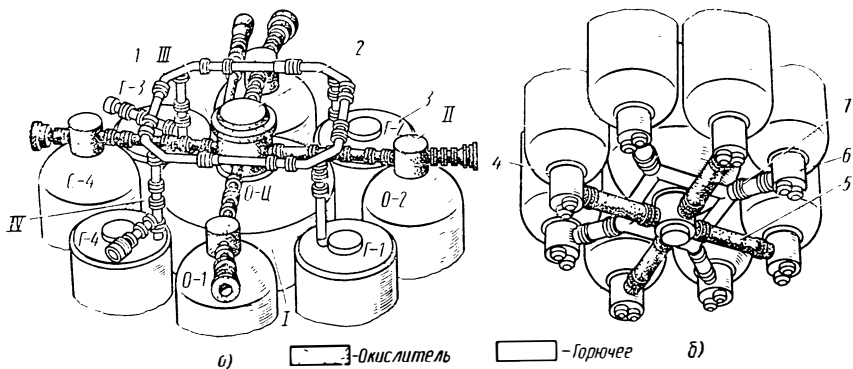


Рис. 9.7. Схемы закольцовки топливных баков ракеты «Сатурн-1В»:

а — принципиальная схема закольцовки газовых подушек баков с жидким кислородом и баков с горючим

1 — коллектор наддува и дренажа баков горючего; 2 — наддув центрального бака окислителя и распределительное устройство; 3 — магистраль наддува и дренажа наружных баков окислителя (4 шт.);

б — принципиальная схема закольцовки баков по жидкости: 4 — магистраль питания окислителя; 5 — трубопровод закольцовки окислителя; 6 — магистраль питания горючего; 7 — трубопровод закольцовки горючего

таж баков требует решения ряда проблем, возникающих при заправке и опорожнении топливных баков [41, 44].

На рис. 9.7, а приведена принципиальная конструктивная схема закольцовки газовых подушек баков с жидким кислородом и баков с горючим. Закольцовка баков проводится для выравнивания давления газов в них.

На рис. 9.7, б приведена принципиальная схема закольцовки баков по жидкости. Эта закольцовка обеспечивает равномерный расход компонентов из баков и поддерживает стабильность изменения уровня жидкости в баках в процессе их опорожнения. Кроме того, закольцовка баков позволяет использовать все топливо в случае, если один из восьми двигателей выйдет из строя или произойдет его преждевременное отключение. Закольцовка позволяет также произвести заправку точной дозы компонентов топлива, чтобы обеспечить максимальный суммарный импульс, минимальные невыработываемые остатки топлива для выполнения программы полета.

В разделе рассматриваются задачи, связанные с выбором геометрических размеров газовых и гидравлических магистралей, соединяющих отдельные баки. Данные задачи решены автором совместно с инженером Сытником Н. П.

Обозначения

p_n — давление за насосом;

p_k — давление в камере двигателя;

$p_{гг}$ — давление в камере газогенератора;

- ΔG — секундный разброс расхода газа на наддув топливных баков;
 R — газовая постоянная газа наддува в баке;
 T — температура газа в топливном баке;
 Δp — допустимый разброс давлений в баках;
 p_0 — давление газа в топливном баке;
 ε — коэффициент местных потерь;
 λ — коэффициент трения;
 μ — коэффициент расхода магистральной;
 p_k — давление газа в коллекторе;
 p_1, p_2, p_3, p_4 — давление газа в баках 1, 2, 3, 4;
 ρ — плотность компонентов топлива;
 G_0 — потребный номинальный секундный расход газа наддува;
 D — максимальный диаметр бака;
 F_1, F_2, F_3, F_4 — площадь зеркала жидкости в баках 1, 2, 3, 4;
 $H_{1,2}, H_{2,3}, H_{3,4}, H_{4,1}$ — разность уровней компонентов топлива в баках 1 и 2; 2 и 3; 3 и 4; 4 и 1;
 Q_1, Q_2, Q_3, Q_4 — объемный расход компонентов топлива через ТНА двигательной установки 1, 2, 3, 4;
 RT_0 — работоспособность газа наддува на входе в бак;
 $(RT_0)_{\text{эфф}}$ — работоспособность газа наддува в баке;
 V_1, V_2, V_3, V_4 — объем бака 1, 2, 3, 4;
 $\dot{V}_1, \dot{V}_2, \dot{V}_3, \dot{V}_4$ — объемный расход компонентов топлива из баков 1, 2, 3, 4;
 k — показатель адиабаты;
 l, d, F — длина, диаметр и площадь магистральной закольцовки;
 h_x — перегрузка, действующая вдоль продольной оси;
 $n_{1,2}, n_{2,3}, n_{3,4}, n_{4,1}$ — перегрузка, действующая вдоль магистральной закольцовки, соединяющей баки 1 и 2; 2 и 3; 3 и 4; 4 и 1;
 $\dot{G}_1, \dot{G}_2, \dot{G}_3, \dot{G}_4$ — секундный расход газа на наддув бака 1, 2, 3 и 4 соответственно.

Индексы

г — газовая магистраль;
 ж — жидкостная магистраль;
 ш — шайба.

Расчет магистралей закольцовки по газу

При пассивной закольцовке баки должны иметь гидравлические связи по жидкости, а также связи по газу для выравнивания давлений внутри баков ввиду того, что разброс давлений газа в

баках вызывает дополнительное рассогласование уровней компонентов в баках.

Разброс давлений газов в баках вызывается разбросом расходов газов, идущих на наддув баков; секундных расходов компонентов топлива из баков; характеристик дренажно-предохранительных клапанов, устанавливаемых на баках; размеров баков.

Кроме того, на разность давлений газа в баках оказывает влияние различие тепломассообмена между газом, стенкой и зеркалом компонента топлива в баках.

Оценим влияние каждого из этих факторов на характер разброса давлений в баке.

Нетрудно показать, что разность давлений в топливных баках, вызванная отличием секундных расходов компонентов из баков, всегда вызывает перетекание компонента в нужном направлении и выравнивать ее нецелесообразно.

В настоящее время для наддува баков используются автономные и вторичные системы наддува.

В автономных системах наддува параметры газа на входе в бак не зависят от режима работы двигательной установки. Во вторичных системах наддува параметры газа на входе в топливный бак зависят от режима работы двигательной установки (газогенераторная система наддува топливных баков на основных компонентах топлива с отбором их после насосов двигательной установки). В автономных системах наддува истечение газа в бак может быть как докритическое, так и сверхкритическое. При сверхкритическом истечении газа в бак разброс секундных расходов компонентов из баков всегда вызывает положительную разность давлений в баках. Покажем справедливость этого положения и для докритического истечения газа в бак. Предположим, что расход компонента из бака 1 больше, чем из бака 2, а давление в баке 1 больше или равно давлению в баке 2. При таком предположении разность давлений в баках будет противодействовать перетеканию компонента, но тогда и приход газа в бак 1 будет меньше или равен приходу газа в бак 2 и, следовательно, давление в баке 1 будет меньше, чем в баке 2, что противоречит исходному предположению. Таким образом, разность давлений, вызванная разбросом секундных расходов компонентов из баков, всегда содействует перетеканию компонента в нужном направлении.

Во вторичных системах наддува параметры газа на входе в бак обычно сверхкритические. Рассмотрим случай, когда наддув бака окислителя производится от газогенератора, работающего на основных компонентах топлива. С этой целью запишем для секундного расхода компонента из бака

$$\dot{G}_b = \alpha_1 \sqrt{p_{1-н} - p_k}, \quad (9.22)$$

где α_1 — коэффициент пропорциональности.

Давление в камере сгорания ЖРД представим зависимостью

$$p_k = \beta_1 \dot{G}_b, \quad (9.23)$$

где β_1 — коэффициент пропорциональности.

Из выражений (9.22) и (9.23) получим

$$\dot{G}_6 = \alpha_1 \left(-\frac{\alpha_1 \beta_1}{2} + \sqrt{\frac{\alpha_1^2 \beta_1^2}{4} + p_H} \right). \quad (9.24)$$

Секундный расход компонентов топлива через газогенератор

$$\dot{G}_{гг} = \alpha_2 \sqrt{p_H - p_{гг}}. \quad (9.25)$$

Секундный расход газа через газогенератор запишем в виде, аналогичном (9.24)

$$\dot{G}_{гг} = \alpha_2 \left(-\frac{\alpha_2 \beta_2}{4} + \sqrt{\frac{\alpha_2^2 \beta_2^2}{4} + p_H} \right). \quad (9.26)$$

Давление в камере газогенератора запишем в виде, аналогичном (9.23)

$$p_{гг} = \beta_2 G_{гг}, \quad (9.27)$$

где α_2 и β_2 — коэффициенты пропорциональности.

При форсировании или дросселировании двигателя давление за насосом окислителя изменяется на величину $\pm \Delta p$. Обозначая расход компонента топлива из бака на режиме, отличном от номинального, через G^* , составим соотношения $\frac{\dot{G}_6^*}{\dot{G}_6}$ и $\frac{\dot{G}_{гг}^*}{\dot{G}_{гг}}$:

для расхода из бака

$$\frac{\dot{G}_6^*}{\dot{G}_6} = \frac{-1 + \sqrt{1 + A_1 p_H (1 + k)}}{-1 + \sqrt{1 + A_1 p_H}}; \quad (9.28)$$

для расхода через газогенератор

$$\frac{\dot{G}_{гг}^*}{\dot{G}_{гг}} = \frac{-1 + \sqrt{1 + A_2 p_H (1 + k)}}{-1 + \sqrt{1 + A_2 p_H}}, \quad (9.29)$$

где \dot{G}_6^* , $\dot{G}_{гг}^*$ — соответственно расход компонента из бака и расход компонентов через газогенератор на режимах, отличных от номинальных;

$$A_1 = \frac{1}{\alpha_1^2 \beta_1^2}; \quad A_2 = \frac{1}{\alpha_2^2 \beta_2^2}; \quad k = \frac{\Delta p_H}{p_H}.$$

Рассмотрим произведение

$$\alpha_1^2 \beta_1^2 = \alpha_1^2 \frac{p_K^2}{\dot{G}_6^2} = \frac{\alpha_1^2 p_K^2}{\alpha_1^2 (p_H - p_K)} = \frac{p_K^2}{p_H - p_K}.$$

Обычно $p_K > p_{гг}$, тогда $\alpha_1^2 \beta_1^2 > \alpha_2^2 \beta_2^2$ и, следовательно, $A_1 < A_2$. Из выражений (9.28) и (9.29) видно, что они отличаются друг от друга только значением коэффициента A . Величина $A < 1$. Для режима дросселирования двигателя $k < 0$ и выражение (9.29) больше

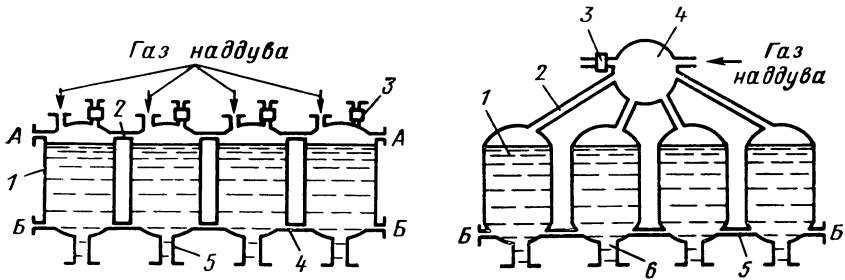


Рис. 9.8. Схема А связи по газу:

1 — бак; 2 — магистраль закольцовки по газу; 3 — дренажно-предохранительный клапан; 4 — магистраль закольцовки по жидкости; 5 — расходная магистраль

Рис. 9.9. Схема Б связи по газу:

1 — бак; 2 — магистраль, соединяющая бак с коллектором; 3 — дренажно-предохранительный клапан; 4 — коллектор; 5 — магистраль закольцовки по жидкости; 6 — расходная магистраль

выражения (9.28), а для режима форсирования двигателя $k > 0$ и выражение (9.29) меньше выражения (9.28). При дросселировании двигателя давление газа в баке повышается, а при форсировании — уменьшается, т. е. разность давлений газа в баках в обоих случаях способствует перетеканию компонента топлива в нужном направлении. Таким образом, разность давлений газа в баках, вызванная разными расходами компонентов топлива из баков, способствует перетеканию жидкости в нужном направлении и выравнивать ее нецелесообразно.

Нетрудно показать, что разность давлений в баках, вызванная разбросом расходов газа наддува, может способствовать или препятствовать перетеканию компонента топлива в нужном направлении. Влиянием остальных вышеперечисленных факторов на разброс давлений газа в топливных баках можно пренебречь ввиду его малости.

Для выравнивания разности давлений газа в баки должны быть соединены по газовым полостям подобно связям по жидкости. На рис. 9.8 и 9.9 приведены две возможные принципиальные схемы связи по газу.

Практически невозможно выравнивать давления в баках при схеме А связи по газу, поэтому зададим допустимое значение расхождений давлений Δp . При малых значениях Δp газ можно считать практически несжимаемым. Тогда площадь магистрали закольцовки по газу определится по формуле

$$F_r = \frac{\Delta G \sqrt{RT}}{2\mu \sqrt{2g\rho_0 \Delta p}}; \quad (9.30)$$

$$\mu = \frac{1}{\sqrt{1 + \sum \xi_\mu + \lambda \frac{l}{d}}}, \quad (9.31)$$

где μ — коэффициент расхода магистрали; ΔG — секундный разброс расходов газа на наддув топливных баков; ρ_0 — давление газа

в баке; Δp — допустимый разброс расходов газа на наддув топливных баков; R — газовая постоянная газа наддува в баке; T — температура газа в топливном баке

При таком выборе магистралей закольцовки по газу максимальная отрицательная разность давлений Δp возможна при одинаковых секундных расходах жидких компонентов топлива из баков. При разных секундных расходах компонентов топлива из баков эта разность уменьшается и может быть в некоторых случаях сведена к нулю, ввиду того, что разные секундные расходы компонентов топлива из баков всегда способствуют перетеканию компонентов топлива в нужном направлении.

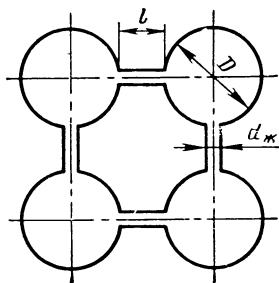
Уменьшение разброса расхода газа на наддув баков приводит к уменьшению разности давлений газа в баках. Если разброс расходов газа на наддув так мал, что и вызываемая им разность давлений будет меньше или равна Δp , то в этом случае отпадает необходимость устанавливать магистрали закольцовки по газу.

Схема связей *Б* по газу дает возможность уменьшить разброс расходов газа на наддув. Дренажно-предохранительный клапан *З* устанавливается на коллекторе *4*, который соединяется с баками *1* трубопроводами *2* одинаковой конфигурации и площади. Разброс расходов газа наддува определяется только разбросом сопротивлений магистралей. Разброс расходов газа можно уменьшить двумя способами, а именно организовать:

сверхкритическое истечение газа из коллектора *4* в баки *1*, поставив на магистралью *2*, соединяющих баки *1* с коллектором *4*, шайбы, точно подогнанные по своим сопротивлениям;

докритическое истечение газа из коллектора *4* в баки *1* при малом перепаде между баками и коллектором, ввиду малого перепада давлений и абсолютная величина разбросов этих перепадов также будет малой. Этими двумя способами можно добиться такой разности расходов газа наддува, которая будет меньше некоторого заданного значения Δp .

В схеме связей *Б* по газу баки по газу не закольцовываются и при расчете магистралей закольцовки по жидкости необходимо учитывать положительную разность давлений газа в баках. При докритическом истечении газа в бак площадь трубопровода *2*, соединяющего бак с коллектором, определяется по формуле



$$F_r = \frac{\dot{G}_0 \sqrt{RT}}{\mu \sqrt{2g(p_r - p_0) p_r}}, \quad (9.32)$$

где \dot{G}_0 — потребный номинальный секундный расход газа наддува.

Необходимо отметить, что формула (9.32) справедлива для малого перепада давлений, т. е. когда газ можно считать несжимаемой жидкостью.

Рис. 9.10. Расчетная схема магистральной закольцовки по жидкости

При сверхкритическом истечении газа в бак площадь трубопровода 2, соединяющего бак 1 с коллектором 4, должна быть не меньше учетверенной площади проходного сечения шайбы, установленной в магистрале. Площадь проходного сечения шайбы определяется по формуле

$$F_{ш} = \frac{\dot{G}_0 \sqrt{T}}{m \mu p_r},$$

где $m = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1} \frac{g}{R}}$; k — показатель адиабаты.

Расчет магистралей закольцовки по жидкости

На рис. 9.10 приведена принципиальная схема магистрали закольцовки по жидкости. Запишем систему уравнений для расчета магистралей закольцовки по жидкости для изделий, состоящих из большого или меньшего числа баков, число уравнений в расчетной схеме увеличивается или уменьшается соответственно. Ниже приводятся системы уравнений для расчета магистралей закольцовки для схем связей *A* и *B* по газу.

Система уравнений для определения рассогласования уровней жидкости в баках при схеме связей по газу *A*

Для определения рассогласования уровней компонентов в баках можно записать:

1. Четыре уравнения изменения рассогласования уровней в баках:

$$\begin{aligned} \frac{dH_{1,2}}{d\tau} &= \frac{1}{F_2} [Q_2 + \sqrt{2g} \mu_{ж} F_{ж} (\sqrt{H_{2,3} n_x + l_1 n_{2,3}} - \sqrt{H_{1,2} n_x + l_1 n_{1,2}})] - \\ &\quad - \frac{1}{F_1} [Q_1 + \sqrt{2g} \mu_{ж} F_{ж} (\sqrt{H_{1,2} n_x + l_1 n_{1,2}} - \sqrt{H_{4,1} n_x + l_1 n_{4,1}})]; \\ \frac{dH_{2,3}}{d\tau} &= \frac{1}{F_3} [Q_3 + \sqrt{2g} \mu_{ж} F_{ж} (\sqrt{H_{3,4} n_x + l_1 n_{3,4}} - \sqrt{H_{2,3} n_x + l_1 n_{2,3}})] - \\ &\quad - \frac{1}{F_2} [Q_2 + \sqrt{2g} \mu_{ж} F_{ж} (\sqrt{H_{2,3} n_x + l_1 n_{2,3}} - \sqrt{H_{1,2} n_x + l_1 n_{1,2}})]; \\ \frac{dH_{3,4}}{d\tau} &= \frac{1}{F_4} [Q_4 + \sqrt{2g} \mu_{ж} F_{ж} (\sqrt{H_{4,1} n_x + l_1 n_{4,1}} - \sqrt{H_{3,4} n_x + l_1 n_{3,4}})] - \\ &\quad - \frac{1}{F_3} [Q_3 + \sqrt{2g} \mu_{ж} F_{ж} (\sqrt{H_{3,4} n_x + l_1 n_{3,4}} - \sqrt{H_{2,3} n_x + l_1 n_{2,3}})]; \\ \frac{dH_{4,1}}{d\tau} &= \frac{1}{F_1} [Q_1 + \sqrt{2g} \mu_{ж} F_{ж} (\sqrt{H_{1,2} n_x + l_1 n_{1,2}} - \sqrt{H_{4,1} n_x + l_1 n_{4,1}})] - \\ &\quad - \frac{1}{F_4} [Q_4 + \sqrt{2g} \mu_{ж} F_{ж} (\sqrt{H_{4,1} n_x + l_1 n_{4,1}} - \sqrt{H_{3,4} n_x + l_1 n_{3,4}})]. \quad (9.33) \end{aligned}$$

2. Четыре уравнения изменения свободного объема баков по времени:

$$\begin{aligned} V_1 &= \int_0^{\tau} \dot{V}_1 d\tau; & V_2 &= \int_0^{\tau} \dot{V}_2 d\tau; \\ V_3 &= \int_0^{\tau} \dot{V}_3 dt; & V_4 &= \int_0^{\tau} \dot{V}_4 dt. \end{aligned} \quad (9.34)$$

3. Уравнение изменения площади зеркала компонента в зависимости от изменения свободного объема бака

$$F = f(V). \quad (9.35)$$

4. Четыре уравнения объемных расходов компонентов из баков:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= Q_1 + \sqrt{2g} \mu_{\text{ж}} F_{\text{ж}} \sqrt{H_{1,2} n_x + l_1 n_{1,2}} - \sqrt{H_{4,1} n_x + l_1 n_{4,1}}; \\ \dot{V}_2 &= Q_2 + \sqrt{2g} \mu_{\text{ж}} F_{\text{ж}} (\sqrt{H_{2,3} n_x + l_1 n_{2,3}} - \sqrt{H_{1,2} n_x + l_1 n_{1,2}}); \\ \dot{V}_3 &= Q_3 + \sqrt{2g} \mu_{\text{ж}} F_{\text{ж}} (\sqrt{H_{3,4} n_x + l_1 n_{3,4}} - \sqrt{H_{2,3} n_x + l_1 n_{2,3}}); \\ \dot{V}_4 &= Q_4 + \sqrt{2g} \mu_{\text{ж}} F_{\text{ж}} (\sqrt{H_{4,1} n_x + l_1 n_{4,1}} - \sqrt{H_{3,4} n_x + l_1 n_{3,4}}), \end{aligned} \quad (9.36)$$

где $l_1 = D + l$.

Начальные условия $\tau = 0$, $H_{1,2} = H_{2,3} = H_{3,4} = H_{4,1} = 0$, $V_1 = V_2 = V_3 = V_4 = V_0$.

Система уравнений (9.33)...(9.36) дает возможность определить рассогласование уровней компонентов топлива в баках, если известны форма бака, минимальное расстояние между блоками, площадь трубы закольцовки по жидкости и закон изменения по времени $Q_1, Q_2, Q_3, Q_4, n_{1,2}, n_{2,3}, n_{3,4}, n_{4,1}, n_x$. Коэффициент расхода магистрала $\mu_{\text{ж}}$ определяется по формуле (9.31).

Система уравнений для определения рассогласования уровней компонентов в баках при схеме Б связи по газу

В этом случае при расчете рассогласования уровня компонентов в баках необходимо учитывать изменение давления газа в баках. Изменение давления газа в баке описывается уравнением [47], которое в нашем случае имеет вид:

$$\frac{dp}{d\tau} = \frac{k}{V} [\dot{G}_0 (RT_0)_{\text{эфф}} - p\dot{V}]. \quad (9.37)$$

Подставляя значение \dot{G}_0 из уравнения (9.22), получим закон изменения давления в баке для случая докритического течения газа в бак

$$\frac{dp}{d\tau} = \frac{k}{V} [A \sqrt{p_r - p_0} - p\dot{V}], \quad (9.38)$$

где $A = \mu_r F_r \sqrt{\frac{2g p_r}{RT_0} (RT_0)_{\text{эфф}}}$.

Подставляя G_0 из уравнения (9.22) в уравнение (9.37), получим закон изменения давления в баке для случая сверхкритического истечения газа в бак

$$\frac{dp}{d\tau} = \frac{k}{V}(B - p\dot{V}), \quad (9.39)$$

где $B = \frac{\mu m F_m p_r}{\sqrt{T_0}} (RT_0)_{\text{эфф}}$.

С учетом уравнений (9.38), (9.39) для определения рассогласования уравнений компонентов топлива в баках при схеме связей по газу B можно записать:

1. Четыре уравнения изменения рассогласования уровней в баках:

$$\begin{aligned} \frac{dH_{1,2}}{d\tau} = & \frac{1}{F_2} \left[Q_2 + \mu_{\text{ж}} F_{\text{ж}} \sqrt{2g} \left(\sqrt{H_{2,3}n_x + l_1 n_{2,3} + \frac{p_2 - p_3}{\rho}} - \right. \right. \\ & \left. \left. - \sqrt{H_{1,2}n_x + l_1 n_{1,2} + \frac{p_1 - p_2}{\rho}} \right) \right] - \frac{1}{F_1} \left[Q_1 + \mu_{\text{ж}} F_{\text{ж}} \sqrt{2g} \times \right. \\ & \times \left(\sqrt{H_{1,2}n_x + l_1 n_{1,2} + \frac{p_1 - p_2}{\rho}} - \sqrt{H_{4,1}n_x + l_1 n_{4,1} + \frac{p_4 - p_1}{\rho}} \right) \left. \right]; \\ \frac{dH_{2,3}}{d\tau} = & \frac{1}{F_3} \left[Q_3 + \mu_{\text{ж}} F_{\text{ж}} \sqrt{2g} \left(\sqrt{H_{3,4}n_x + l_1 n_{3,4} + \frac{p_3 - p_4}{\rho}} - \right. \right. \\ & \left. \left. - \sqrt{H_{2,3}n_x + l_1 n_{2,3} + \frac{p_2 - p_3}{\rho}} \right) \right] - \frac{1}{F_2} \left[Q_2 + \mu_{\text{ж}} F_{\text{ж}} \sqrt{2g} \times \right. \\ & \left. - \left(\sqrt{H_{2,3}n_x + l_1 n_{2,3} + \frac{p_2 - p_3}{\rho}} - \sqrt{H_{1,2}n_x + l_1 n_{1,2} + \frac{p_1 - p_2}{\rho}} \right) \right]; \quad (9.40) \\ \frac{dH_{3,4}}{d\tau} = & \frac{1}{F_4} \left[Q_4 + \mu_{\text{ж}} F_{\text{ж}} \sqrt{2g} \left(\sqrt{H_{4,1}n_x + l_1 n_{4,1} + \frac{p_4 - p_1}{\rho}} - \right. \right. \\ & \left. \left. - \sqrt{H_{3,4}n_x + l_1 n_{3,4} + \frac{p_3 - p_4}{\rho}} \right) \right] - \frac{1}{F_3} \left[Q_3 + \mu_{\text{ж}} F_{\text{ж}} \sqrt{2g} \times \right. \\ & \times \left(\sqrt{H_{3,4}n_x + l_1 n_{3,4} + \frac{p_3 - p_4}{\rho}} - \sqrt{H_{2,3}n_x + l_1 n_{2,3} + \frac{p_2 - p_3}{\rho}} \right) \left. \right]; \\ \frac{dH_{4,1}}{d\tau} = & \frac{1}{F_1} \left[Q_1 + \mu_{\text{ж}} F_{\text{ж}} \sqrt{2g} \left(\sqrt{H_{1,2}n_x + l_1 n_{1,2} + \frac{p_1 - p_2}{\rho}} - \right. \right. \\ & \left. \left. - \sqrt{H_{4,1}n_x + l_1 n_{4,1} + \frac{p_4 - p_1}{\rho}} \right) \right] - \frac{1}{F_4} \left[Q_4 + \mu_{\text{ж}} F_{\text{ж}} \sqrt{2g} \times \right. \\ & \times \left(\sqrt{H_{4,1}n_x + l_1 n_{4,1} + \frac{p_4 - p_1}{\rho}} - \sqrt{H_{3,4}n_x + l_1 n_{3,4} + \frac{p_3 - p_4}{\rho}} \right) \left. \right]. \end{aligned}$$

2. Четыре уравнения изменения свободного объема баков по времени

$$V_1 = \int_0^{\tau} \dot{V}_1 d\tau, \dots, \dot{V}_4 = \int_0^{\tau} \dot{V}_4 d\tau. \quad (9.41)$$

3. Уравнение изменения площади зеркала компонента в зависимости от изменения свободного объема бака

$$F = f(V). \quad (9.42)$$

4. Четыре уравнения объемных расходов компонентов из баков

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= Q_1 + \mu_{ж} F_{ж} \sqrt{2g} \left(\sqrt{H_{1,2} n_x + l_1 n_{1,2} + \frac{p_1 - p_2}{\rho}} - \right. \\ &\quad \left. - \sqrt{H_{4,1} n_x + l_1 n_{4,1} + \frac{p_4 - p_2}{\rho}} \right), \\ \dot{V}_2 &= Q_2 + \mu_{ж} F_{ж} \sqrt{2g} \left(\sqrt{H_{2,3} n_x + l_1 n_{2,3} + \frac{p_2 - p_3}{\rho}} - \right. \\ &\quad \left. - \sqrt{H_{1,2} n_x + l_1 n_{1,2} + \frac{p_1 - p_2}{\rho}} \right), \\ \dot{V}_3 &= Q_3 + \mu_{ж} F_{ж} \sqrt{2g} \left(\sqrt{H_{3,4} n_x + l_1 n_{3,4} + \frac{p_3 - p_4}{\rho}} - \right. \\ &\quad \left. - \sqrt{H_{2,3} n_x + l_1 n_{2,3} + \frac{p_2 - p_3}{\rho}} \right), \\ \dot{V}_4 &= Q_4 + \mu_{ж} F_{ж} \sqrt{2g} \left(\sqrt{H_{4,1} n_x + l_1 n_{4,1} + \frac{p_4 - p_1}{\rho}} - \right. \\ &\quad \left. - \sqrt{H_{3,4} n_x + l_1 n_{3,4} + \frac{p_3 - p_4}{\rho}} \right). \end{aligned} \quad (9.43)$$

5. Четыре уравнения изменения давления газа в баке для докритического и сверхкритического истечения, соответственно:

а) для докритического истечения

$$\begin{aligned} \frac{dp_1}{d\tau} &= \frac{k}{V_1} (A \sqrt{p_r - p_1} - p_1 \dot{V}_1); \\ \frac{dp_2}{d\tau} &= \frac{k}{V_2} (A \sqrt{p_r - p_2} - p_2 \dot{V}_2); \\ \frac{dp_3}{d\tau} &= \frac{k}{V_3} (A \sqrt{p_r - p_3} - p_3 \dot{V}_3); \\ \frac{dp_4}{d\tau} &= \frac{k}{V_4} (A \sqrt{p_r - p_4} - p_4 \dot{V}_4); \end{aligned} \quad (9.44)$$

б) для сверхкритического истечения

$$\frac{dp_1}{d\tau} = \frac{k}{V_1} (B - p_1 \dot{V}_1);$$

$$\frac{dp_2}{d\tau} = \frac{k}{V_2} (B - p_2 \dot{V}_2);$$

$$\frac{dp_3}{d\tau} = \frac{k}{V_3} (B - p_3 \dot{V}_3);$$

$$\frac{dp_4}{d\tau} = \frac{k}{V_4} (B - p_4 \dot{V}_4).$$

Начальные условия при $\tau=0$:

$$H_{1,2} = H_{2,3} = H_{3,4} = H_{4,1} = 0; \quad V_1 = V_2 = V_3 = V_4 = V_0;$$

$$p_1 = p_2 = p_3 = p_4 = p_0,$$

где p_0 — давление предварительного наддува в баках.

Необходимо отметить, что при решении систем уравнений (9.33)...(9.36), (9.40)...(9.45) под корнями могут получаться отрицательные величины. В этом случае знак минус должен быть вынесен из-под корня. Физически это означает, что жидкость перетекает в сторону, обратную той, которая была принята при составлении системы уравнений.

При составлении систем уравнений (9.40)...(9.45) предполагалось, что давление в газовом коллекторе постоянно. Это давление не должно быть меньше наперед заданного давления p_r , ибо в противном случае не будут обеспечены необходимые давления на входах в насосы. По условиям безкавитационной работы насосов это давление может быть больше p_r . Покажем, что при повышении давления в газовом коллекторе разность давлений в баках будет повышаться и, таким образом, условия для перетекания жидкости в нужном направлении будут улучшаться.

С этой целью рассмотрим случай: пусть давление в баке 1 равно p_1 , а в баке 2 — p_2 , причем $p_1 > p_2$. Как следствие последнего неравенства имеем $V_1 < V_2$. Пусть $p_r^* > p_r$. Запишем уравнение (9.37) применительно к бакам 1 и 2 для давлений в коллекторе p_r и p_r^* .

Для давления в коллекторе p_r :

$$\frac{dp_1}{d\tau} = \frac{k}{V_1} (A^* \sqrt{p_r - p_1} - p_1 \dot{V}_1); \quad (9.46)$$

$$\frac{dp_2}{d\tau} = \frac{k}{V_2} (A^* \sqrt{p_r} \sqrt{p_r - p_2} - p_2 \dot{V}_2).$$

Для давления в коллекторе p_r^* :

$$\frac{dp_1'}{d\tau} = \frac{k}{V_1} (A^* \sqrt{p_r^*} \sqrt{p_r^* - p_1} - p_1 \dot{V}_1); \quad (9.47)$$

$$\frac{dp_2'}{d\tau} = \frac{k}{V_2} (A^* \sqrt{p_r^*} \sqrt{p_r^* - p_2} - p_2 \dot{V}_2).$$

Здесь $A^* = \frac{A}{\sqrt{p_r}}$.

Составим разность

$$\frac{d(p'_1 - p'_2)}{d\tau} - \frac{d(p_1 - p_2)}{d\tau} . \quad (9.48)$$

Тогда

$$\begin{aligned} \frac{d(p'_1 - p'_2)}{d\tau} - \frac{d(p_1 - p_2)}{d\tau} &= \frac{A^*k}{V_1} (\sqrt{p_r^*} \sqrt{p_r^* - p_1} - \sqrt{p_r} \sqrt{p_r - p_1}) - \\ &- \frac{A^*k}{V_2} (\sqrt{p_r^*} \sqrt{p_r^* - p_2} - \sqrt{p_r} \sqrt{p_r - p_2}) . \end{aligned}$$

Учитывая, что $p_1 > p_2$, $V_1 < V_2$ и $p_r^* > p_r$, получим

$$\frac{d(p'_1 - p'_2)}{d\tau} - \frac{d(p_1 - p_2)}{d\tau} > 0. \quad (9.49)$$

т. е. разность давлений больше при большом давлении газа в коллаторе.

Для сверхкритического истечения, проделав аналогичные преобразования с уравнением (9.39), получим

$$\frac{d(p'_1 - p'_2)}{d\tau} = \frac{d(p_1 - p_2)}{d\tau} = \frac{k}{V_1} B^* (p'_r - p_r) - \frac{k}{V_2} B^* (p'_r - p_r), \quad (9.50)$$

где $B^* = \frac{B}{p_r}$.

Эта разность положительна, так как $V_1 < V_2$.

Следовательно, рассчитывая рассогласование уровней компонентов топлива в баках при $p_r = \text{const}$, получим максимально возможное рассогласование уровней компонентов топлива для схемы Б связи по газу.

ГИДРАВЛИЧЕСКИЙ УДАР В СИСТЕМАХ ПИТАНИЯ ЖРД

Явление гидравлического удара, возникающее в системах питания ЖРД, исследуется с целью определения геометрических и упругих характеристик компенсаторов удара, а также выяснения влияния волновых процессов в трубопроводах системы на динамические характеристики двигателя.

Процессы, происходящие в трубопроводе при ударе, довольно сложны, а поэтому для инженерной оценки используют обычно упрощенную модель, справедливую для простейших трубопроводных систем. В случае сложных систем, а такими являются системы питания ЖРД, инженерные методики расчета гидравлического удара оказываются грубыми и приходится пользоваться более точной математической моделью, что сопряжено с рядом трудоемких работ вычислительного и постановочного плана.

Обычно при расчете гидравлического удара используются уравнения неустановившегося движения жидкости в трубах, линеаризованные по методу И. А. Чарного [70].

В этом случае уравнения количества движения и неразрывности записываются в виде [52]:

$$\begin{aligned} -F \frac{\partial p}{\partial x} &= \frac{\partial G}{\partial t} + 2bG; \\ -F \frac{\partial p}{\partial t} &= a^2 \frac{\partial G}{\partial x}, \end{aligned} \quad (10.1)$$

где p , G — давление и расход жидкости; F — площадь проходного сечения трубопровода; a — скорость звука, определяемая по известной формуле Жуковского

$$a = \frac{a_0}{\sqrt{1 + \frac{d_T K}{\delta E}}}. \quad (10.2)$$

Здесь a_0 — скорость распространения звука в жидкости; d_T — диаметр трубопровода; δ — толщина стенки трубопровода; K , E — соответственно модуль объемного сжатия жидкости и модуль упругости первого рода материала трубопровода.

Коэффициент b , определяющий потери энергии на вязкое трение, определяется соотношением

$$b = \frac{2\lambda}{3d_r} \frac{(\omega_k^2 + \omega_k \omega_0 - 2\omega_0^2)}{(\omega_k - \omega_0)}. \quad (10.3)$$

где λ — коэффициент трения; ω_k , ω_0 — соответственно максимальное и минимальное значения скоростей жидкости.

Как указывалось ранее, системы питания ЖРД представляют сложные трубопроводы, включающие участки трубопроводов различного проходного сечения, с различными упругими характеристиками, ответвлениями трубопроводов и т. п.

Поэтому при построении расчетной схемы имеет смысл сложную систему разбить на участки простых трубопроводов, т. е. трубопроводов, имеющих постоянные по длине площади проходного сечения и скорость звука. Сосредоточенные неоднородности (емкости, дроссельные шайбы и т. п.) представляем в виде простых распределенных трубопроводов.

Для каждого простого трубопровода выбираем свою автономную координатную систему.

Тогда решение задачи о гидравлическом ударе сводится к решению системы уравнений:

$$\begin{aligned} -F_{ji} \frac{\partial p_{ji}}{\partial x_{ji}} &= \frac{\partial G_{ji}}{\partial t} + 2b_{ji} G_{ji}; \\ -F_{ji} \frac{\partial p_{ji}}{\partial t} &= a_{ji}^2 \frac{\partial G_{ji}}{\partial x_{ji}}, \end{aligned} \quad (10.4)$$

$$j = 1, 2, \dots, N; \quad i = 1, 2, \dots, n_j,$$

где j — номер ответвления; i — номер простого трубопровода; n_j — количество простых трубопроводов, входящих в j -е ответвление; N — количество ответвлений.

Исключив в системе уравнений (10.4) одну из переменных, например p_{ji} , находим:

$$\frac{\partial^2 G_{ji}}{\partial t^2} + 2b_{ji} \frac{\partial G_{ji}}{\partial t} = a_{ji}^2 \frac{\partial^2 G_{ji}}{\partial x_{ji}^2}. \quad (10.5)$$

К системе уравнений (10.5) необходимо добавить начальные и граничные условия, а также условия сопряжения в сечениях стыка и узлах разветвления трубопроводов.

Начальные условия определяют распределение расхода жидкости в начальный момент времени в каждом простом трубопроводе, т. е.

$$G_{ji}(0, x_{ji}) = \Phi_{ji}(x_{ji}); \quad \frac{\partial G_{ji}(0, x_{ji})}{\partial t} = \Phi'(x_{ji}). \quad (10.6)$$

Условия непрерывности давления и расхода в сечениях стыка простых трубопроводов имеют вид:

$$p_{ji}(l_{ji}, t) = p_{j(i+1)}(0, t); \quad (10.7)$$

$$G_{ji}(l_{ji}, t) = G_{j(i+1)}(0, t). \quad (10.8)$$

С помощью уравнения неразрывности соотношение (10.7) можно представить в виде:

$$\frac{a_{ji}^2}{F_{ji}} \frac{\partial G_{ji}(l_{ji}, t)}{\partial x_{ji}} = \frac{a_{j(i+1)}^2}{F_{j(i+1)}} \frac{\partial G_{j(i+1)}(0, t)}{\partial x_{j(i+1)}}. \quad (10.9)$$

Рассмотрим теперь условия сопряжения в узлах разветвления. Пренебрегая объемом, имеющимся в узле разветвления, условия неразрывности давления и расхода запишутся в виде

$$\sum_{j=\varepsilon}^{j=\zeta} G_{jn}(l_{jn}, t) = \sum_{j=\vartheta}^{j=\eta} G_{j1}(0, t);$$

$$p_{jn}(l_{jn}, t) = p_{j1}(0, t), \quad (10.9')$$

или

$$\frac{a_{jn}^2}{F_{jn}} \frac{\partial G_{jn}(l_{jn}, t)}{\partial x_{jn}} = a_{j1}^2 \frac{\partial G_{j1}(0, t)}{\partial x_{j1}}. \quad (10.10)$$

Для решения системы уравнений (10.5) кроме начальных условий и условий сопряжения необходимо знать закон изменения расхода или давления в концевых сечениях трубопроводной системы.

Например, если к концевому трубопроводу подсоединен газовый компенсатор, то граничное условие имеет вид [48]

$$\beta_{jn_j} \frac{\partial G_{jn_j}(l_{jn_j}, t)}{\partial x_{jn_j}} + G_{jn_j}(l_{jn_j}, t) = 0,$$

где $\beta_{jn_j} = \frac{V_0 \rho_{jn_j} a_{jn_j}^2}{\rho_0 F_{jn_j}}$;

V_0, p_0 — объем и давление газа в компенсаторе; ρ_{jn_j}, a_{jn_j} — плотность жидкости и скорость звука в трубопроводе, подсоединенном к компенсатору; F_{jn_j} — площадь проходного сечения трубопровода. Если в концевом сечении трубопровода установлен компенсатор с упругими стенками или упругой мембраной (подпружиненным поршнем), то коэффициент β_{jn_j} определяется по формуле [48]

$$\beta_{jn_j} = \frac{\rho_{jn_j} a_{jn_j}^2 V_0}{F_{jn_j} E_{np}},$$

где E_{np} — приведенный модуль объемного сжатия жидкости.

В более общей постановке граничное условие в концевом сечении может быть представлено в виде:

$$\beta_{jn_j} \frac{\partial G_{jn_j}(l_{jn_j}, t)}{\partial x_{jn_j}} + G_{jn_j}(l_{jn_j}, t) = f_{jn_j}(t),$$

где $f_{jn_j}(t)$ — функция, определяющая временной закон закрытия клапана.

10.1. ГИДРАВЛИЧЕСКИЙ УДАР В СИСТЕМЕ ПИТАНИЯ ОДНОКАМЕРНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Если двигатель однокамерный, то питающие трубопроводы окислителя и горючего можно рассматривать как однониточный сложный трубопровод, который в сечении $x_1=0$ подсоединен к емкости большого объема (баку), а в сечении $x_n=l_n$ установлен быстродействующий клапан, т. е. в момент времени $t=0$ клапан мгновенно закрывается.

Найдем закон изменения давления $p_i(x_i, t)$ и расхода в i -ом простом трубопроводе в момент времени $t>0$.

Будем считать, что в начальный момент времени течение в магистрали установившееся с расходом компонента $G_i(x_i, 0) = g$.

Тогда для решения поставленной задачи необходимо найти решение системы уравнений:

$$\frac{\partial^2 G_i}{\partial t^2} - 2b_i \frac{\partial G_i}{\partial t} = a_i^2 \frac{\partial^2 G_i}{\partial x_i^2}, \quad (10.11)$$

при следующих начальных условиях

$$G_i(x_i, 0) = g; \quad (10.12)$$

$$\frac{\partial G_i(x_i, 0)}{\partial t} = 0; \quad (10.13)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n,$$

и граничных условиях (см. разд. 10.1)

$$\frac{\partial G_1(0, t)}{\partial x_1} = 0 \quad (\text{условие постоянства давления в сечении } x_1=0); \quad (10.14)$$

$$G_i(l_i t) = G_{i+1}(0, t) \quad (\text{условия сопряжения}). \quad (10.15)$$

$$\frac{a_i^2}{F_i} \frac{\partial G_i(l_i, t)}{\partial x_i} = \frac{a_{i+1}^2}{F_{i+1}} \frac{\partial G_{i+1}(0, t)}{\partial x_{i+1}}; \quad (10.16)$$

$$G_n(l_n, t) = 0 \quad (\text{клапан закрыт при } t=0). \quad (10.17)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n - 1.$$

Частные решения системы уравнений (10.11) при граничных и начальных условиях (10.12)...(10.17) будем искать в виде

$$G_i(x_i, t) = X(x_i)T(t). \quad (10.18)$$

Подставляя (10.18) в (10.11), получим

$$\frac{d^2 X_i(x_i)}{dx_i^2} + \frac{\omega^2}{a_i^2} X_i(x_i) = 0; \quad (10.19)$$

$$\frac{d^2 T(t)}{dt^2} + 2b \frac{dT(t)}{dt} + \omega^2 T(t) = 0, \quad (10.20)$$

где ω — собственные числа задачи.

Уравнения (10.19) и (10.20) имеют решения следующего вида:

$$X_i(x_i) = A_i' \sin(\omega x_i/a_i + \varphi_i);$$

$$T(t) = C \exp(-bt) \sin(\xi t + \Psi),$$

где $\xi = \sqrt{\omega^2 - b^2}$,

A_i', φ_i, C, Ψ — произвольные постоянные.

Таким образом, система уравнений (10.11) имеет частное решение вида:

$$G_i(x_i, t) = A_i \exp(-bt) \sin\left(\frac{\omega x_i}{a_i} + \varphi_i\right) \sin(\xi t + \Psi), \quad (10.21)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n.$$

Подставим (10.21) в уравнения условий сопряжения (10.15)... (10.16). Получим уравнения, определяющие собственные числа [48]:

$$\frac{F_i}{a_i} \operatorname{tg}\left(\frac{\omega l_i}{a_i} + \varphi_i\right) = \frac{F_{i+1}}{a_{i+1}} \operatorname{tg} \varphi_{i+1}, \quad (10.22)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n-1.$$

Так как уравнению (10.22) удовлетворяет бесчисленное множество значений ω , то общее решение системы (10.11) запишется в виде

$$G_i(x_i, t) = \sum_{k=1}^{\infty} A_{ik} \exp(-bt) \sin\left(\frac{\omega_k l_i}{a_i} + \varphi_{ik}\right) \sin(\xi_k t + \Psi_k), \quad (10.23)$$

где $\xi_k = \sqrt{\omega_k^2 - b^2}$.

Из граничных условий (10.14), (10.17) следует:

$$\varphi_1 = \frac{2k-1}{2} \pi; \quad \varphi_n = (k-1) \pi - \frac{\omega}{a_n} l_n, \quad (10.24)$$

$$k = 1, 2, 3, \dots$$

Тогда из (10.22) следует, что спектр собственных чисел определяется следующей системой уравнений:

$$-\frac{F_1}{a_1} \operatorname{ctg}\left(\frac{\omega l_1}{a_1}\right) = \frac{F_2}{a_2} \operatorname{tg} \varphi_2;$$

.....

$$\frac{F_i}{a_i} \operatorname{tg}\left(\frac{\omega}{a_i} l_i + \varphi_i\right) = \frac{F_{i+1}}{a_{i+1}} \operatorname{tg} \varphi_{i+1}; \quad (10.25)$$

.....

$$\frac{F_{n-1}}{a_{n-1}} \operatorname{tg}\left[\frac{\omega}{a_{n-1}} l_{n-1} + \varphi_{n-1}\right] = -\frac{F_n}{a_n} \operatorname{tg}\left(\frac{\omega l_n}{a_n}\right).$$

Для окончательного решения задачи необходимо определить коэффициенты A_k и Ψ_k , входящие в ряд (10.23). С этой целью ис-

пользуем условие ортогональности собственных функций. Как показано в [15], это условие имеет вид:

$$\sum_{i=1}^n \frac{1}{F_i} \int_0^{l_i} X_{ip}(x_i) X_{ik}(x_i) dx_i = \begin{cases} 0 & \text{при } k \neq p; \\ \text{const} & \text{при } k = p. \end{cases} \quad (10.26)$$

Подставим вместо $X_{ip}(x_i)$ и $X_{ik}(x_i)$ их значения. Будем иметь:

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^n \frac{1}{F_i} \int_0^{l_i} A_{ip} \sin\left(\frac{\omega_p x_i}{a_i} + \varphi_{ip}\right) A_{ik} \sin\left(\frac{\omega_k x_i}{a_i} + \varphi_{ik}\right) dx_i = \\ = \begin{cases} 0, & \text{при } k \neq p; \\ \text{const} & \text{при } k = p. \end{cases} \end{aligned} \quad (10.27)$$

Из начальных условий (10.12)...(10.13) следует

$$g = \sum_{k=1}^{\infty} A_{ik} \sin\left(\frac{\omega_k x_i}{a_i} + \varphi_{ik}\right) \sin \Psi_k; \quad (10.27')$$

$$\sum_{k=1}^{\infty} A_{ik} (\xi_k \cos \Psi_k - b_k \sin \Psi_k) \sin\left(\frac{\omega_k}{a_i} x_i + \varphi_{ik}\right) = 0, \quad (10.28)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n.$$

Из последнего равенства имеем:

$$\xi_k \cos \Psi_k - b_k \sin \Psi_k = 0 \quad (10.29)$$

$$\text{или } \text{ctg} \Psi_k = \frac{b_k}{\xi_k}.$$

Умножим равенство (10.27') на $(A_{ip}/F_i) \sin(\omega_p x_i/a_i + \varphi_{ip}) dx_i$ и проинтегрируем левую и правую части от 0 до l_i . Получим

$$\begin{aligned} \frac{g}{F_i} A_{ip} \int_0^{l_i} \sin\left(\frac{\omega_p}{a_i} x_i + \varphi_{ip}\right) dx_i = \frac{1}{F_i} \sum_{k=1}^{\infty} \int_0^{l_i} A_{ip} \sin\left(\frac{\omega_p}{a_i} x_i + \varphi_{ip}\right) \times \\ \times A_{ik} \sin\left(\frac{\omega_k}{a_i} x_i + \varphi_{ik}\right) \sin \Psi_k dx_i, \end{aligned} \quad (10.30)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n.$$

Складывая левые и правые части полученной системы уравнений, а также учитывая, что соотношение (10.27) не изменится при умножении его на $\sin \Psi_k$, получим:

$$\begin{aligned} g \sum_{i=1}^n \frac{1}{F_i} \int_0^{l_i} A_{ik} \sin\left(\frac{\omega_k}{a_i} x_i + \varphi_{ik}\right) dx_i = \\ = \sum_{i=1}^n \frac{\cos \Psi_k}{F_i} \int_0^{l_i} A_{ik}^2 \sin\left(\frac{\omega_k}{a_i} x_i + \varphi_{ik}\right) dx_i. \end{aligned} \quad (10.31)$$

Найдем соотношение между A_{ik} и A_{1k} . С этой целью используем условие непрерывности давления в местах стыка простых трубопроводов. Это условие выполняется не только на стыках простых трубопроводов, но и в узлах разветвления. Поэтому соотношения, устанавливающие связь между коэффициентами A_{ik} и A_{1k} , будут иметь одинаковый вид как для однниточных, так и для разветвленных трубопроводов. Из (10.23) имеем:

$$\frac{\partial G_i(x_i, t)}{\partial x_i} = \sum_{k=1}^{\infty} A_{ik} \frac{\omega_k}{a_i} \exp(-bt) \cos\left(\frac{\omega_k}{a_i} x_i + \varphi_{ik}\right) \sin(\xi_k t + \Psi_k). \quad (10.32)$$

Подставляя (10.32) в (10.16), получим

$$\frac{a_i}{F_i} A_{ik} \cos\left(\frac{\omega_k}{a_i} l_i + \varphi_{ik}\right) = \frac{a_{i+1}}{F_{i+1}} A_{(i+1)k} \cos \varphi_{(i+1)k}, \quad (10.33)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n-1.$$

Из системы уравнений (10.32) нетрудно получить

$$A_{ik} = R_{ik} A_{1k}, \quad (10.34)$$

$$R_{ik} = \frac{\prod_{j=i-1}^{j=1} \cos(\omega_k l_j / a_j + \varphi_{jk})}{\prod_{j=2}^{j=i} \cos \varphi_{jk}} \frac{a_1 F_i}{a_i F_1}, \quad (10.35)$$

$$i = 2, 3, \dots, n.$$

Подставляя (10.34) в (10.31), получим:

$$A_{ik} = \frac{g \sum_{i=1}^n (R_{ik} / F_i) \int_0^{l_i} \sin(\omega_k x_i / a_i + \varphi_{ik}) dx_i}{\sum_{i=1}^n (R_{ik}^2 / F_i) \sin \Psi_k \int_0^{l_i} \sin^2(\omega_k x_i / a_i + \varphi_{ik}) dx_i}. \quad (10.36)$$

Раскрывая интегралы, входящие в (10.36), находим:

$$A_{ik} = \frac{4g \sum_{i=1}^n a_i R_{ik} [\sin(\omega_k l_i / 2a_i + \varphi_{ik}) \sin(\omega_k l_i / 2a_i)] / F_i}{\sum_{i=1}^n a_i R_{ik}^2 \sin \Psi_k [\omega_k l_i / a_i - \cos(\omega_k / a_i + 2\varphi_{ik}) \sin(\omega_k l_i / a_i)] / F_i}. \quad (10.37)$$

Таким образом, расход жидкости в i -м простом трубопроводе определяется рядом (10.23), в котором коэффициенты разложения A_{ik} и Ψ_k определяются по формулам (10.37) и (10.29).

Для получения закона изменения давления воспользуемся уравнением движения (10.1)

$$p_i(x_i, t) = -\frac{1}{F_i} \int \left[\frac{\partial G_i(x_i, t)}{\partial t} + 2b_i G_i(x_i, t) \right] dx_i + C(t), \quad (10.38)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n.$$

Подставляя в (10.38) значения $G_i(x_i, t)$, определяемые формулой (10.23), получим:

$$p_i(x_i, t) = \frac{a_i}{F_i} \sum_{k=1}^{\infty} \exp(-bt) \frac{A_{ik}}{\omega_k} \cos\left(\frac{\omega_k x_i}{a_i} + \varphi_{ik}\right) \times \\ \times [b \sin(\xi_k t + \Psi_k) + \xi_k \cos(\xi_k t + \Psi_k)] + C(t). \quad (10.39)$$

Нетрудно показать, что аналогичную формулу можно получить, используя уравнение (10.1). При этом в правую часть уравнения войдет произвольная функция $C(x)$. Поэтому $C(t) = C(x) = \text{const}$. Эту постоянную нетрудно определить из условия $t \rightarrow \infty$ $p_i(x_i, t) \rightarrow p_0$, где p_0 — давление в сечении $x_i = 0$. Таким образом, окончательно имеем:

$$\Delta p(x_i, t) = p_i(x_i, t) - p_0 = \frac{a_i}{F_i} \sum_{k=1}^{\infty} \exp(-bt) \frac{A_{ik}}{\omega_k} \cos\left(\frac{\omega_k x_i}{a_i} + \varphi_{ik}\right) \times \\ \times [b \sin(\xi_k t + \Psi_k) + \xi_k \cos(\xi_k t + \Psi_k)]. \quad (10.40)$$

10.2. ГИДРАВЛИЧЕСКИЙ УДАР В СИСТЕМАХ ПИТАНИЯ МНОГОКАМЕРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Рассмотрим сложную разветвленную трубопроводную систему, состоящую, в общем случае, из N однниточных сложных трубопроводов. Каждый однниточный трубопровод состоит из n простых трубопроводов. Обозначим простой трубопровод индексами j, i , где $j = 1, 2, \dots, N$ — номер ответвления, $i = 1, 2, 3, \dots, n_j$ номер простого трубопровода, входящего в ответвление.

Пусть в момент времени $t < 0$ движение жидкого компонента в каждом трубопроводе — установившееся. В общем случае будем считать, что начальные расходы жидкости в каждом трубопроводе различные и равные g_{ji} . В одном или нескольких концевых трубопроводах установлены клапаны, которые в момент времени $t = 0$ мгновенно закрываются, а поэтому при $t > 0$ расход в концевых сечениях этих трубопроводов равен нулю. Остальные концевые трубопроводы могут быть открыты, т. е. давление постоянно и равно p_0 , или же в концевых сечениях установлены сосредоточенные упругости (газовые или упругие демпферы).

В такой постановке задача сводится к интегрированию системы уравнений:

$$\frac{\partial^2 G_{ji}}{\partial t^2} + 2b \frac{\partial G_{ji}}{\partial t} = a_{ij}^2 \frac{\partial^2 G_{ji}}{\partial x_{ji}^2}, \quad (10.41)$$

$$j = 1, 2, \dots, N, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n_j,$$

при начальных условиях

$$G_{ji}(x_{ji}, 0) = g_{ji};$$

$$\frac{\partial G_{ji}(x_{ji}, 0)}{\partial t} = 0, \quad (10.42)$$

$$j = 1, 2, \dots, N, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n_j$$

Рассмотрим теперь граничные условия. В сечениях стыка простых трубопроводов будут иметь место условия (10.15), (10.16), которые для рассматриваемого случая запишутся в виде:

$$G_{ji}(l_{ji}, t) = G_{j(i+1)}(0, t);$$

$$\frac{a_{ji}^2}{F_{ji}} \frac{\partial G_{ji}(l_{ji}, t)}{\partial x_{ji}} = \frac{a_{j(i+1)}^2}{F_{j(i+1)}} \frac{\partial G_{j(i+1)}(0, t)}{\partial x_{j(i+1)}}, \quad (10.43)$$

$$j = 1, 2, \dots, N, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n_j - 1.$$

В узле разветвления (см. разд. 10.1) будем иметь

$$\sum_{j=\varepsilon}^{j=\delta} G_{jn}(l_{jn}, t) = \sum_{j=\nu}^{j=\eta} G_{j1}(0, t),$$

$$\frac{a_{\varepsilon n_\varepsilon}^2}{F_{\varepsilon n_\varepsilon}} \frac{\partial G_{\varepsilon n_\varepsilon}(l_{\varepsilon n_\varepsilon}, t)}{\partial x_{\varepsilon n_\varepsilon}} = \dots = \frac{a_{\eta n}^2}{F_{\eta n}} \frac{\partial G_{\eta n}(l_{\eta n}, t)}{\partial x_{\eta n}} =$$

$$= (a_{\nu 1}^2/F_{\nu 1}) \partial G_{\nu 1}(0, t) / \partial x_{\nu 1} = \dots = (a_{\eta 1}^2/F_{\eta 1}) \partial G_{\eta 1}(0, t) / \partial x_{\eta 1}, \quad (10.44)$$

где ε, δ — номера однониточных трубопроводов, входящих в узел разветвления; ν, η — номера однониточных трубопроводов, выходящих из узла разветвления; n — номер конечного простого трубопровода, входящего в узел разветвления.

Как отмечалось выше, в сечениях, в которых установлен клапан, а также в конечных сечениях тупиковых трубопроводов расход жидкости равен нулю, а поэтому граничное условие будет иметь вид:

$$G_{jn}(l_{in}, t) = 0.$$

В общем случае граничное условие в конечных сечениях тупиковых ответвлений можно представить в виде:

$$\beta_{jn_j} \frac{\partial G_{jn_j}(l_{jn_j}, t)}{\partial x_{jn_j}} + G_{jn_j}(l_{jn_j}, t) = 0 \quad (j = \lambda), \quad (10.45)$$

где λ — номера тупиковых ответвлений.

В частности, при $\beta_{jn_j} \rightarrow \infty$ имеем граничное условие для трубопровода, открытого в конечном сечении; при $\beta_{jn_j} = 0$ — закрытого.

В силу однородности граничных условий (10.43)...(10.45) решение системы уравнений (10.41), как и в случае однониточного трубопровода, будем искать в виде:

$$G_{ji}(x_{ji}, t) = X_{ji}(x_{ji})T(t). \quad (10.46)$$

Подставляя выражение (10.46) в исходную систему уравнений, как и в случае однониточного трубопровода, получим:

$$G_{ji}(x_{ji}, t) = A_{ji} \exp(-bt) \sin\left(\frac{\omega}{a_{ji}} x_{ji} + \varphi_{ji}\right) \sin(\xi t + \Psi), \quad (10.47)$$

где $\xi = \sqrt{\omega^2 - b^2}$.

Таким образом, для разветвленных трубопроводов задача сводится к определению собственных чисел ω и произвольных постоянных A_{ji} , φ_{ji} и Ψ . Подставим выражение (10.47) в условие сопряжения на стыке простых трубопроводов (10.43). После несложных преобразований получим:

$$\frac{F_{ji}}{a_{ji}} \operatorname{tg}\left(\frac{\omega}{a_{ji}} l_{ji} + \varphi_{ji}\right) = \frac{F_{j(i+1)}}{a_{j(i+1)}} \operatorname{tg} \varphi_{ji}, \quad (10.48)$$

$$j = 1, 2, \dots, N, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n_j - 1.$$

Если для однониточного трубопровода уравнений (10.48) было достаточно для определения спектра собственных чисел ω и постоянных φ , то в случае разветвленных трубопроводов остаются неизвестными постоянные φ в узлах разветвления. Для того, чтобы замкнуть систему уравнений (10.48), используем условия совместности в узлах разветвления (10.44). Совершая преобразования, аналогичные [48], получим следующие уравнения, замыкающие систему уравнений (10.48):

$$\sum_{j=\epsilon}^{j=\delta} \frac{F_{jn}}{a_{jn}} \operatorname{tg}\left(\frac{\omega}{a_{jn}} l_{jn} - \varphi_{jn}\right) = \sum_{j=\nu}^{j=\eta} \frac{F_{j1}}{a_{j1}} \operatorname{tg} \varphi_{j1}. \quad (10.49)$$

Далее, зная граничные условия в конечных сечениях однониточных трубопроводов [т. е. граничные условия (10.45)], нетрудно определить по формулам разд. 10.1 значения произвольных постоянных φ_{ln} в конечных сечениях.

Так как уравнения (10.48)...(10.49) имеют бесконечный спектр значений ω , то общее решение системы уравнений (10.41) будет иметь следующий вид:

$$G_{ji}(x_{ji}, t) = \sum_{k=1}^{\infty} A_{ijk} \exp(-b_k t) \sin\left(\frac{\omega_k}{a_{ji}} x_{ji} + \varphi_{ji}\right) \sin(\xi_k t + \Psi_k). \quad (10.50)$$

Для определения произвольных постоянных A_{ijk} , Ψ_k используем условие ортогональности собственных функций, которое имеет вид [13]

$$\sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^{n_j} \frac{1}{F_{ji}} \int_0^{l_i} X_{jip}(x_{ji}) X_{jik}(x_{ji}) dx_{ji} = \begin{cases} 0 & \text{при } k \neq p; \\ \text{const} & \text{при } k = p. \end{cases} \quad (10.50'')$$

Или, подставляя вместо X_{jip} и X_{jik} их значения, получим:

$$\sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^{n_j} \frac{1}{F_{ji}} \int_0^{l_i} A_{ijp} \sin(\omega_p x_{ji}/a_{ji} + \varphi_{jip}) A_{jik} \sin(\omega_k x_{ji}/a_{ji} + \varphi_{jik}) dx_{ji} = \begin{cases} 0 & \text{при } k \neq p, \\ \text{const} & \text{при } k = p. \end{cases} \quad (10.51)$$

Используя начальные условия (10.42) из выражения (10.50), получим равенства:

$$g_{ji} = \sum_{k=1}^{\infty} A_{jik} \sin(\omega_k x_{ji}/a_{ji} + \varphi_{jik}) \sin \Psi_k, \quad (10.52)$$

$$j = 1, 2, \dots, N, \quad i = 1, 2, \dots, n_j,$$

$$\sum_{k=1}^{\infty} A_{jik} (\xi_k \cos \Psi_k - b_k \sin \Psi_k) \sin(\omega_k x_{ji}/a_{ji} + \varphi_{jik}) = 0. \quad (10.53)$$

$$j = 1, 2, \dots, N, \quad i = 1, 2, \dots, n_j.$$

Как и в случае однониточного трубопровода, из выражения (10.53) имеем:

$$\text{ctg} \Psi_k = b_k / \xi_k. \quad (10.54)$$

Умножим (10.52) на $F_{ji}^{-1} A_{jip} \sin(\omega_p x_{ji}/a_{ji} + \varphi_{jip}) dx_{ji}$ и проинтегрируем левую и правую части полученного равенства от 0 до l_i . Получим:

$$\frac{A_{jip}}{F_{ji}} \int_0^{l_i} g_{ji} \sin\left(\frac{\omega_p}{a_{ji}} x_{ji} + \varphi_{jip}\right) dx_{ji} =$$

$$= \frac{1}{F_{ji}} \sum_{k=1}^{\infty} \int_0^{l_i} A_{ijp} \sin(\omega_p x_{ji}/a_{ji} + \varphi_{jip}) \times$$

$$\times A_{jik} \sin\left(\frac{\omega_k}{a_{ji}} x_{ji} + \varphi_{jik}\right) \sin \phi_k dx_{ji},$$

$$j = 1, 2, \dots, N, \quad i = 1, 2, \dots, n_j.$$

Суммируя левые и правые части приведенной системы уравнений и учитывая соотношение (10.51), получим:

$$\begin{aligned} & \sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^{n_j} \frac{1}{F_{ji}} \int_0^{l_i} g_{ji} A_{jik} \sin \left(\frac{\omega_k}{a_{ji}} x_{ji} + \varphi_{jik} \right) dx_{ji} = \\ & = \sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^{n_j} \frac{\sin \Psi_k}{F_{ji}} \int_0^{l_i} A_{jik}^2 \sin^2 \left(\frac{\omega_k}{a_{ji}} x_{ji} + \varphi_{jik} \right) dx_{ji}. \end{aligned} \quad (10.55)$$

Как и в случае однопроводного трубопровода, найдем связь между коэффициентами A_{jik} и A_{11k} . Для этой цели, как указывалось ранее, целесообразно использовать условие непрерывности давления. Так как эти условия сохраняются как для однопроводного, так и для разветвленного трубопроводов, то ясно, что связь между коэффициентами A_{jik} и A_{11k} будет иметь вид (10.34), т. е.

$$A_{jik} = A_{11k} R_{jik}. \quad (10.56)$$

Коэффициент R_{jik} определяется формулой вида (10.35), получаемой в результате «сквозного» прохода сложной системы от сечения $x_{11} = 0$ до требуемого сечения рассматриваемой системы, т. е.

$$R_{jik} = \frac{\prod_{\gamma=1}^{\gamma=j} \prod_{\alpha=1}^{\alpha=i-1} \cos \left(\frac{\omega_k}{a_{\gamma\alpha}} l_{\gamma\alpha} + \varphi_{\gamma\alpha k} \right) a_{11} F_{ji}}{\prod_{\gamma=1}^{\gamma=j} \prod_{\alpha=2}^{\alpha=i} \cos \varphi_{\gamma\alpha k}}, \quad (10.57)$$

$$R_{11k} = 1.$$

Используя соотношение (10.46), из (10.45) нетрудно получить выражения, определяющие величину коэффициента A_{11k} :

$$A_{11k} = \frac{\sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^{n_j} R_{jik} F_{ji}^{-1} \int_0^{l_i} g_{ji} \sin(\omega_k x_{ji}/a_{ji} + \varphi_{jik}) dx_{ji}}{\sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^{n_j} R_{jik}^2 F_{ji}^{-1} \int_0^{l_i} \sin^2(\omega_k x_{ji}/a_{ji} + \varphi_{jik}) dx_{ji}}. \quad (10.57')$$

Раскрывая интегралы и учитывая, что в рассматриваемом случае $g_{ij} = \text{const}$, имеем:

$$\begin{aligned} & A_{11k} = \\ & = \frac{\sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^{n_j} g_{ji} a_{ji} R_{jik} F_{ji}^{-1} \left[\frac{\omega_k}{2a_{ji}} l_{ji} - \varphi_{jik} \right] \sin \left(\frac{\omega_k}{2a_{ji}} l_{ji} \right)}{\sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^{n_j} a_{ji} R_{jik}^2 F_{ji}^{-1} \sin \psi_k \left[\frac{\omega_k}{a_{ji}} l_{ji} - \cos \left(\frac{\omega_k}{a_{ji}} l_{ji} + 2\varphi_{jik} \right) \sin \left(\frac{\omega_k}{a_{ji}} l_{ji} \right) \right]}. \end{aligned} \quad (10.58)$$

Таким образом, расход жидкости в j i -м простом трубопроводе сложной разветвленной гидравлической системы определяется рядом (10.50), в котором коэффициенты разложения A_{jik} и Ψ_k определяются по формулам (10.54), (10.58).

Для получения закона изменения давления в любом сечении простого трубопровода воспользуемся уравнением движения (10.1). После проведения преобразований аналогичных преобразованиям, проделанным при рассмотрении задачи о гидравлическом ударе в однниточном сложном трубопроводе, получим:

$$\Delta p(x_{ji}, t) = \frac{a_{ji}}{F_{ji}} \sum_{k=1}^{\infty} \exp(-bt) \frac{A_{jik}}{\omega_k} [b \sin(\xi_k t + \Psi_k) + \xi_k \cos(\xi_k t + \Psi_k)] \cos\left(\frac{\omega_k}{a_{ji}} x_{ji} + \varphi_{jik}\right). \quad (10.59)$$

10.3. ГИДРАВЛИЧЕСКИЙ УДАР В СИСТЕМАХ ПИТАНИЯ ПРИ КОНЕЧНОМ ВРЕМЕНИ ЗАКРЫТИЯ КЛАПАНА

Рассмотрим задачу о гидравлическом ударе в сложных трубопроводных системах в более общей постановке, когда закрытие клапана происходит не мгновенно, а за какой-то промежуток времени. Для точного решения такой задачи необходимо совместно решать уравнения неустановившегося движения жидкости с уравнениями, описывающими процесс закрытия клапана. Ясно, что в общем случае аналитическое решение такой задачи практически невозможно, так как граничные условия могут иметь сложный вид. Поэтому рассмотрим случай, при котором в конечном сечении расход или давление изменяются по закону, заданному в виде какой-то функции, зависящей от времени. Решение такой задачи представляет определенный теоретический интерес, а в некоторых случаях может быть получена полезная информация, необходимая при практических расчетах гидравлических систем.

а) Однниточный трубопровод

Рассмотрим однниточный трубопровод, в концевых сечениях которого установлены агрегаты, изменяющие расход и давление таким образом, что имеют место граничные условия вида:

$$\beta_1 \frac{\partial G_1(0, t)}{\partial x_1} + G_1(0, t) = f_1(t); \quad (10.60)$$

$$\beta_n \frac{\partial G_n(l_n, t)}{\partial x_n} + G_n(l_n, t) = f_n(t). \quad (10.61)$$

Ясно, что при $\beta_1 = \beta_n \rightarrow \infty$ в концевых сечениях однниточного трубопровода давление задано в виде известных функций времени; при $\beta_1 = \beta_n \rightarrow 0$ — задано изменение расхода.

Пусть начальные условия заданы в виде:

$$G_i(x_i, 0) = \Phi_i(x_i); \quad (10.62)$$

$$\frac{\partial G_i(x_i, 0)}{\partial t} = \Omega_i(x_i), \quad (10.63)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, N, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n_j.$$

Тогда для определения вида функции $G_i(x_i, t)$ необходимо проинтегрировать систему уравнений (10.5) при граничных условиях (10.60)...(10.61), условия совместности (10.15)...(10.16) и начальных условиях (10.62)...(10.63).

Так как граничные условия (10.60)...(10.61) — неоднородные, то рассматриваемую задачу нельзя решить методом разделения переменных. Согласно этому методу граничные условия (10.60)...(10.61) необходимо привести к однородному виду таким образом, чтобы условия совместности (10.15)...(10.16) остались однородными. С этой целью введем новую функцию $u_i(x_i, t)$, которая удовлетворяет следующим условиям:

$$u_i(x_i, t) = \begin{cases} G_1(x_1, t) - F_1(x_1) E_1(t); \\ G_i(x_i, t), \quad i = 2, 3, \dots, n-1; \\ G_n(x_n, t) - F_n(x_n) E_n(t). \end{cases} \quad (10.64)$$

Функции $F_1(x_1)$, $E_1(t)$, $F_n(x_n)$, $E_n(t)$ должны быть выбраны таким образом, чтобы граничные условия и условия совместности относительно функции $u_i(x_i, t)$ имели вид:

$$\beta_1 \frac{\partial u_1(0, t)}{\partial x_1} + u_1(0, t) = 0; \quad (10.65)$$

$$\beta_n \frac{\partial u_n(l_n, t)}{\partial x_n} + u_n(l_n, t) = 0; \quad (10.66)$$

$$u_i(l_i, t) = u_{i+1}(0, t); \quad (10.67)$$

$$\frac{a_i^2}{F_i} \frac{\partial u_i(l_i, t)}{\partial x_i} = \frac{a_{i+1}}{F_{i+1}} \frac{\partial u_{i+1}(0, t)}{\partial x_{i+1}}, \quad (10.68)$$

$$i = 1, 2, \dots, n-1.$$

Нетрудно убедиться, что такими функциями являются

$$F_1(x_1) = (x_1 - l_1)^2; \quad (10.69)$$

$$F_n(x_n) = x_n^2; \quad (10.70)$$

$$E_1(t) = f_1(t); \quad (10.71)$$

$$E_n(t) = -f_n(t) \frac{l_n}{\beta_n}. \quad (10.72)$$

Тогда система уравнений (10.11) относительно функций $u_i(x_i, t)$ примет вид:

$$\frac{\partial^2 u_i(x_i, t)}{\partial t^2} + 2b \frac{\partial u_i(x_i, t)}{\partial t} = a_i^2 \frac{\partial^2 u_i(x_i, t)}{\partial x_i^2} + \Psi_i(x_i, t), \quad (10.73)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n,$$

где

$$\Psi_i(x_i, t) = \begin{cases} a_1^2 F_1(x_1) E_1(t) - F_1(x_1) \ddot{E}_1(t) - 2b F_1(x_1) \dot{E}_1(t), & i = 1; \\ 0, & i = 2, 3, \dots, n-1; \\ a_n^2 F_n(x_n) E_n(t) - F_n(x_n) \ddot{E}(t) - 2b F_n(x_n) \dot{E}_n(t), & i = n. \end{cases} \quad (10.74)$$

Из выражений (10.62), (10.63) и (10.64) следует, что начальные условия для функций $u_i(x_i, t)$ имеют вид:

$$u_i(x_i, 0) = \begin{cases} \Phi_1(x_1) - F_1(x_1) E_1(0), & i = 1; \\ \Phi_i(x_i), & i = 2, 3, \dots, n-1; \\ \Phi_n(x_n) - F_n(x_n) E_n(0), & i = n; \end{cases} \quad (10.75)$$

$$\frac{\partial u_i(x_i, 0)}{\partial t} = \begin{cases} \Omega_1(x_1) - F_1(x_1) \dot{E}_1(0), & i = 1; \\ \Omega_i(x_i), & i = 2, 3, \dots, n-1; \\ \Omega_n(x_n) - F_n(x_n) \dot{E}_n(0), & i = n. \end{cases} \quad (10.76)$$

Таким образом, для отыскания вида функции $u_i(x_i, t)$ необходимо проинтегрировать систему неоднородных уравнений (10.73) при однородных граничных условиях (10.65)...(10.68) и начальных условиях (10.75)...(10.76).

Представим искомую функцию $u_i(x_i, t)$ в виде суммы двух новых функций $V_i(x_i, t)$ и $W_i(x_i, t)$, т. е.

$$u_i(x_i, t) = V_i(x_i, t) + W_i(x_i, t). \quad (10.77)$$

Тогда для отыскания функций $V_i(x_i, t)$ и $W_i(x_i, t)$ необходимо решить следующие две задачи.

Задача I

Найти решение системы уравнений:

$$\frac{\partial^2 V_i(x_i, t)}{\partial t^2} + 2b \frac{\partial V_i(x_i, t)}{\partial t} = a_i^2 \frac{\partial^2 V_i(x_i, t)}{\partial x_i^2}, \quad (10.78)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n,$$

при граничных условиях

$$\beta_1 \frac{\partial V_1(0, t)}{\partial x_1} + V_1(0, t) = 0, \quad (10.79)$$

$$\beta_n \frac{\partial V_n(l_n, t)}{\partial x_n} + V_n(l_n, t) = 0, \quad (10.80)$$

условиях совместности

$$V_i(l_i, t) = V_{i+1}(0, t), \quad (10.81)$$

$$\frac{a_i^2}{F_i} \frac{\partial V_i(l_i, t)}{\partial x_i} = \frac{a_{i+1}^2}{F_{i+1}} \frac{\partial V_{i+1}(0, t)}{\partial x_{i+1}}, \quad (10.82)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n-1$$

и начальных условиях

$$V_i(x_i, 0) = \Phi_i(x_i) - J_i(x_i), \quad (10.83)$$

$$\frac{\partial V_i(x_i, 0)}{\partial t} = 0, \quad (10.84)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n,$$

где

$$J_i(x_i) = \begin{cases} F_1(x_1) E_1(0) & \text{при } i = 1; \\ 0 & \text{при } i = 2, 3, \dots, n-1; \\ F_n(x_n) E_n(0) & \text{при } i = n. \end{cases}$$

Задача II

Найти решение системы уравнений

$$\frac{\partial^2 W_i(x_i, t)}{\partial t^2} + 2b \frac{\partial W_i(x_i, t)}{\partial t} = a_i^2 \frac{\partial^2 W_i(x_i, t)}{\partial x_i^2} + \Psi_i(x_i, t), \quad (10.85)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n.$$

при граничных условиях

$$\beta_i \frac{\partial W_1(0, t)}{\partial x_1} + W_1(0, t) = 0; \quad (10.86)$$

$$\beta_n \frac{\partial W_n(l_n, t)}{\partial x_n} + W_n(l_n, t) = 0; \quad (10.87)$$

условиях сопряжения

$$W_i(l_i, t) = W_{i+1}(0, t); \quad (10.88)$$

$$\frac{a_i^2}{F_i} \frac{\partial W_i(l_i, t)}{\partial x_i} = \frac{a_{i+1}^2}{F_{i+1}} \frac{\partial W_{i+1}(0, t)}{\partial x_{i+1}}, \quad (10.89)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n-1$$

и начальных условиях

$$W_i(x_i, 0) = 0; \quad (10.90)$$

$$\frac{\partial W_i(x_i, 0)}{\partial t} = \Omega_i(x_i) - J_i(x_i), \quad (10.91)$$

где

$$J_i(x_i) = \begin{cases} F_1(x_1) \dot{F}_1(0) & \text{при } i = 1; \\ 0 & \text{при } i = 2, 3, \dots, n-1; \\ F_n(x_n) \dot{E}_n(0) & \text{при } i = n. \end{cases}$$

Решим сначала задачу I. В силу однородности граничных условий и идентичности исходных уравнений порядок решения рассматриваемой задачи не отличается от приведенной в разд. 10.2. Поэтому

$$V_i(x_i, t) = \sum_{k=1}^{\infty} \exp(-bt) A_{ik} \sin\left(\frac{\omega_k}{a_i} x_i + \varphi_{ik}\right) \sin(\xi_k t + \Psi_k), \quad (10.92)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n.$$

Собственные числа ω_k определяются системой уравнений (10.22).

Так как граничные условия (10.79)...(10.80) более общие, чем граничные условия (10.14) и (10.17), то постоянные φ_1 и φ_n , входящие в уравнение (10.22), будут иметь несколько другой вид по сравнению с φ_1 и φ_n , приведенными в разд. 10.2. В результате подстановки (10.92) в (10.79) и (10.80) нетрудно получить:

$$\operatorname{tg} \varphi_1 = \zeta a_1 / \omega_k; \quad (10.93)$$

$$\operatorname{tg} (\omega_k l_n / a_n + \varphi_k) = \zeta_n \omega_k / a_n. \quad (10.94)$$

Далее, так как начальное условие (10.84) совпадает с условием (10.13), то Ψ_k определится уравнением (10.29), т. е. $\operatorname{ctg} \Psi_k = b / \zeta_k$. Процедура определения коэффициента A_{ik} остается такой же. Однако, в рассматриваемой задаче первая часть условия (10.83) не является постоянной величиной, поэтому для определения A_{ik} нельзя воспользоваться формулой (10.36). Правда, нетрудно проследить по (10.27)...(10.31), что для решаемой задачи функции $\Phi_i(x_i) - J_i(x_i)$ войдут под интеграл левой части равенства (10.31). Поэтому для A_{ik} получим выражение

$$A_{ik} = \frac{\sum_{i=1}^n \frac{R_{ik}}{F_i} \int_0^{l_i} H_i(x_i) \sin\left(\frac{\omega_k}{a_i} x_i + \varphi_{ik}\right) dx_i}{\sin \Psi_k \sum_{i=1}^n \frac{R_{ik}^2}{F_i} \int_0^{l_i} \sin^2\left(\frac{\omega_k}{a_i} x_i + \varphi_{ik}\right) dx_i}, \quad (10.95)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n,$$

где $H_i(x_i) = \Phi_i(x_i) - J_i(x_i)$.

Таким образом, функция $V_i(x_i, t)$ определена полностью.

Перейдем теперь к отысканию функции $W_i(x_i, t)$. Представим решение задачи (10.85)...(10.91) в виде ряда:

$$W_i(x_i, t) = \sum_{k=1}^{\infty} T_k(t) X_{ik}(x_i), \quad (10.96)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n.$$

Так как граничные условия задачи I и задачи II одинаковые, то функция $W_i(x_i, t)$ (благодаря функции $X_{ik}(x_i)$) автоматически удовлетворяет граничным условиям.

Выберем функцию $T_k(t)$ так, чтобы удовлетворялись начальные условия (10.90), а ряд (10.96) являлся решением системы уравнений (10.85). Для этого разложим функцию $\Psi_i(x_i, t)$ в ряд по собственным функциям $X_{ik}(x_i)$, т. е.

$$\Psi_i(x_i, t) = \sum_{k=1}^{\infty} C_k(t) X_{ik}(x_i), \quad (10.97)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n.$$

Для определения коэффициентов $C_k(t)$ используем условие ортогональности собственных функций (10.26). Умножим равенство (10.97) на $F_i^{-1} X_{iD}(x_i) dx_i$ и проинтегрируем левую и правую части от 0 до l_i . Далее, суммируя правые и левые части полученной системы уравнений и учитывая (10.26), имеем:

$$C_k(t) = \frac{\sum_{i=1}^n F_i^{-1} \int_0^{l_i} \Psi_i(x_i, t) X_{ik}(x_i) dx_i}{\sum_{i=1}^n F_i^{-1} \int_0^{l_i} X_{ik}^2(x_i) dx_i}. \quad (10.98)$$

Подставим (10.96) в исходную систему уравнений (10.85) и, учитывая (10.97), получим

$$\frac{d^2 T_k}{dt^2} X_{ik}(x_i) + 2b \frac{dT_k}{dt} X_{ik}(x_i) = \frac{d^2 X_{ik}(x_i)}{dx_i^2} T_k + C_k(t) X_{ik}(x_i),$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n.$$

Далее, учитывая, что $a_i^2 X_{ik}''(x_i) / X_{ik}(x_i) = -\omega_k^2$, находим:

$$\frac{d^2 T_k}{dt^2} + 2b \frac{dT_k}{dt} + \omega_k^2 T_k = C_k(t). \quad (10.99)$$

Как известно, общее решение уравнения (10.99) можно представить в виде

$$T_k = B_k \exp(-bt) \sin(\xi_k t + D_k) + \mathcal{E}_k(t),$$

где $\xi_k = \sqrt{\omega_k^2 - b^2}$; B_k, D_k — произвольные постоянные, определяемые начальными условиями; $\mathcal{E}_k(t)$ — частное решение уравнения (10.99).

Вид функции $\mathcal{E}_k(t)$ нетрудно найти, используя, например, метод вариации произвольных постоянных.

Таким образом:

$$W_i(x_i, t) = \sum_{k=1}^{\infty} X_{ik}(x_i) [B_k \exp(-bt) \sin(\xi_k t + D_k) + \mathcal{E}_k(t)], \quad (10.100)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n.$$

Используя начальные условия (10.90)...(10.91), получим равенства:

$$\sum_{k=1}^{\infty} X_{ik}(x_i) [B_k \sin D_k + \mathcal{E}_k(0)] = 0; \quad (10.101)$$

$$\sum_{k=1}^{\infty} X_{ik}(x_i) \left[B_k (\xi_k \cos D_k - b_k \sin D_k) + \frac{d\mathcal{E}_k(0)}{dt} \right] = \mathcal{Q}_i(x_i) - I_i(x_i), \quad (10.102)$$

$$i = 1, 2, 3, \dots, n.$$

Из уравнения (10.101) находим:

$$B_k = -\frac{\mathcal{E}_k(0)}{\sin D_k}. \quad (10.103)$$

Произвольную постоянную D_k найдем из условий ортогональности собственных функций $X_{ik}(x_i)$. Для этого умножим левую и правую части уравнения (10.102) на $F_i^{-1} X_{iD}(x_i) dx_i$ и проинтегрируем от 0 до l_i . Далее, учитывая соотношение (10.26), получим:

$$\begin{aligned} & B_k (\xi_k \cos D_k - b_k \sin D_k) + \frac{d\mathcal{E}_k(0)}{dt} = \\ & = \frac{\sum_{i=1}^n F_i^{-1} \int_0^{l_i} [\Omega_i(x_i) - I_i(x_i)] X_{ik}(x_i) dx_i}{\sum_{i=1}^n F_i^{-1} \int_0^{l_i} X_{ik}^2(x_i) dx_i}. \end{aligned}$$

Используя соотношение (10.103), находим:

$$\begin{aligned} \xi_k \operatorname{ctg} D_k = & b + \frac{1}{\mathcal{E}_k(0)} \frac{d\mathcal{E}_k(0)}{dt} - \frac{1}{\mathcal{E}_k(0)} \times \\ & \times \frac{\sum_{i=1}^n F_i^{-1} \int_0^{l_i} [\Omega_i - I_i] X_{ik}(x_i) dx_i}{\sum_{i=1}^n F_i^{-1} \int_0^{l_i} X_{ik}^2(x_i) dx_i}. \end{aligned} \quad (10.104)$$

Таким образом, из выражений (10.92) и (10.00) следует, что функция

$$\begin{aligned} u_i(x_i, t) = & \sum_{k=1}^{\infty} \exp(-bt) A_{ik} \sin\left(\frac{\omega_k}{a_i} x_i + \varphi_{ik}\right) \sin(\xi_k t + \psi_k) + \\ & + \sum_{k=1}^{\infty} A_{ik} \sin\left(\frac{\omega_k}{a_i} x_i + \varphi_{ik}\right) [B_k \exp(-bt) \sin(\xi_k t + D_k) + \mathcal{E}_k(t)]. \end{aligned} \quad (10.105)$$

Зная функцию $u_i(x_i, t)$, нетрудно перейти к искомой функции, т. е.

$$G_i(x_i, t) = \begin{cases} u_1(x_1, t) + F_1(x_1) E_1(t) & \text{при } i=1; \\ u_i(x_i, t) & \text{при } i=2, 3, \dots, n-1; \\ u_n(x_n, t) + F_n(x_n) E_n(t) & \text{при } i=n. \end{cases} \quad (10.106)$$

Полученные уравнения определяют расход жидкости в i -м простом трубопроводе. Далее, используя уравнение (10.38), нетрудно определить величину давления

$$p_i(x_i, t) \quad (10.107)$$

б) Разветвленные трубопроводы

Порядок получения расчетных уравнений для гидравлического удара в сложных разветвленных трубопроводах не отличается от порядка решения такой же задачи для сложного однопроводного трубопровода.

Пусть имеется сложная разветвленная система трубопроводов, состоящая из N однопроводных трубопроводов. В каждом однопроводном трубопроводе n_j простых. Как и ранее, простой трубопровод будем обозначать индексом ji , где $j = 1, 2, 3, \dots, \lambda, \dots, N$ — номера ответвлений; $i = 1, 2, 3, \dots, n_j$ — номера простых трубопроводов, входящих в ответвление; λ — номера тупиковых ответвлений.

Пусть в концевых сечениях тупиковых ответвлений установлены агрегаты, изменяющие расход и давление таким образом, что имеют место граничные условия вида

$$\beta_{11} \frac{\partial G_{11}(0, t)}{\partial x_{11}} + G_{11}(0, t) = f_{11}(t); \quad (10.108)$$

$$\beta_{\lambda n} \frac{\partial G_{\lambda n}(l_{\lambda n}, t)}{\partial x_{\lambda n}} + G_{\lambda n}(l_{\lambda n}, t) = f_{\lambda n}(t). \quad (10.109)$$

Кроме того, в местах стыка простых трубопроводов и в узлах разветвления выполняются условия (10.44)...(10.47).

Пусть начальные условия заданы в виде

$$G_{ji}(x_{ji}, 0) = \Phi_{ji}(x_{ji}); \quad (10.110)$$

$$\frac{\partial G_{ji}(x_{ji}, 0)}{\partial t} = \Omega_{ji}(x_{ji}), \quad (10.111)$$

$$j = 1, 2, 3, \dots, N, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n_j.$$

Тогда для решения поставленной задачи необходимо найти решение системы уравнений (10.41) при граничных условиях (10.108)...(10.109), условиях совместности (10.44)...(10.47) и начальных условиях (10.110)...(10.111).

В силу неоднородности граничных условий поставленную задачу нельзя решать методом разделения переменных. Приведем граничные условия (10.108)...(10.109) к однородным. Для этого (как и в случае а), введем следующую функцию:

$$u_{ji}(x_{ji}, t) = \begin{cases} G_{11}(x_{11}, t) - F_{11}(x_{11})E_{11}(t), \\ G_{ji}(x_{ji}, t), \quad i = 2, 3, \dots, n_j, \quad j = 1, 2, \dots, N, \quad (j \neq \lambda) \\ G_{\lambda n}(x_{\lambda n}, t) - F_{\lambda n}(x_{\lambda n})E_{\lambda n}(t). \end{cases} \quad (10.112)$$

Функции $F_{11}(x_{11})$, $E_{11}(t)$, $F_{\lambda n}(x_{\lambda n})$, $E_{\lambda n}(t)$ должны быть выбраны

так, чтобы условия сопряжения относительно функции $u_{ji}(x_{ji}, t)$ сохранили вид (10.44)...(10.47), а граничные условия (10.100)...(10.109) относительно той же функции были однородными, т. е.

$$\beta_{11} \frac{\partial u_{11}(0, t)}{\partial x_{11}} + u_{11}(0, t) = 0;$$

$$\beta_{\lambda n} \frac{\partial u_{\lambda n}(l_{\lambda n}, t)}{\partial x_{\lambda n}} + u_{\lambda n}(l_{\lambda n}, t) = 0, \quad (10.113)$$

$$u_{ji}(l_{ji}, t) = u_{j(i+1)}(0, t);$$

$$\frac{a_{ji}^2}{F_{ji}} \frac{\partial u_{ji}(l_{ji}, t)}{\partial x_{ji}} = \frac{a_{j(i+1)}^2}{F_{j(i+1)}} \frac{\partial u_{j(i+1)}(0, t)}{\partial x_{j(i+1)}}, \quad (10.114)$$

$$j = 1, 2, 3, \dots, N, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n_j - 1,$$

$$\sum_{j=\varepsilon}^{j=\delta} u_{jn}(l_{jn}, t) = \sum_{j=\nu}^{j=\eta} u_{ji}(0, t), \quad (10.115)$$

$$\begin{aligned} \frac{a_{\varepsilon n}^2}{F_{\varepsilon n}} \frac{\partial u_{\varepsilon n}(l_{\varepsilon n}, t)}{\partial x_{\varepsilon n}} &= \dots = \frac{a_{\delta n}^2}{F_{\delta n}} \frac{\partial u_{\delta n}(l_{\delta n}, t)}{\partial x_{\delta n}} = \\ &= \frac{a_{\nu 1}^2}{F_{\nu 1}} \frac{\partial u_{\nu 1}(0, t)}{\partial x_{\nu 1}} = \dots = \frac{a_{\eta 1}^2}{F_{\eta 1}} \frac{\partial u_{\eta 1}(0, t)}{\partial x_{\eta 1}}. \end{aligned}$$

Здесь, как и в случае мгновенного закрытия клапана, ε, δ — номера одностычных трубопроводов, входящих в узел разветвления; ν, η — номера одностычных трубопроводов, выходящих из узла разветвления.

Нетрудно убедиться, что для выполнения условий (10.113)... (10.115) необходимо, чтобы

$$F_{11}(x_{11}) = (x_{11} - l_{11})^2; \quad (10.116)$$

$$F_{\lambda n}(x_{\lambda n}) = x_{\lambda n}^2; \quad (10.117)$$

$$E_{11}(t) = -f_{11}(t); \quad (10.118)$$

$$F_{\lambda n}(t) = -f_{\lambda n}(t) \frac{l_{\lambda n}}{\beta_{\lambda n}}. \quad (10.119)$$

Тогда относительно функции $u_{ji}(x_{ji}, t)$ система уравнений (10.41) запишется в виде

$$\frac{\partial^2 u_{ji}(x_{ji}, t)}{\partial t^2} + 2b \frac{\partial u_{ji}(x_{ji}, t)}{\partial t} = a_{ji}^2 \frac{\partial^2 u_{ji}(x_{ji}, t)}{\partial x_{ji}^2} + \Psi_{ji}(x_{ji}, t), \quad (10.120)$$

$$j = 1, 2, 3, \dots, N, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n_j,$$

где

$$\Psi_{ji}(x_{ji}, t) = \begin{cases} a_{11}^2 \ddot{F}_{11}(x_{11}) E_{11}(t) - F_{11}(x_{11}) \ddot{E}_{11}(t) - 2b F_{11}(x_{11}) \dot{F}_{11}(t); \\ 0, \quad i = 2, 3, \dots, n_j; \quad j = 2, 3, \dots, N \quad (j \neq \lambda); \\ a_{\lambda n}^2 \ddot{F}_{\lambda n}(x_{\lambda n}) E_{\lambda n}(t) - F_{\lambda n}(x_{\lambda n}) \ddot{E}_{\lambda n}(t) - 2b F_{\lambda n}(x_{\lambda n}) \dot{E}_{\lambda n}(t). \end{cases} \quad (10.121)$$

Здесь

$$F_{11}(x_{11}) = \frac{d^2 F_{11}(x_{11})}{dx_{11}^2}; \quad \ddot{F}_{\lambda n}(x_{\lambda n}) = \frac{d^2 F_{\lambda n}(x_{\lambda n})}{dx_{\lambda n}^2};$$

$$\ddot{E}_{11}(t) = \frac{d^2 E_{11}(t)}{dt^2}; \quad \ddot{E}_{\lambda n}(t) = \frac{d^2 E_{\lambda n}(t)}{dt^2}.$$

Начальные условия (10.100)...(10.101) относительно функции $u_{ji}(x_{ji}, t)$ примут вид:

$$u_{ji}(x_{ji}, 0) = \begin{cases} \Phi_{11}(x_{11}) - F_{11}(x_{11}) E_{11}(0), & j=1, i=1; \\ \Phi_{ji}(x_{ji}), & i=2,3,\dots,n; j=2,3,\dots,N (j \neq \lambda), \\ \Phi_{\lambda n}(x_{\lambda n}) - F_{\lambda n}(x_{\lambda n}) E_{\lambda n}(0), & j=\lambda, i=n; \end{cases} \quad (10.122)$$

$$\frac{\partial u_{ji}(x_{ji}, 0)}{\partial t} = \begin{cases} \Omega_{11}(x_{11}) - F_{11}(x_{11}) \dot{E}_{11}(0), & j=1, i=1, \\ \Omega_{ji}(x_{ji}), & i=2,3,\dots,n; j=2,3,\dots,N (j \neq \lambda), \\ \Omega_{\lambda n}(x_{\lambda n}) - F_{\lambda n}(x_{\lambda n}) \dot{E}_{\lambda n}(0), & j=\lambda, i=n, \end{cases} \quad (10.123)$$

$$\text{где } F_{11}(0) = \frac{dE_{11}(0)}{dt}; \quad \dot{E}_{\lambda n}(0) = \frac{dE_{\lambda n}(0)}{dt}.$$

Для отыскания вида функции $u_{ji}(x_{ji}, t)$ необходимо проинтегрировать неоднородную систему уравнений (10.120) при однородных граничных условиях (10.113)...(10.115) и начальных условиях (10.122)...(10.123).

Представим функцию $u_{ji}(x_{ji}, t)$ в виде:

$$u_{ji}(x_{ji}, t) = V_{ji}(x_{ji}, t) + W_{ji}(x_{ji}, t). \quad (10.124)$$

Функцию $V_{ji}(x_{ji}, t)$ выберем такой, чтобы она удовлетворяла системе уравнений:

$$\frac{\partial^2 V_{ji}(x_{ji}, t)}{\partial t^2} + 2b \frac{\partial V_{ji}(x_{ji}, t)}{\partial t} = a_{ji}^2 \frac{\partial^2 V_{ji}(x_{ji}, t)}{\partial x_{ji}^2}, \quad (10.125)$$

$$j = 1, 2, 3, \dots, N, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n_j$$

при следующих граничных и начальных условиях:

$$\beta_{11} \frac{\partial V_{11}(0, t)}{\partial x_{11}} - V_{11}(0, t) = 0; \quad (10.126)$$

$$\beta_{\lambda n} \frac{\partial V_{\lambda n}(l_{\lambda n}, t)}{\partial x_{\lambda n}} - V_{\lambda n}(l_{\lambda n}, t) = 0.$$

$$V_{ji}(l_{ji}, t) = V_{j(i+1)}(0, t);$$

$$\frac{a_{ji}^2}{F_{ji}} \frac{\partial V_{ji}(l_{ji}, t)}{\partial x_{ji}} = \frac{a_{j(i+1)}^2}{F_{j(i+1)}} \frac{\partial V_{j(i+1)}(0, t)}{\partial x_{j(i+1)}}, \quad (10.127)$$

$$j = 1, 2, 3, \dots, N, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n_j - 1;$$

$$\sum_{j=\varepsilon}^{j=\delta} V_{jn}(l_{jn}, t) = \sum_{j=\nu}^{j=\eta} V_{j1}(0, t),$$

$$\frac{a_{\varepsilon n}^2}{F_{\varepsilon n}} \frac{\partial V_{\varepsilon n}(l_{\varepsilon n}, t)}{\partial x_{\varepsilon n}} = \dots = \frac{a_{\delta n}^2}{F_{\delta n}} \frac{\partial V_{\delta n}(l_{\delta n}, t)}{\partial x_{\delta n}} =$$

$$= \frac{a_{\nu 1}^2}{F_{\nu 1}} \frac{\partial V_{\nu 1}(0, t)}{\partial x_{\nu 1}} = \dots = \frac{a_{\eta 1}^2}{F_{\eta 1}} \frac{\partial V_{\eta 1}(0, t)}{\partial x_{\eta 1}};$$

$$V_{ji}(x_{ji}, 0) = \Phi_{ji}(x_{ji}) - J_{ji}(x_{ji})$$

$$\frac{\partial V_{ji}(x_{ji}, 0)}{\partial t} = 0, \quad (10.129)$$

где

$$J_{ji}(x_{ji}) = \begin{cases} F_{11}(x_{11}) E_{11}(0); \\ 0, \quad i = 2, 3, \dots, n; \quad j = 2, 3, \dots, N (j \neq \lambda); \\ F_{\lambda n}(x_{\lambda n}) E_{\lambda n}(0). \end{cases}$$

Тогда функция $W_{ji}(x_{ji}, t)$ должна удовлетворять системе уравнений:

$$\frac{\partial^2 W_{ji}(x_{ji}, t)}{\partial t^2} + 2b \frac{\partial W_{ji}(x_{ji}, t)}{\partial t^2} = a_{ji}^2 \frac{\partial^2 W_{ji}(x_{ji}, t)}{\partial x_{ji}^2} + \Psi_{ji}(x_{ji}, t), \quad (10.130)$$

$$j = 1, 2, 3, \dots, N, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n_j$$

при следующих начальных и граничных условиях:

$$\beta_{11} \frac{\partial W_{11}(0, t)}{\partial x_{11}} + W_{11}(0, t) = 0; \quad (10.131)$$

$$\beta_{\lambda n} \frac{\partial W_{\lambda n}(l_{\lambda n}, t)}{\partial x_{\lambda n}} + W_{\lambda n}(l_{\lambda n}, t) = 0;$$

$$W_{ji}(l_{ji}, t) = W_{j(i+1)}(0, t);$$

$$\frac{a_{ji}^2}{F_{ji}} \frac{\partial W_{ji}(l_{ji}, t)}{\partial x_{ji}} = \frac{a_{j(i+1)}^2}{F_{j(i+1)}} \frac{\partial W_{j(i+1)}(0, t)}{\partial x_{j(i+1)}}, \quad (10.132)$$

$$j = 1, 2, 3, \dots, N, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n_j - 1;$$

$$\sum_{j=\varepsilon}^{j=\delta} W_{jn}(l_{jn}, t) = \sum_{j=\nu}^{j=\eta} W_{j1}(0, t);$$

$$\frac{a_{\varepsilon n}^2}{F_{\varepsilon n}} \frac{\partial W_{\varepsilon n}(l_{\varepsilon n}, t)}{\partial x_{\varepsilon n}} = \dots = \frac{a_{\delta n}^2}{F_{\delta n}} \frac{\partial W_{\delta n}(l_{\delta n}, t)}{\partial x_{\delta n}} =$$

$$= \frac{a_{\nu 1}^2}{F_{\nu 1}} \frac{\partial W_{\nu 1}(0, t)}{\partial x_{\nu 1}} = \dots = \frac{a_{\eta 1}^2}{F_{\eta 1}} \frac{\partial W_{\eta 1}(0, t)}{\partial x_{\eta 1}}; \quad (10.133)$$

$$W_{ji}(x_{ji}, 0) = 0; \quad (10.134)$$

$$\frac{\partial W_{ji}(x_{ji}, 0)}{\partial t} = \Omega_{ji}(x_{ji}) - I_{ji}(x_{ji}),$$

$$j = 1, 2, \dots, N, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n_j,$$

$$I_{ji}(x_{ji}) = \begin{cases} F_{11}(x_{11}) \dot{E}_{11}(0); \\ 0, \quad i = 2, 3, \dots, n; \quad j = 2, 3, \dots, N \quad (j \neq i); \\ F_{\lambda n}(x_{\lambda n}) \dot{E}_{\lambda n}(0). \end{cases}$$

В силу однородности граничных условий задачи (10.124)...(10.129) функцию $V_{ji}(x_{ji}, t)$ нетрудно найти, используя метод разделения переменных. Аналогичную задачу мы решали при рассмотрении гидравлического удара в разветвленных трубопроводах при мгновенном закрытии клапана. Поэтому функция $V_{ji}(x_{ji}, t)$ будет иметь такой же вид, как и функция $G_{ji}(x_{ji}, t)$ [см. формулу (10.50)], т. е.

$$V_{ji}(x_{ji}, t) = \sum_{k=1}^{\infty} \exp(-bt) A_{jik} \sin\left(\frac{\omega_k}{a_{ji}} x_{ji} + \varphi_{jik}\right) \sin(\xi_k t + \Psi_k), \quad (10.135)$$

$$j = 1, 2, 3, \dots, N, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n_j.$$

Здесь собственные числа ω_k , фазовые углы φ_{jik} определяются в результате решения системы уравнений (10.49). Произвольные постоянные A_{jik} определяются с помощью формул (10.56)...(10.58), а произвольные постоянные Ψ_k — по формуле (10.54). В указанных формулах

$$g_{ji}(x_{ji}) = \Phi_{ji}(x_{ji}) - J_{ji}(x_{ji}), \quad (10.136)$$

Таким образом, для решения поставленной задачи осталось определить функцию $W_{ji}(x_{ji}, t)$, т. е. решить систему (10.130)...(10.134).

Решение системы (10.130)...(10.134) будем искать в виде:

$$W_{ji}(x_{ji}, t) = \sum_{k=1}^{\infty} T_k(t) X_{jik}(x_{ji}). \quad (10.137)$$

В силу того, что граничные условия задачи (10.130)...(10.134) и задачи (10.125)...(10.129) одинаковые, то функция $W_{ji}(x_{ji}, t)$ автоматически удовлетворяет граничным условиям (10.131)...(10.133). Остается найти функцию $T_k(t)$, удовлетворяющую начальным условиям (10.134). Для этого разложим в ряд по собственным функциям $X_{jik}(x_{ji})$ функцию $\Psi_{ji}(x_{ji}, t)$, входящую в правые части системы уравнений (10.130), т. е.

$$\Psi_{ji}(x_{ji}, t) = \sum_{k=1}^{\infty} C'_k(t) X_{jik}(x_{ji}), \quad (10.138)$$

$$j=1,2,3,\dots,N, \quad i=1,2,3,\dots,n_j.$$

Коэффициенты разложения $C_k'(t)$ найдем из условия ортогональности собственных функций $X_{jih}(x_{ji})$. С этой целью умножим равенство (10.138) на $F_{ji}^{-1}X_{jip}(x_{ji})dx_{ji}$ и проинтегрируем от 0 до l_{ji} . Получим:

$$\int_0^{l_{ji}} \Psi_{ji}(x_{ji}, t) F_{ji}^{-1} X_{jip}(x_{ji}) dx_{ji} = \sum_{k=1}^{\infty} \int_0^{l_{ji}} F_{ji}^{-1} C_k'(t) X_{jik}(x_{ji}) X_{jip}(x_{ji}) dx_{ji},$$

$$j=1, 2, 3, \dots, N, \quad i=1, 2, 3, \dots, n_j.$$

Суммируя левые и правые части полученной системы уравнений и учитывая условие ортогональности (10.50), получим:

$$\begin{aligned} \sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^{n_j} F_{ji}^{-1} \int_0^{l_{ji}} \Psi_{ji}(x_{ji}, t) X_{jik}(x_{ji}) dx_{ji} = \\ = \sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^{n_j} C_k'(t) F_{ji}^{-1} \int_0^{l_{ji}} X_{jik}^2(x_{ji}) dx_{ji}. \end{aligned} \quad (10.139)$$

Из (10.139) имеем

$$C_k'(t) = \frac{\sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^{n_j} F_{ji}^{-1} \int_0^{l_{ji}} \Psi_{ji}(x_{ji}, t) X_{jik}(x_{ji}) dx_{ji}}{\sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^{n_j} F_{ji}^{-1} \int_0^{l_{ji}} X_{jik}^2(x_{ji}) dx_{ji}}. \quad (10.140)$$

Подставим выражения (10.137) и (10.138) в систему' уравнений (10.130) и, учитывая, что $X_{jih}(x_{ji})/X_{jih}(x_{ij}) = -\omega_k^2$, получим:

$$\frac{d^2 T_k}{dt^2} + 2b \frac{dT_k}{dt} + \omega_k^2 T_k = C_k'(t). \quad (10.141)$$

Как показано ранее, уравнение (10.140) имеет решение:

$$T_k(t) = B_k' \exp(-bt) \sin(\xi_k t + D_k') - \mathcal{E}_k'(t). \quad (10.142)$$

Здесь B_k' , D_k' — произвольные постоянные; $\mathcal{E}_k'(t)$ — частное решение уравнения (10.130).

Подставляя (10.142) в (10.137), имеем:

$$W_{ji}(x_{ji}, t) = \sum_{k=0}^{\infty} X_{jik}(x_{ji}) [B_k' \exp(-bt) \sin(\xi_k t + D_k') + \mathcal{E}_k'(t)]. \quad (10.143)$$

Для отыскания произвольных постоянных B_k' и D_k' используем начальные условия для функции $W_{ji}(x_{ji}, t)$. Подставим (10.143) в (10.134). Имеем:

$$\sum_{k=1}^{\infty} X_{jik}(x_{ji}) [B'_k \sin D'_k + \mathcal{E}'_k(0)] = 0, \quad (10.144)$$

$$\begin{aligned} \sum_{k=0}^{\infty} X_{jik}(x_{ji}) \left[B'_k (\xi_k \cos D'_k - b \sin D'_k) + \frac{d\mathcal{E}'_k(0)}{dt} \right] = \\ = \Omega_{ji}(x_{ji}) - I_{ij}(x_{ji}). \end{aligned} \quad (10.145)$$

Из первого уравнения имеем

$$B'_k = -\frac{\mathcal{E}'_k(0)}{\sin D'_k}. \quad (10.146)$$

Используя условие ортогональности собственных функций $X_{jik}(x_{ji})$, нетрудно показать, что, как и в случае однониточного трубопровода, произвольная постоянная D'_k определяется формулой (см. 10.140):

$$\begin{aligned} \xi_k \operatorname{ctg} D'_k = b + \frac{1}{\mathcal{E}'_k(0)} \frac{dD'_k(0)}{dt} - \frac{1}{\mathcal{E}'_k(0)} \times \\ \times \frac{\sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^{n_j} F_{ji}^{-1} \int_0^{l_{ji}} [\Omega_{ji}(x_{ji}) - I_{ji}(x_{ji}) X_{jik}(x_{ji})] dx_{ji}}{\sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^{n_j} F_{ji}^{-1} \int_0^{l_{ji}} X_{jik}^2(x_{ji}) dx_{ji}}. \end{aligned} \quad (10.147)$$

Таким образом, из выражений (10.124), (10.135) и (10.143) следует, что функция $u_{ji}(x_{ji}, t)$ определяется соотношением:

$$\begin{aligned} u_{ji}(x_{ji}, t) = \sum_{k=1}^{\infty} \exp(-bt) A_{jik} \sin\left(\frac{\omega_k}{a_{ji}} x_{ji} + \varphi_{jik}\right) \sin(\xi_k t + \Psi_k) + \\ + \sum_{k=1}^{\infty} A_{jik} \sin\left(\frac{\omega_k}{a_{ji}} x_{ji} + \varphi_{jik}\right) [B'_k \exp(-bt) \sin(\xi_k t + D'_k) + \mathcal{E}'_k(t)], \\ j = 1, 2, 3, \dots, N, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n_j. \end{aligned} \quad (10.148)$$

Тогда согласно (10.112)

$$\begin{aligned} G_{11}(x_{11}, t) &= u_{11}(x_{11}, t) + F_{11}(x_{11}) E_{11}(t); \\ G_{ji}(x_{ji}, t) &= u_{ji}(x_{ji}, t) \quad i = 2, 3, \dots, n; \quad j = 2, 3, \dots, N \quad (j \neq \lambda); \\ G_{\lambda n}(x_{\lambda n}, t) &= u_{\lambda n}(x_{\lambda n}, t) + F_{\lambda n}(x_{\lambda n}) E_{\lambda n}(t). \end{aligned} \quad (10.149)$$

Полученные соотношения определяют величину расхода жидкости в любом трубопроводе сложной разветвленной трубопроводной системы. Давление в любом ji -м трубопроводе, как и в случае мгновенного закрытия клапана, определяется формулой (10.38).

10.4. ПРИМЕР РАСЧЕТА ГИДРАВЛИЧЕСКОГО УДАРА В ТРУБОПРОВОДЕ С ТУПИКОМ

Рассмотрим в качестве примера расчет гидравлического удара по приведенной выше методике в трубопроводе с тупиковым отводом (рис. 10.1).

Впервые вопрос о влиянии тупиковых отводов на величину гидравлического удара в трубопроводной магистрали рассматривался Н. Е. Жуковским [39]. Им был получен коэффициент для оценки эффекта снижения ударного давления в трубопроводе с тупиком. Интерес к этому вопросу не ослабевает и в настоящее время. Известны работы [25] и др., посвященные экспериментальному исследованию гидравлического удара в трубопроводе с тупиком. Это объясняется, по-видимому, практической важностью задачи, а также отсутствием ее аналитического решения.

В соответствии с приведенным в разд. 10.1 решением задачи о гидравлическом ударе в сложном трубопроводе давление и расход в трубопроводах 11, 21 и 31 (рис. 10.1) определяются уравнениями (10.50) и (10.59)

$$G_{ji}(x_{ji}, t) = \sum_{k=1}^{\infty} A_{jik} \exp(-b_k t) \sin\left(\frac{\omega_k}{a_{ji}} x_{ji} + \varphi_{jik}\right) \sin(\xi_k t + \Psi_k);$$

$$\Delta p_{ji}(x_{ji}, t) = \frac{a_{ji}}{F_{ji}} \sum_{k=1}^{\infty} \frac{A_{jik}}{\omega_k} \cos\left(\frac{\omega_k}{a_{ji}} x_{ji} + \varphi_{jik}\right) \times$$

$$\times [b_k \sin(\xi_k t + \psi_k) + \xi_k \cos(\xi_k t + \Psi_k)], \quad (10.150)$$

где $j=1, 2, 3; i=1$.

Собственные числа определяются уравнением (10.49), в котором $\delta=1, \nu=2, \eta=3, n=1$, т. е.

$$\frac{F_{11}}{a_{11}} \operatorname{tg}\left(\frac{\omega_k}{a_{11}} l_{11} + \varphi_{11}\right) = \frac{F_{21}}{a_{21}} \operatorname{tg} \varphi_{21} + \frac{F_{31}}{a_{31}} \operatorname{tg} \varphi_{31}, \quad (10.151)$$

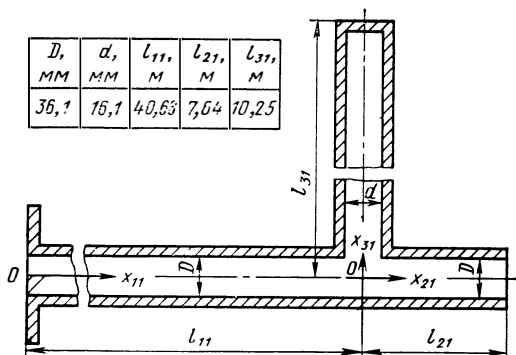


Рис. 10.1. Геометрические размеры трубопровода с тупиковым отводом

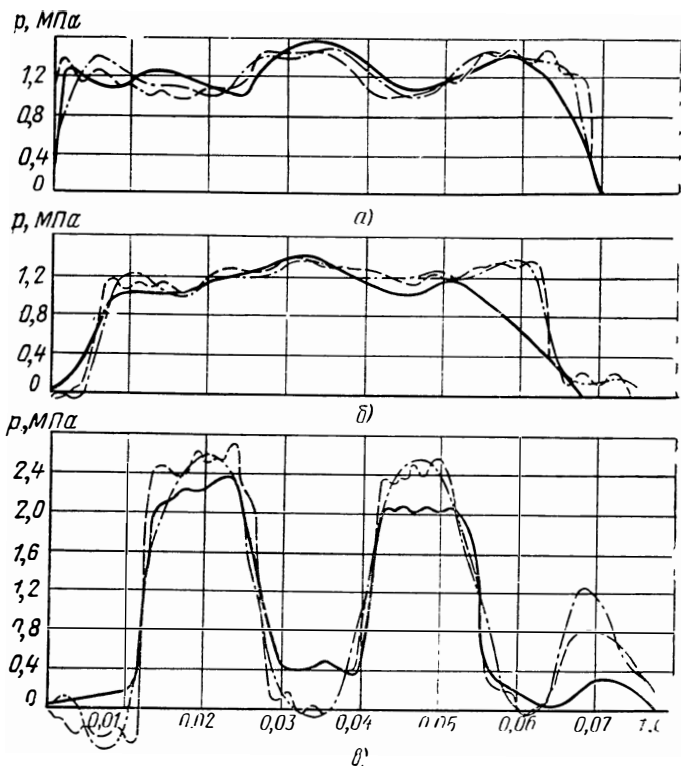


Рис. 10.2. Гидравлический удар в трубопроводе с тупиковым отводом (рис. 10.1). Изменение давления:

a — в сечении $x_{21}=l_{21}$; *б* — в сечении $x_{21}=0$; *в* — в сечении $x_{31}=l_{31}$; — эксперимент; — расчет по формуле (10.140) (восемь членов ряда); - - - расчет по формуле (10.140) (тридцать пять членов ряда)

где $\varphi_{11}=\pi/2$ — (трубопровод 11 открыт в сечении $x_{11}=0$);
 $\varphi_{21}=\pi-\omega_k l_{21}/a_{21}$ — (трубопровод 21 закрыт в сечении $x_{21}=l_{21}$);
 $\varphi_{31}=\pi-\omega_k l_{31}/a_{31}$ — (трубопровод 31 закрыт в сечении $x_{31}=l_{31}$).
 Постоянные A_{jik} находятся с помощью соотношений (10.56)... (10.58)

$$A_{jik} = A_{11k} R_{jik}, \quad (10.152)$$

$$\text{где } A_{11k} = \frac{\sum_{j=1}^3 \frac{g_{j1}}{F_{j1}} R_{jik} \sin\left(\frac{\omega_k l_{j1}}{2a_{j1}} + \varphi_{j1k}\right) \sin\left(\frac{\omega_k l_{j1}}{2a_{j1}}\right)}{\sin \Psi_k \sum_{j=1}^3 \frac{a_{j1}}{F_{j1}} R_{jik} \left[\frac{\omega_k l_{j1}}{a_{j1}} - \cos\left(\frac{\omega_k l_{j1}}{a_{j1}} + 2\varphi_{j1k}\right) \sin\left(\frac{\omega_k l_{j1}}{a_{j1}}\right) \right]} \quad (10.153)$$

$$R_{11k} = 1;$$

$$R_{21k} = R_{11k} \frac{\cos\left(\frac{\omega_k l_{11}}{a_{11}} - \varphi_{11k}\right)}{\cos \varphi_{21k}} \frac{a_{11} F_{21}}{a_{21} F_{11}}; \quad (10.154)$$

$$R_{31k} = R_{11k} \frac{\cos\left(\frac{\omega_k}{a_{11}} l_{11} + \varphi_{11k}\right)}{\cos \varphi_{31k}} \frac{a_{11} F_{31}}{a_{31} F_{11}}. \quad (10.155)$$

На рис. 10.2 приведены результаты расчета гидравлического удара в трубопроводной системе с тупиковым отводом (см. рис. 10.1) при следующих исходных данных: $a_{11} = a_{21} = a_{31} = 1400$ м/с, $g_{11} = g_{21}$, $g_{31} = 0$. Результаты расчета сравнивались с экспериментальными данными работы [25].

В заключение настоящей главы необходимо отметить, что при расчете гидроудара в сложных трубопроводах с помощью полученных зависимостей основные трудности возникают при определении спектра собственных чисел. Однако применение предлагаемого метода расчета часто оказывается выгоднее, чем метода характеристик или прямых, так как при правильно составленном алгоритме процедура вычисления собственных чисел на ЭЦВМ требует сравнительно мало машинного времени (например, при использовании ЭЦВМ «Минск-22» для вычисления десяти собственных чисел в трубопроводной системе, состоящей из двадцати простых трубопроводов, затрачивалось около 15 мин машинного времени).

Преимущества предлагаемой методики особенно ощутимы при проведении комплексных расчетов пневмогидросистемы, когда проблема определения спектра собственных частот и декрементов колебаний жидкости в трубопроводах представляет самостоятельный интерес и, следовательно, при расчетах переходного процесса является решенной.

И, наконец, при расчете гидравлического удара в трубопроводных системах, в которых необходимо учитывать релаксационные явления в жидкости или материале стенок трубы, предлагаемый метод, насколько нам известно, является пока единственным.

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ

На этапе проектной разработки ракет, предшествующем детальной конструкторской разработке, при определении основных энергетических параметров ракеты особенно важно правильно определить массу основных систем и агрегатов ракеты. Как правило, эти характеристики определяются на основании опытных данных по результатам предшествующих разработок.

Проектная разработка системы питания двигателей и пневмогидравлической системы ракеты в целом может производиться при наличии определенных исходных данных.

Выбор конструктивной схемы системы питания и элементов автоматики обычно производится с учетом имеющихся теоретических и экспериментальных материалов и данных статистики, а также с учетом обеспечения высокой надежности ее работы и минимальной массы ракеты.

Конструкция системы питания должна иметь по возможности минимальное количество деталей. Там где это возможно необходимо использовать полностью ранее разработанные и проверенные элементы автоматики.

При разработке схемы системы питания особое внимание обращают на обеспечение высокой надежности ее работы при всех возможных неблагоприятных условиях. В космических летательных аппаратах повышение вероятности безотказной работы системы питания достигается путем дублирования ее элементов. С этой целью проводится тщательный анализ надежности системы питания и ее отдельных элементов. В результате такого анализа выявляются критические участки, для которых в наибольшей мере необходимо дублирование.

Простота конструкции является гарантией высокой надежности системы питания. Простота конструкции достигается уменьшением количества элементов автоматики в системе. Поэтому схемы современных ЖРД стремятся по возможности упрощать. Двигательные установки ракет «Титан-1» и «Титан-3с» имеют близкие параметры, но отличаются схемами. Количество элементов автоматики на двух ступенях ракеты «Титан-1» — 125 (на первой ступени 64, на второй — 61), а для «Титан-3с» — всего 30 (на первой ступени

20, на второй — 10) [67]. Конструкция пневмогидросистемы и ее элементов в значительной мере определяется назначением летательного аппарата. Из опыта проектирования пневмогидросистем известно, что размеры трубопроводов, их количество, состав арматуры и масса арматуры и узлов автоматики в значительной степени зависят от совершенства выбранной схемы и компоновки системы питания, а также от квалификации конструктора, разработавшего эти узлы.

Спроектировать систему питания — это значит: выбрать ее принципиальную и конструктивную схемы; установить оптимальные рабочие и конструктивные параметры системы; произвести необходимые расчеты геометрических и эксплуатационных характеристик системы; рассчитать гидравлические сопротивления магистралей и площади проходных сечений дросселей и т. д.; рассчитать диаметры расходных трубопроводов; определить основные параметры заборных устройств; определить объемы топливных баков; давление жидкости при гидроударе; выбрать материалы для изготовления узлов и агрегатов систем питания; выбрать и обосновать конструктивные схемы отдельных элементов системы и рассчитать их на прочность; определить массу системы питания. Тип и конструкция системы наддува и вид используемого рабочего тела для наддува баков определенным образом обуславливают конструкцию и массу системы питания.

Система наддува должна быть экономичной в работе и при прочих равных условиях обеспечивать наилучшие характеристики летательного аппарата.

Если материал выбран, то масса топливного бака определяется величиной давления наддува. Уменьшение массы бака можно достичь путем уменьшения величины давления наддува, если, конечно, удовлетворяются условия динамической устойчивости стенок бака и потребное давление топлива на входе в насос. Зная величину потерь давления Δp , можно определить величину давления наддува топливных баков и рассчитать на прочность топливные баки, трубопроводы и т. п.

Проектируя гидropневмосистемы, необходимо рассчитывать гидравлические сопротивления магистралей, площади проходных сечений дросселей, а также производить гидравлический расчет агрегатов автоматики и коэффициент расхода через отверстия и др.

Как известно, универсальных рекомендаций для выбора типа системы питания не существует. В каждом конкретном случае при выборе системы питания исходят из учета главных факторов, определяющих преимущества того или иного варианта системы. Задача конструктора состоит в том, чтобы правильно оценить основные факторы, проанализировать влияние их на тот или иной вариант системы питания и на основе такого анализа выбрать схему, которая имела бы преимущества по основным данным перед другими вариантами.

11.1. ПОТЕРИ ДАВЛЕНИЯ ЖИДКОСТИ (ГАЗА) В ТОПЛИВНЫХ МАГИСТРАЛЯХ

Потери давления жидкости (газа) в топливных магистралях определяются для конкретной системы подачи и состоят из потери давления на создание скорости Δp_c , на местных сопротивлениях Δp_m и на трение в трубопроводах $\Delta p_{тр}$:

$$\Delta p = \Delta p_c + \Delta p_p + \Delta p_{тр}. \quad (11.1)$$

Потери давления на создание скорости определяются формулой

$$\Delta p = \frac{\rho w^2}{2}. \quad (11.2)$$

где ρ — плотность компонента топлива; w — скорость движения компонента.

Потери давления на трение между движущейся жидкостью и стенками трубопровода определяются по формуле

$$\Delta p = \lambda \frac{l}{d} \frac{\rho w^2}{2}, \quad (11.3)$$

где λ — коэффициент гидравлического сопротивления трения; l — длина трубопровода, м; d — диаметр трубопровода, м; ρ , w — плотность и скорость жидкости.

Коэффициент сопротивления трения λ технических труб круглого сечения для турбулентного режима течения жидкости (компонента топлива) определяется по формуле [5]:

$$\lambda = 0,1 \left(1,46 \frac{\Delta}{d_r} + \frac{100}{Re} \right)^{0,25}, \quad (11.4)$$

где $Re = \frac{w d_r}{\nu}$ — критерий Рейнольдса; Δ — средняя шероховатость поверхности трубопровода, м; d_r — гидравлический диаметр трубопровода, м; ν — коэффициент кинематической вязкости, m^2/c .

Из уравнения (11.4) видно, что коэффициент гидравлического сопротивления трения зависит от числа Рейнольдса Re и качества

Таблица 11.1

Значения коэффициента ν [4,33]

Компонент топлива	Компонент топлива		Компонент топлива		
	Температура компонента, °C	$\nu \cdot 10^6, m^2/c$	Температура компонента, °C	$\nu \cdot 10^6, m^2/c$	
Тонка-250 Четырехокись азота Азотная кислота 100% -ная	20	1,19	Несимметричный диметил-гидразин Керосин Жидкий кислород Гидразин	30	0,600
	30	0,255		15	2,700
	20	0,58		20	1,038
		44		0,374	

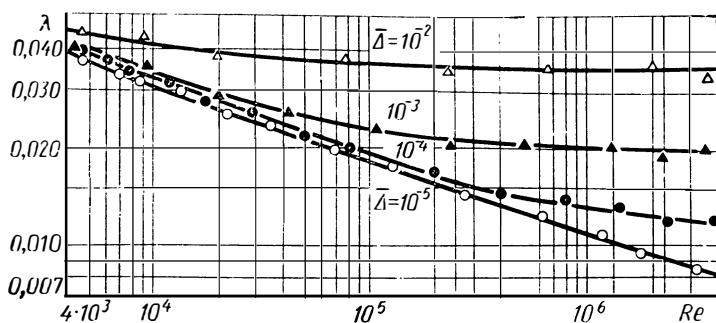


Рис. 11.1. Зависимость коэффициента гидравлического сопротивления трения от числа Рейнольдса при различной относительной шероховатости труб $\Delta = \Delta/d$

обработки внутренних поверхностей труб (величина шероховатости труб). В табл. 11.1 приведены значения коэффициента γ для некоторых компонентов топлива.

Для удобства расчетов на рис. 11.1 приведена зависимость коэффициента гидравлического сопротивления трения λ от числа Рейнольдса при различных значениях отношения шероховатости к гидравлическому диаметру, рассчитанная по формуле (11.4).

Величина гидравлических потерь на трение зависит от величины разброса (отклонения) диаметра трубопровода от номинального значения. Последнее может приводить к значительным отклонениям расчетной величины гидравлических потерь на трение от действительной (до 18%). При расчетах гидравлических потерь для труб до диаметра 30 мм, в соответствии с ЧМТУ 3—303—70, закладывается средняя величина шероховатости поверхности 5 мк, а свыше 30 мм — 10 мк.

Доля потерь давления на трение о стенки трубопровода в системах питания зависит от относительной длины трубопровода l/d_f и составляет:

- по расходным магистралям системы питания ЖРД от бака до входа в насосы — 5...15% от величины суммарных потерь;
- по линиям питания газогенераторов — до 95%.

Потери давления на преодоление местных сопротивлений, как известно, пропорциональны скоростному напору

$$\Delta p = \zeta \frac{\rho w^2}{2}, \quad (11.5)$$

где ζ — коэффициент местного сопротивления.

Коэффициенты местных сопротивлений определяются в зависимости от рода преграды на пути движения жидкости (газа). Коэффициенты потерь клапанов, элементов автоматики и труб различных конфигураций определяются обычно экспериментально.

Потери давления в топливных системах ракет из-за местных потерь происходят в трубопроводах на сварных швах, сужениях и расширениях и т. д.; в узлах и арматуре системы питания; на заборных и внутрибаковых устройствах топливных баков.

Суммарные потери давления из-за местных сопротивлений определяются по формуле

$$\begin{aligned} \sum \Delta p_{\text{м}} &= \Delta p_{\text{з.у}} + \Delta p_{\text{св}} + \Delta p_{\text{сильф}} + \Delta p_{\text{авт}} + \Delta p_{\text{пов}} + \Delta p_{\text{разв}} + \Delta p_{\text{расш}} + \Delta p_{\text{суж}} = \\ &= \frac{\rho \omega^2}{2} (\zeta_{\text{з.у}} + \zeta_{\text{св}} + \zeta_{\text{сильф}} + \zeta_{\text{авт}} + \zeta_{\text{пов}} + \zeta_{\text{разв}} + \zeta_{\text{расш}} + \zeta_{\text{суж}}). \quad (11.6) \end{aligned}$$

где $\Delta p_{\text{з.у}}$ — потери давления на заборном устройстве; $\Delta p_{\text{св}}$ — потери давления на сварных швах трубопроводов; $\Delta p_{\text{сильф}}$ — потери давления на гибких элементах (сильфонах) трубопроводов; $\Delta p_{\text{пов}}$ — потери давления при повороте потока; $\Delta p_{\text{разв}}$ — потери давления на разветвление потока; $\Delta p_{\text{суж}}$, $\Delta p_{\text{расш}}$ — потери давления при сужении и расширении потока соответственно; $\Delta p_{\text{авт}}$ — потери давления на элементах автоматики.

При летно-конструкторских испытаниях в расходных магистралях (трубопроводах) устанавливаются датчики расхода для измерения расхода компонентов топлива на двигатель. Обычно в качестве датчика расхода используются турбинные расходомеры («вертушки»), которые измеряют массовый или объемный расход компонентов топлива. Коэффициент гидравлического сопротивления объемных датчиков расхода находится в пределах $\zeta_{\text{авт}} = 0,8 \dots 1,1$, а массовых $\zeta_{\text{авт}} = 1,0 \dots 1,6$.

Для определения выделения газа из компонента топлива в трубопроводах устанавливаются датчики сплошности. Коэффициент гидравлического сопротивления датчиков сплошности $\zeta_{\text{авт}} = 0,7 \dots 1,2$. При наличии в системах питания мембранных узлов, которые устанавливаются обычно на входе в двигатель, на них также имеются потери давления. Коэффициент гидравлического сопротивления раскрытых мембранных узлов $\zeta_{\text{авт}} = 0,5 \dots 1,5$. Необходимо отметить, что большие значения коэффициента гидравлического сопротивления относятся к трубопроводам с меньшими диаметрами.

Для кольцевых заборных устройств имеет место перетекание жидкости из днища бака через сливные отверстия в желоб и слияние двух потоков в желобе на входе в расходную магистраль. Потери давления на кольцевых заборных устройствах состоят из потерь давления на желобе и потерь давления на слияние потоков на входе в расходный трубопровод. Потери давления на слияние потоков состоят в основном из потерь давления на турбулентное перемешивание двух потоков и потерь на поворот потока при входе его в расходный трубопровод.

Экспериментальные исследования показывают, что коэффициент местных потерь на заборных устройствах топливных баков зависит от конструкции заборного устройства, формы, профиля проточной части и т. п. Для существующих типов заборных устройств топливных баков ракет коэффициент местных потерь от 0,05 до 3. Для центрального заборного устройства со скругленным входом и плавным изменением площади проходного сечения проточной части коэффициент $\zeta_{\text{з.у}} = 0,05 \dots 0,2$.

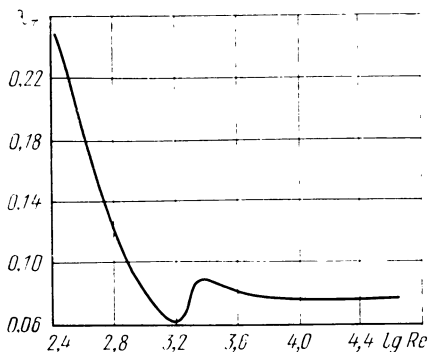


Рис. 11.2. Зависимость коэффициента гидравлического сопротивления гофрированных трубопроводов от числа Рейнольдса

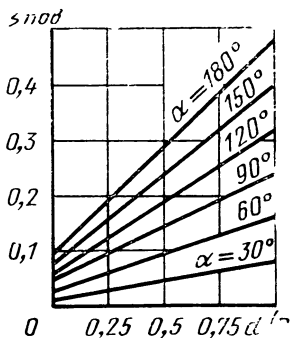


Рис. 11.3. Зависимость коэффициента гидравлического сопротивления на повороте от относительного радиуса для различных значений угла поворота

Для центрального заборного устройства с острой входной кромкой коэффициент $\zeta_{з.у} = 0,5 \dots 2$. Для кольцевого заборного устройства коэффициент $\zeta_{з.у} = 1,5 \dots 3$ [18].

Потери давления на сварных швах (стыках трубопроводов) можно определить по методике, приведенной в работе [36].

Местные потери давления на сильфонах зависят от относительной шероховатости, внутренней поверхности гибкого металлического элемента (рукава).

Для чисел $Re \geq 1800$ и шага гофров $1 < t < 5$ мм при винтовой навивке коэффициент сопротивления сильфона вычисляется по формуле

$$\lambda = 0,4t^{0,1} \left(\frac{h}{d} \right)^{0,8}, \quad (11.7)$$

где t — шаг гофров, мм; h — высота гофров, мм; d — внутренний диаметр гибкого рукава (сильфона), мм.

Коэффициент сопротивления в рукавах с кольцевыми гофрами на 20...25% выше, чем в рукавах с винтовой навивкой гофра.

На рис. 11.2 приведена зависимость коэффициента гидравлического сопротивления гофрированных трубопроводов от числа Рейнольдса. Как и для гладких трубопроводов, наблюдаются три области течения [45]: ламинарная $lg Re \leq 3,17$; переходная $3,17 \leq lg Re \leq 3,4$ и турбулентная $lg Re > 4$. Из рисунка видно, что в области турбулентного течения величина λ_T практически не зависит от числа Рейнольдса и в основном определяется значением относительной волнистости α .

Коэффициент местного сопротивления на повороте потока определяется по формуле [5]:

$$\zeta_\alpha = \zeta_{90^\circ} \frac{1}{90^\circ} \left[2000\lambda^{2,5} + 0,106 \left(\frac{d}{R} \right)^{2,5} \right]_{90^\circ}, \quad (11.8)$$

где α — угол поворота потока, градус; λ — коэффициент сопротив-

ления трения; R — радиус закругления трубопровода до его оси, мм; d — диаметр трубопровода, мм.

При больших числах Re коэффициент ζ_{90° определяется по формуле [5]:

$$\zeta_{90^\circ} = 0,05 + 0,19 \frac{d}{R}. \quad (11.9)$$

На рис. 11.3 приведена зависимость $\zeta_{\text{нов}} = f\left(\frac{d}{R}, \alpha\right)$ для автономного режима течения компонента топлива в трубопроводе.

Для сегментного колена коэффициент местного сопротивления можно рассчитать по формуле

$$\zeta = 0,08\alpha^{0,75} \left(\frac{d}{R}\right)^{0,6}. \quad (11.10)$$

Потери давления на расширение зависят от его формы: внезапное или плавное расширение. Коэффициент местного сопротивления при внезапном расширении рассчитывается по формуле [5]:

$$\zeta_{\text{вн.р}} = \left(\frac{F_2}{F_1} - 1\right)^2 \quad \text{или} \quad \Delta p_{\text{вн.р}} = \left(\frac{F_2}{F_1} - 1\right)^2 \frac{\rho \omega_2^2}{2}, \quad (11.11)$$

где F_1, F_2 — площади проходных сечений до расширения (меньшая) и за расширением (большая) соответственно.

Формулы (11.10), (11.11) записаны для случая отнесения коэффициента сопротивления к большому диаметру трубопровода. При отнесении коэффициента сопротивления к начальному диаметру трубопровода, имеем

$$\zeta_{\text{вн.р}} = \left(1 - \frac{F_1}{F_2}\right)^2, \quad (11.12)$$

$$\Delta p_{\text{вн.р}} = \zeta_{\text{вн.р}} \frac{\rho \omega_1^2}{2}.$$

На рис. 11.4 приведена зависимость для определения коэффициента $\zeta_{\text{вн.р}} = f(F_1/F_2)$.

При плавном расширении (диффузор) магистрали

$$\zeta_{\text{р}} = K_{\text{см}} \rho_{\text{вн.р}}. \quad (11.13)$$

где $K_{\text{см}}$ — коэффициент смягчения, учитывающий уменьшение коэффициента $\zeta_{\text{р}}$ по сравнению с коэффициентом внезапного расширения $\zeta_{\text{вн.р}}$.

На рис. 11.5 приведена зависимость коэффициента смягчения $K_{\text{см}}$ от угла расширения трубопровода.

При внезапном сужении величину коэффициента $\zeta_{\text{вн.с}}$ берут в зависимости от отношения F_1/F_2 (F_1 — площадь сечения до сужения, F_2 — площадь сечения после сужения):

$\frac{F_2}{F_1}$. . .	0,01	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0
ζ	0,50	0,50	0,42	0,34	0,25	0,15	0,00

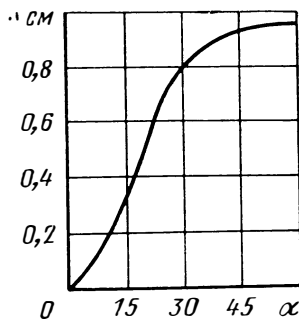
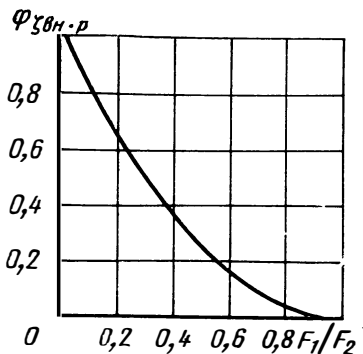


Рис. 11.4. Зависимость коэффициента гидравлического сопротивления при внезапном расширении от отношения площадей

Рис. 11.5. Зависимость коэффициента смягчения от угла расширения трубопровода

При плавном сужении магистрали

$$\zeta_c = K_{cm} \zeta_{вн.с.}$$

На рис. 11.6 приведена зависимость коэффициента смягчения K_{cm} от α , взятая из работы [5].

На рис. 11.7 приведены различные схемы условий отвода и значения коэффициентов сопротивления для ориентировочных расчетов [11].

11.2. ВЫБОР ВЕЛИЧИНЫ ДАВЛЕНИЯ НАДУВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

В процессе работы двигательной установки в каждом из топливных баков необходимо поддерживать давление газа наддува между минимально и максимально допустимыми значениями (рис. 11.8).

Максимальное допустимое давление определяется из условия максимальных нагрузок, воспринимаемых конструкцией, при этом учитывается, что верхние секции бака испытывают только давление газа, а нижние — давление газа и столба компонента топлива.

Максимальное давление в баке соответствует настройке предохранительного клапана и при полете в плотных слоях атмосферы изменяется в соответствии с изменением окружающей среды.

Минимальное допустимое давление газа наддува в топливном баке определяется с учетом требований бескавитационной рабо-

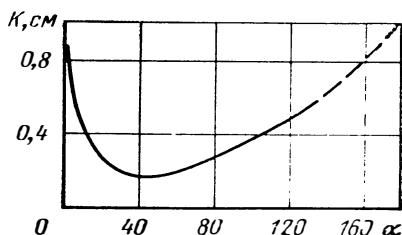


Рис. 11.6. Зависимость коэффициента смягчения от угла сужения трубопровода

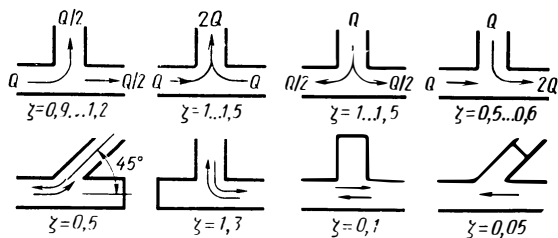


Рис. 11.7. Ориентировочные значения коэффициентов гидравлического сопротивления при различных схемах отвода

ты заборного устройства и насосов двигательной установки, а также из условия обеспечения минимальной прочности устойчивости стенок бака. Прочность конструкции топливного бака зависит от перепада давления на стенке бака, т. е. от давления окружающей среды и давления внутри бака. Потеря устойчивости бака может также наступить и при падении давления в баке ниже давления окружающей среды.

При минимальной величине давления $p_{б \min}$ стенки бака не теряют устойчивости при воздействии нагрузок при запуске двигательной установки. Кроме того, на прочность конструкции оказывают влияние вибрации и ударные нагрузки, а предельные (с точки зрения прочности) требования зависят от ускорения, так как оно определяет давление столба компонента топлива.

Минимальное давление наддува, необходимое для исключения кавитации в насосах

Минимально необходимое давление компонента на входе в насос $p_{вх \min}$ определяется совершенством конструкции насоса и типом компонента топлива. С изменением температуры компонента минимальное давление на вход в насос изменится. Для обеспечения бескавитационной работы насоса двигательной установки необходимо, чтобы $p_{вх \min} = p_{б} + \Delta p_{к}$, $p_{б}$ — давление паров компонента топлива при данной температуре; $\Delta p_{к}$ — кавитационный запас насоса.

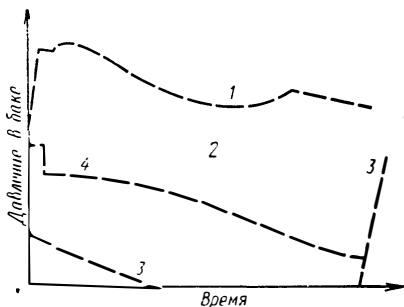


Рис. 11.8. Изменение предельных значений давления в топливном баке в полетных условиях (наземный запуск, высокое статистическое давление компонента):

1 — максимальное давление; 2 — область допустимых значений давления в баке; 3 — минимальное давление на входе в двигатель; 4 — минимальное давление (из условия обеспечения устойчивости стенок бака)

Давление компонента топлива на входе в насос до пуска ракеты определяется из выражения:

$$p_{\text{вх}} = p_6 + p_{\text{ст}}; \quad p_{\text{ст}} = \rho H_0,$$

где p_6 — давление газа наддува над свободной поверхностью компонента; $p_{\text{ст}}$ — давление столба компонента топлива (статическое давление); H_0 — начальная высота столба жидкости; ρ — плотность компонента топлива.

На активном участке траектории давление столба компонента на входе в насос является переменным. С одной стороны, высота столба жидкости уменьшается за счет выработки компонента топлива из бака. С другой стороны — ракета движется с осевым ускорением и на столб жидкости действует осевая перегрузка n_x , т. е. давление столба компонента топлива в каждый момент времени равно $p_{\text{ст}} = n_x \rho H$.

Минимальное давление $p_{\text{вх min}}$ компонента топлива на входе в насос определяется из уравнения Бернулли, записанного для двух сечений для произвольного момента времени полета. И учитывая, что $w_1 \gg w_6$ (w_6 — скорость движения поверхности жидкости в баке; w_1 — скорость жидкости на входе в насос), запишем:

$$p_{\text{вх min}} = p_6 + \rho n_x H - \rho \frac{w_1^2}{2} - \Delta p_{\Sigma}, \quad (11.14)$$

где Δp_{Σ} — гидравлические потери давления в системе (от свободной в баке до расчетного сечения на входе в насос).

Таким образом, если определена величина минимально допустимого давления на входе в насос $p_{\text{вх min}}$, то потребное давление в баке $p_{6 \text{ min}}$ из требования бескавитационной работы насосов должно быть таким, чтобы при минимальном значении давления столба жидкости $p_{\text{ст min}}$ обеспечивалось необходимое давление на входе в насос, т. е.

$$p_{6 \text{ min}} = p_{\text{вх min}} - p_{\text{ст min}} + \Delta p_{\Sigma} + \frac{\rho w_1^2}{2}. \quad (11.15)$$

Минимальное давление наддува, необходимое для исключения кавитации на заборном устройстве

При наддуве бака горячими газами верхний слой компонента топлива прогревается. Так по мере выработки компонента топлива из бака давление, создаваемое им, уменьшается, а упругость насыщенных паров увеличивается. При течении компонента топлива по проточной части заборного устройства возможно такое падение напора в некотором сечении, при котором местное давление становится равным давлению насыщения паров компонента при его температуре в этом сечении. В этом случае происходит холодное вскипание компонента топлива, что приводит к разрыву потока. Поэтому при проектировании систем питания необходимо учитывать кавитацию на заборных устройствах. Исключение кавитации

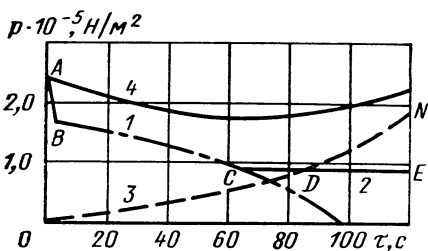


Рис. 11.9. Изменение по времени полета минимально необходимого давления для бака окислителя:
 1 — расчет по формуле (11.5); 2 — давление потери устойчивости бака; 3 — расчет по формуле (9.14); 4 — предельно допустимое давление в баке

на заборном устройстве обеспечивается при условии, что $p_{з,у} > p_s + \Delta p_k^*$, где $p_{з,у}$ — статическое давление в сжатом сечении; p_s — давление упругости компонента топлива при данной температуре; Δp_k^* — кавитационный запас заборного устройства.

Минимальное давление $p_{з,у \min}$ можно определить из уравнения Бернулли, записанного для двух сечений для произвольного момента времени, и учитывая, что $w_{сж} \gg w_b$, запишем:

$$p_{з,у} = p_0 + \rho g n_y H_{з,у} - \rho \frac{w_{сж}^2}{2} - \Delta p_{з,у}, \quad (11.16)$$

$H_{з,у}$ — уровень компонента от свободной поверхности до сжатого сечения в расходном трубопроводе; $w_{сж}$ — скорость компонента в сжатом сечении; $\Delta p_{з,у}$ — гидравлические потери давления в заборном устройстве.

Если определена величина минимально допустимого давления в сжатом сечении $p_{з,у}$, то минимальное давление в топливном баке p_{\min} должно быть таким, чтобы при минимальном давлении столба жидкости $p_{ст \min}$ обеспечивалось необходимое давление в сжатом сечении заборного устройства.

На рис. 11.9 приведены графики изменения давления газа внутри бака окислителя первой ступени ракеты. Из рисунка видно, что для бескавитационной работы насоса и обеспечения устойчивости бака необходимо, чтобы давление наддува в баке превышало давление, определяемое линией ABCDE.

Кривая 3 на рис. 11.9 характеризует минимальное необходимое давление в баке из условия обеспечения бескавитационной работы заборного устройства.

Из рисунка видно, что до 60 с полета минимальная величина давления наддува определяется из условия обеспечения минимально необходимого давления на входе в насос $p_{вх \min}$; с 60 до 80 с из условия обеспечения устойчивости стенок бака, а после 80 с полета из условия обеспечения минимально необходимого давления в заборном устройстве $p_{з,у}$.

Таким образом, для обеспечения нормальной работы системы питания минимальное значение давления в баке должны приниматься выше кривой ABCD.

11.3. ДАВЛЕНИЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО НАДДУВА

Системы предварительного наддува должны обеспечивать необходимое для бескавитационной работы давление на входе в насосы до момента выхода основной системы наддува на режим, минимальное время от подачи команды на наддув до перехода в готовность к запуску двигателя, а также должны обладать высокой надежностью функционирования в условиях эксплуатации ракеты и простотой конструкции.

Величина давления предварительного наддува должна обеспечиваться в диапазоне $p_{б \min} < p_{б} < p_{б \max}$.

Для исключения роста давления более $p_{б \max}$ на баке устанавливается предохранительный клапан с давлением открытия $p_{п.к} \approx p_{б \max}$. Излишек рабочего тела сбрасывается в окружающую среду.

Снижение давления менее допустимого $p_{б \min}$ исключается выбором при проектировании соответствующей величины свободного объема бака или подпиткой его до момента выхода системы наддува на основной режим. Поскольку свободный объем увеличивает массу бака, он должен быть минимальным.

Предварительный наддув баков может производиться:

сжатым газом от агрегатов наземного оборудования до момента старта и разрыва связей с ними;

сжатым газом из емкостей высокого давления, находящихся на борту ракеты;

газом, находящимся в свободном объеме баков при длительном хранении;

продуктами сгорания пороховых газогенераторов;

рабочим телом, образующимся при непосредственном вводе активных реагирующих веществ непосредственно в бак.

Если подпитка газовой подушки прекращается до момента включения двигателя, то, учитывая, что процесс расширения газа в баке можно принять изотермическим, минимальный свободный объем определяется по формуле

$$V_{II}^{\min} = \frac{p_{б \min} V_{с \max}}{p_{п.к} - p_{б \min}}, \quad (11.17)$$
$$V_{с \max} = V_3 + V_{д.},$$

где $V_{с \max}$ — максимальный объем компонента топлива, сливаемого из бака до момента выхода системы наддува на режим; V_3 — объем компонента, необходимого для заполнения гидравлических трактов двигательной установки; $V_{д.}$ — объем компонента топлива, который расходуется в двигателе до выхода системы наддува на режим.

Объем гидравлических трактов V_3 определяется конструкцией двигательной установки. Объем топлива $V_{д.}$ расходуемого на двигатель, является интегральным значением расхода от момента заливки двигателя τ_3 до выхода системы наддува на режим τ_H :

$$V_{\text{л}} = \int_{\tau_3}^{\tau_{\text{н}}} \dot{V} d\tau, \quad (11.18)$$

где \dot{V} — текущий секундный объемный расход топлива.

Если после запуска двигателя продолжается подпитка газовой подушки от агрегатов наземного оборудования, то необходимый расход газа в баке для подпитки рассчитывается по формуле

$$\dot{G}_{\text{п}} = \frac{p_{\text{б max}} V_{\text{с max}}}{(RT)_{\text{б}} (\tau_3 + \tau_{\text{н}})}. \quad (11.19)$$

Необходимо отметить, что расход газа для подпитки $\dot{G}_{\text{п}}$ является исходным для выбора элементов автоматики и расчета проходных сечений трубопроводов.

При использовании системы наддува с непосредственным вводом реагирующих веществ расход жидкого реагента рассчитывается по формуле

$$\dot{G}_{\text{п}} = \frac{p_{\text{б max}} V_{\text{с max}}}{(RT)_{\text{эфф}} (\tau_3 + \tau_{\text{н}})}, \quad (11.20)$$

где $(RT)_{\text{эфф}}$ — эффективная работоспособность газа наддува внутри бака.

При длительном хранении заправленных баков расчет давления в газовой подушке производится по формуле

$$p_{\text{б}} = p_{\text{р}} \frac{T_{\tau} V_0}{T V_{\tau}} \left[\frac{1 + \alpha_0}{1 + \alpha_{\tau}} + \beta \left(1 - \frac{1 + \alpha_0}{1 + \alpha_{\tau}} \right) \right] + p_{\text{с}}, \quad (11.21)$$

$$\alpha = \frac{V_{\text{ж}}}{V_0} \kappa RT,$$

где $V_{\text{ж}}$ — объем жидкого компонента в топливном баке; V , T — свободный объем и температура газа в баке; κ — коэффициент Генри; $p_{\text{р}}$ — расчетное давление в баке при хранении; $p_{\text{с}}$ — давление упругости паров компонента топлива; β — коэффициент неравновесности процесса в баке.

Индексами «нуль» и « τ » обозначены параметры соответственно в начальный и текущий моменты. Коэффициент β определяется экспериментально.

11.4. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ НАДДУВА

Давление наддува в баках при подаче топлива насосами значительно ниже давления в баках при подаче топлива с помощью вытеснительных систем, однако и в случае подачи топлива насосами масса газа, необходимого для наддува, вместе с массой всей системы наддува может составлять десятки и сотни килограммов. Очевидно, что правильный выбор системы наддува и рациональное определение основных параметров ее позволяет существенно уменьшить массу ракеты и, следовательно, увеличить дальность ее полета.

Тип оборудования, необходимого для наддува, и его масса зависят от схемы наддува. В состав газобаллонной системы наддува входят баллон (баллоны) сжатого газа, трубопроводы, регуляторы и клапаны. Масса газобаллонной системы наддува определяется массой газа в баллоне и баке после выключения двигательной установки, массой баллона и арматуры, т. е.

$$G = G_1 + G_2 + G_3,$$

где G_1 — масса рабочего тела, необходимая для наддува; G_2 — масса магистралей и арматуры; G_3 — масса газового баллона. Очевидно, что масса газового баллона и рабочего тела пропорциональна времени работы, а масса арматуры практически не зависит от времени работы системы наддува. Масса газового баллона составляет большую часть массы конструкции газобаллонной системы наддува.

Масса горячей системы наддува определяется из выражения

$$G = G_1 + G_2,$$

где G_1 — масса рабочего тела, необходимая для наддува; G_2 — масса магистралей и арматуры.

При горячем наддуве баков наиболее существенно влияет на весовую характеристику системы величина секундного расхода газа, необходимого для обеспечения давления наддува. Очевидно, что для каждого конкретного случая потребный расход газа определяется значениями исходных параметров газа и процессами, происходящими внутри бака. Характер этих процессов, в свою очередь, зависит от значений исходных параметров газа наддува, физико-химических свойств жидкого компонента, конструктивных особенностей бака, типа и расположения насадка, применяемого для ввода газа, и от многих других факторов. Трудность установления зависимости потребного расхода газа от значений определяющих параметров состоит в сложности внутрибачковых процессов и недостаточной изученности их.

Температура газа наддува определяется допустимой температурой материала стенок баков. Для баков, изготовленных из алюминиевых сплавов, допустимая температура стенки берется 150...200°С, для стальных баков (например, из нержавеющей стали) она значительно выше 400...800°С.

На экономичность системы наддува существенное влияние оказывает элементарный состав газа на входе в бак. Чем больше в продуктах сгорания неконденсирующихся при охлаждении внутри бака газов, тем рабочее тело эффективнее. Поэтому желательно применять такие рабочие тела, которые содержат минимальное количество паровой фазы.

Конечной целью расчета любой системы наддува является определение значений параметров системы. Важнейшее из этих требований — минимальная масса системы наддува.

Расчет расхода рабочего тела, необходимого для наддува баков

Уравнение (5.50) дает возможность вычислить расход газа \dot{G}_0 , необходимый для обеспечения требуемого давления в баке. Однако при этом должны быть известны изменения во времени всех величин, входящих в это уравнение. Вследствие недостаточной изученности процессов тепломассообмена в баке теоретическое выражение соответствующих зависимостей в настоящее время затруднительно, в связи с чем уравнение (5.50) в общем виде не может быть решено. Используя экспериментальные данные по наддуву баков [17, 18], можно предложить следующие два приближенных способа расчета расхода газа \dot{G}_0 , необходимого для обеспечения требуемого давления наддува.

Первый способ расчета секундного расхода \dot{G}_0 на наддув топливного бака основан на предположении о полной конденсации паровой фазы внутри бака.

Второй способ расчета секундного расхода \dot{G}_0 основан на использовании экспериментальных данных по наддуву масштабных (натурных) баков, т. е. расчет по $(RT)_{эф.}$

Первый способ расчета количества рабочего тела, необходимого для наддува баков

В работе [19] приведены экспериментальные данные по наддуву модельного бака сухим и влажным газом. Покажем, что связь между потребным расходом рабочего тела и его влажностью, установленная на модельных испытаниях, справедлива и для натурных (полномасштабных) баков не только с качественной, но и с количественной стороны.

Для упрощения решения уравнения (5.50) введем следующие предположения.

1. Давление в баке постоянное, т. е. $p = \text{const}$.
2. Секундная потеря тепла на теплоотдачу в газоподводящем канале мала, т. е. $\frac{dQ_r}{d\tau} = 0$.
3. Количество испаряющейся жидкости по сравнению с количеством поступающего в бак рабочего тела наддува мало, т. е. $\dot{G}_{II} = 0$.
4. Количество газа, удаляющегося через дренажно-предохранительный клапан, пренебрежимо мало, т. е. $\dot{G}_d = 0$.

При этих упрощающих предположениях уравнение (5.50) принимает вид:

$$\dot{G}_0 = \frac{\alpha}{\alpha - 1} \frac{p}{c_p^* T^*} \frac{\dot{G}_r}{\gamma_r} + \frac{1}{c_p^* T^*} \frac{dQ}{d\tau} + \frac{i_k}{c_p^* T^*} \dot{G}_k \quad (11.22)$$

При наддуве бака сухим горячим газом, получим

$$\dot{G}_{0c} = \frac{\alpha^*}{\alpha^* - 1} \frac{p}{c_p^* T^*} \frac{\dot{G}_r}{\gamma_r} + \frac{1}{c_p^* T^*} \frac{dQ}{d\tau} =$$

$$= \frac{p}{R^* T^*} \frac{\dot{G}_r}{\gamma_r} + \frac{1}{c_p T^*} \frac{dQ}{d\tau}. \quad (11.23)$$

Следует иметь в виду, что уравнение (11.22) отличается от уравнения (11.23) не только наличием дополнительного члена в правой части, но и величиной секундной потери тепла и значением α .

Наконец при наддуве холодным газом (с температурой T_x , равной температуре жидкого компонента) выражение для потребного расхода принимает вид

$$G_{0x} = \frac{\alpha}{\alpha - 1} \frac{p}{c_p T_x} = \frac{p}{R T_x} \frac{\dot{G}_r}{\gamma_r}. \quad (11.24)$$

Сравнивая уравнения (11.23) и (11.24), можно заметить, что увеличение начальной температуры газа ($T^* > T_x$) способствует уменьшению потребного расхода его, однако эффект подогрева ослабляется усилением теплоотдачи. На рис. 11.10 штриховая кривая изображает зависимость относительного расхода $\bar{G}_{0c} = \frac{\dot{G}_{0c}}{\dot{G}_{0x}}$ от величины относительного подогрева $\Delta\bar{T} = \frac{\Delta T}{T_x} = \frac{T^* - T_x}{T_x}$, рассчитанную по уравнению (11.23) и (11.24) в предположении отсутствия теплоотдачи. В этом случае

$$\bar{G}_{0c} = \frac{T_x}{T^*} = \frac{1}{1 + \Delta\bar{T}}. \quad (11.25)$$

Кривая $d=0$ показывает зависимость $\bar{G}_{0c} = f(\Delta\bar{T})$, полученную экспериментально при наддуве модельного бака сухим горячим воздухом (см. работу [14]). Эта зависимость имеет вид:

$$\bar{G}_{0c} = 1 - \beta \Delta\bar{T} = \frac{1}{1 + \Delta\bar{T}} + \left(\frac{1}{1 + \Delta\bar{T}} - \beta \right) \Delta\bar{T}. \quad (11.26)$$

Здесь β — эмпирический коэффициент, существенно зависящий от типа насадка, через который вводится рабочее тело наддува в бак. Для насадка цилиндрической формы, создающего единичную струю, направленную в зеркало жидкости, $\beta = 0,11$; для насадков, создающих большое количество струй малого диаметра, имеющих небольшую дальность, $\beta = 0,17 \dots 0,18$. Второй член правой части уравнения (11.26) представляет собой экспериментальную поправку к формуле (11.25), учитывающую эффект теплоотдачи. Раз-

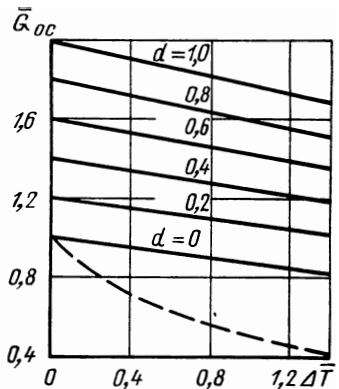


Рис. 11.10. Зависимость относительного расхода рабочего тела \bar{G}_{0c} , необходимого для наддува бака горячего, от относительного избыточного температурного напора его на входе в бак $\Delta\bar{T}$ при разном влагосодержании d и наличии теплоотдачи (сплошная линия) и при отсутствии теплоотдачи (штриховая линия)

ность ординат штриховой кривой и линии $d=0$ (см. рис. 11.10) иллюстрирует увеличение потребного расхода газа вследствие теплоотдачи.

Из сравнения уравнений (11.22) и (11.23) видно, что содержание в газе паровой фазы, выпадающей в виде конденсата, увеличивает потребный расход G_0 . Если в первом приближении принять $i_{\kappa}=i^*$, $\kappa=\kappa^*$ и секундную потерю тепла считать независимой от процесса конденсации, то можно записать

$$\dot{G}_0 = \dot{G}_{0c} + \dot{G}_{\kappa} \quad (11.27)$$

Равенство $\kappa=\kappa^*$ означает, что в уравнении (11.23) величина κ^* должна быть определена по значениям теплоемкостей, рассчитанных по составу газа в баке без учета паровой фазы ($d\kappa/d\tau=0$), т. е. указанное равенство означает предположение о полной конденсации паровой фазы.

Выражение (11.27) можно представить в безразмерном виде:

$$\bar{G}_0 = \bar{G}_{0c}(1+d), \quad (11.28)$$

где $\bar{G}_0 = \frac{\dot{G}_0}{\dot{G}_{0\kappa}}$; $\bar{G}_{0c} = \frac{\dot{G}_{0c}}{\dot{G}_{0\kappa}}$ — относительные расходы влажного и сухого газа; $d = \frac{\dot{G}_{\kappa}}{\dot{G}_0 - \dot{G}_{\kappa}}$ — влагосодержание газа на входе в бак. Влагосодержание рассчитывается по формуле

$$d = \frac{\sum g_i}{1 - \sum g_i},$$

где g_i — массовые доли парообразных компонентов газа, которые конденсируются внутри бака.

Подставляя в (11.28) выражение \bar{G}_{0c} из уравнения (11.26), получаем:

$$\bar{G}_0 = \left[\frac{1}{1 + \Delta\bar{T}} + \left(\frac{1}{1 + \Delta\bar{T}} - \beta \right) \Delta\bar{T} \right] (1+d) = (1 - \beta\Delta\bar{T})(1+d). \quad (11.29)$$

На рис. 11.10 показаны зависимости \bar{G}_{0c} от $\Delta\bar{T}$, построенные по уравнению (11.29) при различных значениях d .

Таким образом, уравнение (11.29) может быть использовано для приближенного расчета относительного расхода $\bar{G}_0 = \frac{\dot{G}_0}{\dot{G}_{0\kappa}}$ газа, необходимого для поддержания заданного постоянного давления наддува в топливном баке, при известных значениях влагосодержания d и относительной избыточной температуре $\Delta\bar{T} = \frac{T^* - T_x}{T_x}$ на входе в бак. По значениям \bar{G}_0 и $G_{0\kappa}$, определенному по уравнению (11.24), находится абсолютная величина необходимого расхода газа

$$\dot{G}_0 = \bar{G}_0 G_{0\kappa}. \quad (11.30)$$

Состав газа в баке горючего НДМГ

Место отбора пробы газа	Газовая фаза, объемные проценты								Жидкая фаза, весовые проценты			
	NH ₃	CO ₂	C ₂ H ₄	O ₂	CO	N ₂	H ₂	CH ₄	NH ₃	Амины	НДМГ	H ₂ O
ЖГГ	0,4	0,0	1,1	0,25	5,35	30,6	27,1	35,2	11,8	12,4	17,5	58,3
Смеситель	0,2	0,7	1,4	1,2	6,7	32,4	26,4	31,0	2,6	1,76	74,8	20,84
Верх бака	0,5	0,3	1,2	2,0	5,2	—	26,2	34,4	—	—	—	—
Низ бака	0,2	0,2	1,1	1,0	4,9	37,8	24,7	30,1	—	—	—	—
ЖГГ	—	0,1	1,6	0,8	5,6	29,7	29,7	31,6	5,35	2,17	30,5	61,81
Смеситель	0,5	0,4	1,1	1,4	4,2	34,7	28,5	29,2	10,5	2,3	42,8	44,8
Верх бака	0,4	0,3	0,3	2,9	5,7	32,4	26,4	31,6	—	—	—	—
Низ бака	0,5	0,3	1,4	1,6	7,2	32,3	29,5	27,2	—	—	—	—

Средняя температура газа в баке согласно уравнению состояния может быть определена по формуле

$$T_{cp} = \frac{1+d}{\gamma_r} \frac{\dot{G}_{rp}}{\dot{G}_0 R} \quad (11.31)$$

Сравнение расчетных и экспериментальных данных

В описанных методиках расчета состава газа в топливных баках и расхода газа, необходимого для наддува, заложены некоторые упрощающие предположения. Так, в методике расчета состава газа было принято допущение о полной конденсации паровой фазы. В формулу (11.29) для определения потребного расхода газа входит коэффициент β , учитывающий теплоотдачу.

Численное значение этого коэффициента получено в опытах с модельным баком малого размера. Поэтому возникает необходимость сравнения результатов расчета по этим методикам с экспериментальными данными, полученными при наддуве натуральных топливных баков ракет.

В табл. 11.2 приведен экспериментальный состав газа в баке горючего НДМГ. Газ для наддува получали в смесительной камере, в которую поступали продукты сгорания турбинного ЖГГ, работающего на топливе НДМГ + N₂O₄, и балластное горючее [18].

В табл. 11.3 приведен экспериментальный состав газа в баке окислителя 80% HNO₃ + 20% N₂O₄, наддуваемого продуктами сгорания турбинного ЖГГ, который работал на том же окислителе и горючем тонка-250 [18].

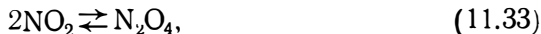
Данные табл. 11.2 и табл. 11.3 подтверждают справедливость принятого выше допущения о выпадении паровой фазы из состава рабочего тела наддува вследствие конденсации внутри топливных баков.

Состав газа в баке окислителя N_2O_4 при $T_r = 80^\circ C$

k	R , Дж кг·град	Состав газа в массовых долях							
		CO ₂	NO	N ₂	HNO ₃	O ₂	NO ₂	N ₂ O ₄	H ₂ O
Расчетные данные									
12	195,45	0,1050	0,1440	0,1010	—	—	0,500	0,1500	—
18	184,33	0,0743	0,1066	0,0697	—	—	0,5752	0,1742	—
21	181,68	0,0638	0,0919	0,0609	—	—	0,6060	0,1784	—
24	178,44	0,0563	0,0830	0,0534	—	—	0,6160	0,1913	—
Экспериментальные данные									
18	294,50	0,3215	0,1461	0,3043	—	0,006	—	—	0,2221
21	332,56	0,130	0,123	0,1893	—	0,0055	0,141	—	0,412

В табл. 11.3 приведен также расчетный состав газа в баке окислителя в разные моменты времени ($\tau=0$ с соответствует расчетному составу продуктов сгорания ЖГГ). Как расчеты, так и эксперименты свидетельствуют о существенном изменении во времени состава и газовой постоянной рабочего тела наддува в баке окислителя. Следует, однако, подчеркнуть, что резкое изменение состава и R газа происходит только в первые 15...20 с.

Это вполне естественно, так в работе [18] показано, что из двух наиболее существенных химических реакций внутри бака окислителя:

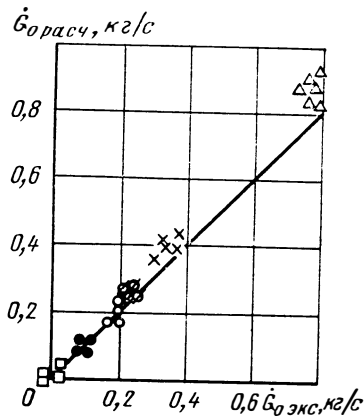


реакция (11.32) в основном заканчивается в первые 15...20 с, а химическое равновесие реакции (11.33) устанавливается практически мгновенно.

Для проверки методики расчета газа, необходимого для наддува баков, были использованы экспериментальные данные, полученные при отработке наддува топливных баков. Наддув бака горючего проводили продуктами сгорания турбинного ЖГГ, работающего на компонентах НДМГ+70% HNO₃+30% N₂O₄, НДМГ+N₂O₄, и продуктами сгорания однокомпонентного ЖГГ, работающего на НДМГ. Продукты сгорания, отбиравшиеся из ЖГГ для наддува бака горючего, охлаждались в смесительной камере путем впрыска жидкого НДМГ [18].

На рис. 11.11 приведены расчетные и экспериментальные значения расходов газа, необходимого для наддува топливных баков ракет. Расчет производился по формуле (11.44), причем значение β было принято таким, как и для модельного бака, а именно: $\beta^* = 0,17$. Из рисунка видно, что с увеличением размера бака получа-

Рис. 11.11. Расчетные (сплошная линия) и экспериментальные значения (точки) расходов рабочего тела, необходимого для наддува бака горячего



ется некоторое завышение расчетных значений расхода газа по сравнению с экспериментальным. Последнее можно объяснить следующими двумя причинами. С увеличением размера бака объем его возрастает быстрее, чем поверхность теплоотдачи, что приводит к уменьшению секундной потери тепла. Таким образом, с увеличением размеров бака коэффициент β^* должен несколько увеличиваться, что не учитывается приближенной методикой.

Другой причиной некоторого расхождения расчетных и экспериментальных данных может быть неучет приближенной методикой влияния размеров бака на полноту конденсации паровой фазы.

Следует также отметить возможность неточного определения влагосодержания рабочего тела на входе в бак.

Хорошее совпадение расчетных и экспериментальных данных имеет место, если в формуле (11.29) для больших объемов баков значения коэффициента β^* приняты равными 0,2...0,24.

Второй способ расчета количества рабочего тела, необходимого для наддува баков

Процессы, происходящие в баке при наддуве горячими газами (теплообмен, конденсация, испарение, химические реакции), в настоящее время изучены недостаточно, поэтому теоретическое определение расхода газа на наддув бака с требуемой точностью не представляется возможным. При расчете горячих систем наддува обычно используется эффективная работоспособность газа внутри бака $(RT)_{\text{эфф}}$, которая определяется экспериментальным путем при обработке горячих систем наддува.

Работоспособность газа наддува внутри бака рассчитывается по формуле

$$(RT)_{\text{эфф}} = \frac{p_{\tau} V_{\tau}}{G_{\Sigma\tau}}, \quad (11.34)$$

где p_{τ} — абсолютное давление в баке на момент времени τ , Н/м²; V_{τ} — объем газовой «подушки» в баке на момент времени τ , м³; $G_{\Sigma\tau}$ — количество газа, израсходованного на наддув бака к моменту времени τ , кг.

Количество израсходованного газа на наддув бака на момент времени τ определяется из выражения

$$G_{\Sigma\tau} = G_0 + \dot{G}_{\tau} V_{\tau},$$

где G_0 — масса газа предварительного наддува в кг; G_r — суммарный секундный расход газа на наддув бака в кг/с.

Объем газовой «подушки» на момент времени τ определяется из выражения

$$V_\tau = V_0 + \dot{V}_\tau,$$

где V_0 — объем недолива топливного бака при заправке в м^3 ; \dot{V} — секундное значение объемного расхода жидкости из бака в $\text{м}^3/\text{с}$. Величина $(RT)_{\text{эфф}}$ является функцией всех параметров, характеризующих процессы в баке при наддуве горячими газами.

Анализ экспериментальных данных по наддуву натуральных баков показывает.

1. На работоспособность газа внутри бака оказывает влияние конструкция топливного бака, температура жидкости внутри бака, температура газа на входе в бак, количество паровой фазы, содержащейся в рабочем теле наддува.

2. В процессе работы системы наддува происходит стабилизация $(RT)_{\text{эфф}}$ (см. табл. 11.2 и 11.3).

Поэтому при расчете необходимого количества газа наддува можно использовать численные значения $(RT)_{\text{эфф}}$, соответствующие времени $\tau = 20 \dots 30$ с.

В работе [18] приведены аналитические зависимости и монограммы для определения $(RT)_{\text{эфф}}$ от величины комплекса K_V . Ниже приведены некоторые уравнения для расчета $(RT)_{\text{эфф}}$ от комплекса K_V , заимствованные из работы [18].

$$K_V = \frac{V}{G} p, \quad (11.35)$$

где V и G — объем и масса топливного бака соответственно.

Комплекс K_V учитывает конструктивные особенности топливного бака.

Зависимость $(RT)_{\text{эфф}}$ от комплекса K_V можно записать при наддуве от газогенератора и смесителя имеет вид

для бака с горючим (керосин, тонка-250, НДМГ и др.) с наддувом от смесителя:

$$(RT)_{\text{эфф}} = 9,81 T_{\text{вх}}^{0,3} T_{\text{к}}^{0,05} (0,0714 K_V + 760) \quad (11.36)$$

при $1 \leq T_{\text{к}} \leq 30^\circ \text{C}$;

для бака с N_2O_4 с наддувом от газогенератора:

$$(RT)_{\text{эфф}} = 9,81 T_{\text{вх}}^{0,25} (0,04182 K_V + 1318) \quad (11.37)$$

при $1 \leq T_{\text{к}} \leq 25^\circ \text{C}$.

Уравнение (11.37) можно применять для расчета $(RT)_{\text{эфф}}$ в интервале температур $200 \leq T_{\text{вх}} \leq 700^\circ \text{C}$ с ошибкой до 7%.

Секундный расход массы газа G_0 на наддув бака может быть определен по формуле

$$\dot{G}_0 = \frac{p_6 \dot{V}_6}{(RT)_{\text{эфф}}}, \quad (11.38)$$

где $(RT)_{\text{эфф}}$ — эффективная работоспособность газа внутри бака.

Расчет секундного расхода массы газа G_0 на наддув бака производится в следующей последовательности.

1. По давлению газа в баке p_6 , объему бака V и массе бака G — определяют комплекс K_V по формуле (11.47).

2. По комплексу K_V и заданным параметрам $T_{\text{вх}}$ и $T_{\text{к}}$ определяют $(RT)_{\text{эфф}}$ по формуле (11.36) или (11.37) в зависимости от того, рассчитывается расход газа для наддува бака горючего или окислителя. Для определения $(RT)_{\text{эфф}}$ можно использовать также графики зависимости $(RT)_{\text{эфф}} = f(K_V)$, приведенные в работе [15].

На стадии эскизного проектирования для выбранной конструкции топливного бака использование зависимостей (11.36)...(11.37) дает возможность легко рассчитать параметры системы наддува.

Определение параметров системы наддува по экспериментальным зависимостям $(RT)_{\text{эфф}} = f(K_V)$ значительно упрощает выбор их на стадии эскизного проектирования ракеты.

11.5. МАССА КОНСТРУКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМ НАДДУВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

Весовая сводка включает перечень основных узлов, агрегатов и трубопроводов, входящих в систему питания с указанием их массы. На стадии эскизного проектирования масса узлов и агрегатов определяется приблизительно с учетом статистических данных и опыта проектирования аналогичных систем питания. Весовая сводка необходима для первоначальной оценки массы системы питания и подтверждения соответствия ее величине, заданной в техническом задании.

Для ракет и ракет-носителей, работающих на высококипящих компонентах топлива, был произведен анализ массы конструктивных элементов системы наддува. Анализ проводился по газобаллонным и «горячим» системам наддува. Были рассмотрены и оценены характеристики узлов наддува (газогенераторы, смесители); баллонов высокого давления; систем наддува (с узлами автоматики) топливных баков с учетом массы крепежных деталей.

Горячие системы наддува

Анализ различных вариантов конструкции газогенераторов, применяемых в системах наддува баков ракет на самовоспламеняющихся высококипящих компонентах топлива, показал, что масса конструкции газогенераторов прямо пропорциональна секунднему

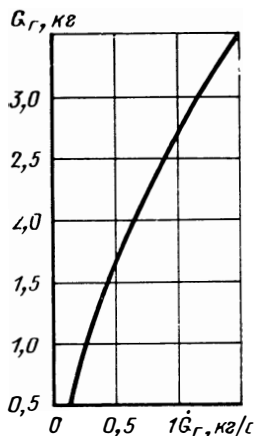


Рис. 11.12. Зависимость массы конструкции газогенераторов наддува от секундного расхода газа

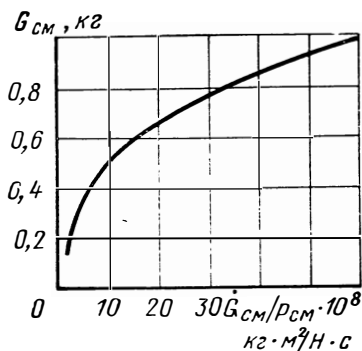


Рис. 11.13. Зависимость массы конструкции смесителя наддува от секундного расхода газа и давления в камере

расходу газа и обратно пропорциональна давлению в газогенераторе. На рис. 11.12 представлена зависимость массы конструкции газогенератора наддува от секундного расхода газа $G_{гр} = f(\dot{G}_r)$, а на рис. 11.13 — массы конструкции смесителей наддува от секундного расхода газа и давления в камере $G_{см} = f\left(\frac{\dot{G}_{см}}{p_{см}}\right)$.

Массы конструкций «горячих» систем наддува для ракет рассчитывались по следующей зависимости:

$$G_{к} = G_{г} + G_{тр} + G_{кр},$$

где $G_{гр}$ — масса конструкции газогенераторов наддува; $G_{тр}$ — масса конструкции трубопроводов и арматуры (электропневмоклапаны, реле давления, предохранительные и дренажные клапаны, узел ввода газа наддува и т. д.); $G_{кр}$ — суммарная масса деталей крепежа.

Суммарная масса конструкции $G_{к}$ горячих систем наддува (при расположении газогенератора в хвостовом отсеке ракеты) зависит от массового секундного расхода газа на наддув бака; давления в газогенераторе $p_{гр}$; давления газа в баке (конечного) $p_{б}$; объемного секундного расхода компонента из бака \dot{V} .

Масса газогенератора наддува пропорциональна секунднему расходу газа на наддув, т. е.

$$G_{гр} \sim \dot{G}_r.$$

Масса трубопровода наддува пропорциональна диаметру и длине трубопровода, т. е.

$$G_{\text{тр}} \sim d_{\text{тр}} l_{\text{тр}}; \quad l_{\text{тр}} \sim \frac{V_6}{F_6} = H_6,$$

где V_6 и F_6 — объем и площадь топливного бака; H_6 — длина топливного бака.

Нетрудно заметить, что при известных параметрах рабочего тела наддува можно записать соотношения диаметра и площади проходного сечения трубопровода:

$$d_{\text{тр}} \sim \sqrt{F_{\text{тр}}}; \quad F_{\text{тр}} \sim \frac{\dot{G}_r}{\sqrt{\Delta p}};$$

$$\dot{G}_r \sim \dot{V} p_6; \quad \Delta p = p_r - p_6,$$

где $F_{\text{тр}}$ — площадь проходного сечения трубопровода; p_r , p_6 — давление в газогенераторе и баке соответственно. Таким образом, в общем случае можно записать, что

$$G_k = f(\dot{G}, \Delta p, p_6, \dot{V}, H_6).$$

На основании изложенного был введен комплекс

$$K_G = \sqrt{\frac{V p_6}{\sqrt{\Delta p}}} H_6.$$

Оценка массы конструкции «горячих» систем наддува существующих ракет производилась по зависимости

$$G_k = f(K_G),$$

фактические значения которой представлены на рис. 11.14.

Анализ конструкций «горячих» систем наддува показал, что масса конструкций «горячей» системы наддува при расположении газогенератора наддува непосредственно на баках меньше массы конструкции системы наддува в случае расположения газогенератора непосредственно у двигателей (в хвостовом отсеке ракеты) на 30...40%. В последнем случае значительную долю в суммарной массе конструкций системы наддува составляет масса трубопроводов наддува с крепежом (>50% G_k). При этом в случае расположения газогенератора наддува непосредственно на баках масса конструкции систем наддува составляет 20...25% от ее суммарной массы, т. е.

$$G_k = (20...25)\% G_{\Sigma},$$

где $G_{\Sigma} = G_k + G_{\text{р.т}}$; $G_{\text{р.т}}$ — масса рабочего тела газа наддува.

При расположении газо-

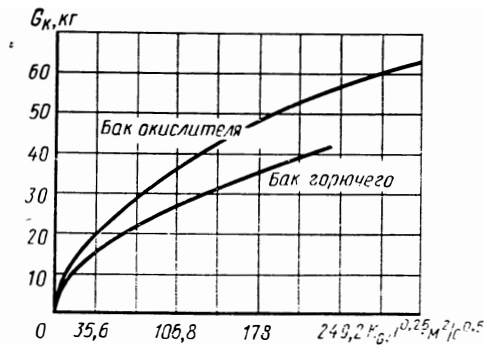


Рис. 11.14. Зависимость массы конструкции «горячих» систем наддува от комплекса K_G

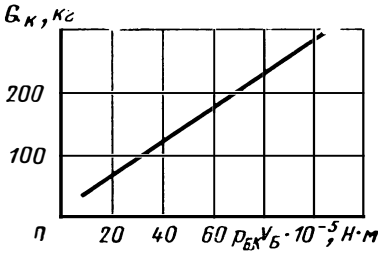


Рис. 11.15. Зависимость массы газобаллонной системы наддува от объема бака и давления газа внутри бака

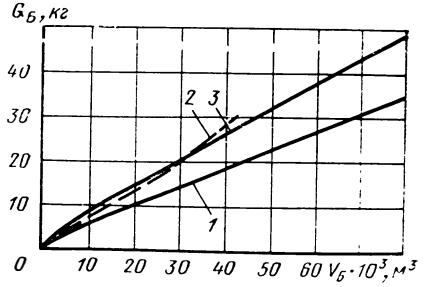


Рис. 11.16. Зависимость массы баллонов высокого давления от объема баллона:
 1 — баллон из титана при $p=20 \pm 1$ МПа; 2 — баллон из титана при $p=30 \pm 2$ МПа; 3 — баллон из стали при $p=20 \pm 1$ МПа

генератора в хвостовом отсеке масса конструкции системы наддува составляет 30 ... 40% от суммарной массы системы наддува, т. е. $G_k = (30 \dots 40) G_\Sigma$.

Газобаллонные системы наддува

Анализ газобаллонных систем наддува производился по следующей зависимости:

$$G_k = G_b + G_{тр} + G_{кр},$$

где G_b — масса баллонов.

В результате проведенного анализа газобаллонных систем наддува установлено, что масса конструкции газобаллонной системы наддува линейно зависит от объема топливного бака и величины давления газа в баке в конце наддува.

На рис. 11.15 приведена зависимость $G = f(V_b, p_{б.к})$. Эта зависимость аппроксимируется зависимостью вида

$$G_k = 11 + 2,7(p_{б.к} V_b) \cdot 10^{-5},$$

где $p_{б.к}$ — давление газа внутри бака в конце работы системы наддува, Н/м²; V_b — объем топливного бака, м³.

На рис. 11.16 приведена зависимость массы газовых баллонов от объема баллона и величины давления. Из рисунка видно, что масса баллона зависит от величины давления и материала, из которого изготовлен баллон. Так, изготовление шаровых баллонов из титана позволяет уменьшить массу баллона на 30% по сравнению с массой шарового баллона, изготовленного из стали.

Необходимо отметить, что масса конструкции газобаллонных систем наддува составляет 70% от ее суммарной массы с учетом газа наддува, т. е. 30% приходится на массу рабочего тела наддува.

1. **Абрамович Г. Н.** Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1969. 824 с.
2. **Агроскин И. И., Дмитриев Г. Т., Пикалов Ф. И.** Гидравлика. М.: Энергия, 1964. 484 с.
3. **Аксельрод Э. Л., Ильин В. П.** Расчет трубопроводов. Л.: Машиностроение, 1975. 240 с.
4. **Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П.** Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1980. 534 с.
5. **Альтшуль А. Д.** Гидравлические сопротивления. М.: Недра, 1970. 374 с.
6. **Альтшуль А. Д., Киселев П. Г.** Гидравлика и аэродинамика. М.: Стройиздат, 1975. 274 с.
7. **Аронович Г. В., Картвелишвили Н. А., Любимцев Я. К.** Гидравлический удар и уравнительные резервуары. М.: Наука, 1968. 247 с.
8. **Антрощенко В. И., Каргин С. Н.** Технология азотной кислоты. М.: Госхимиздат, 1954. 494 с.
9. **Балдина О. М., Байтина Ц. М.** Образование вихревых воронок над опускаемыми трубами. — Теплоэнергетика, 1955, № 10, с. 17—21.
10. **Баррер М.** и др. Ракетные двигатели. М.: Оборонгиз, 1962. 799 с.
11. **Башта Т. М.** Гидропровод и гидропневмоавтоматика. М.: Машиностроение, 1972. 320 с.
12. **Башта Т. М.** Машиностроительная гидравлика. М.: Машиностроение, 1971. 671 с.
13. **Белик Н. П.** К расчету собственных частот колебания жидкости в сложных трубопроводах. Изв. вузов. Сер. авиационная техника, 1965, № 2, с. 3—8.
14. **Беляев Н. М.** Термодинамика тела переменной массы. Днепропетровск: Изд. ДГУ, 1981. 112 с.
15. **Беляев Н. М.** Расчет пневмогидросистем летательных аппаратов. Днепропетровск: Изд. ДГУ, 1981. 112 с.
16. **Беляев Н. М., Белик Н. П., Уваров Е. И.** Реактивные системы управления космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1979. 232 с.
17. **Беляев Н. М., Шандоров Г. С.** К вопросу о воронкообразовании без вращения при сливе жидкости через донные отверстия. — Гидроаэромеханика. Харьков: Изд. ХГУ, вып. 2, 1965, с. 27—32.
18. **Беляев Н. М.** Системы наддува топливных баков ракет. М.: Машиностроение, 1976. 336 с.
19. **Беляев Н. М.** Исследование прогрева жидкости при подводе теплового потока со стороны свободной поверхности. — Гидромеханика и теория упругости. Харьков: Изд. ХГУ, вып. 3. 1966, с. 21—33.
20. **Бержерон Л.** От гидравлического удара в трубах до разряда в электрической сети. М.: Машиностроение, 1969. 348 с.
21. **Блохин В. И.** Экспериментальное исследование гидравлического удара в магистральном трубопроводе с тупиковым отводом. — В кн.: Научные исследования по теплотехнике в 1970 г. Л.: Энергия, 1971. с. 3—14.
22. **Ботук Б. О.** Гидравлика. М.: Высшая школа, 1962. 450 с.
23. **Бугаенко В. Ф.** Пневмоавтоматика ракетно-космических систем. М.: Машиностроение, 1979. 168 с.

24. **Васильев А. П., Кудрявцев В. М.** Основы теории и расчета жидкостных двигателей. М.: Высшая школа, 1968. 675 с.
25. **Волков Е. Б., Сырицын Т. А., Мазинг Г. Ю.** Статика и динамика ракетных двигательных установок. М.: Машиностроение, 1978.
26. **Володин В. А.** Конструкция и проектирование ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1971. 336 с.
27. **Глушко В. П.** Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР. М.: Машиностроение, 1981. 206 с.
28. **Глушко В. П.** Ракетные двигатели ГДЛ—ОКБ. М.: Изд-во АПН, 1975. 36 с.
29. **Гуревич Д. Ф.** Трубопроводная арматура. Л.: Машиностроение, 1975. 312 с.
30. **Глюк** и др. Искривление поверхности жидкости при ее расходе из бака в условиях близких к невесомости. — Вопросы ракетной техники, 1967, № 5, с. 45—55.
31. **Двигательные установки ракет на жидком топливе/Под ред. Эллиот Ринг.** М.: Мир, 1966. 402 с.
32. **Де Брок** и др. Системы подачи топлива, использующие силы поверхностного натяжения. — Вопросы ракетной техники, 1967, № 2, с. 34—49.
33. **Добровольский М. В.** Жидкостные ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1968. 395 с.
34. **Егоров А. И.** Гидравлический расчет трубчатых систем для распределения воды в водопроводных очистных сооружениях. М.: Госиздат по строительству, архитектуре и стройматериалам, 1960. 247 с.
35. **Жуковский Н. Е.** Избранные сочинения. Т. 2. М.: Гостехиздат, 1948. 422 с.
36. **Идельчик Н. Е.** Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М.: Машиностроение, 1975. 559 с.
37. **Исследование и разработка перспективных систем наддува.** — Вопросы ракетной техники, 1969, № 2, с. 36—54.
38. **Иодис С. В.** Двигательные установки космического корабля «Аполлон». — Вопросы ракетной техники. 1969, № 12, с. 17—29.
39. **Кенни и Фридман.** Наддув топливных баков путем впрыска реагирующего компонента. — Вопросы ракетной техники, 1966, № 7, с. 13—27.
40. **Киселев П. Г., Альтшуль А. Д., Даниченко Н. В.** Справочник по гидравлическим расчетам. М.: Энергия, 1974. 313 с.
41. **Ковит.** Ракеты Сатурн. — Вопросы ракетной техники. 1965, № 9, с. 51—64.
42. **Колесников К. С., Самойлов Е. А., Рыбак С. А.** Динамика топливных систем ЖРД. М.: Машиностроение, 1975. 171 с.
43. **Комаров А. А., Сапожников В. М.** Трубопроводы и соединения для гидросистем. М.: Машиностроение, 1967. 232 с.
44. **Космонавтика.** Маленькая энциклопедия/Под ред. В. П. Глушко. М.: Советская энциклопедия, 1970. 592 с.
45. **Крюков А. И., Гликин И. М., Фионин В. И.** Гибкие металлические рукава. М.: Машиностроение, 1970. 204 с.
46. **Кутателадзе С. С., Боришанский В. М.** Справочник по теплопередаче. М.: Госэнергоиздат, 1959. 414 с.
47. **Мамонтов М. А.** Некоторые случаи течения газа. М.: Оборонгиз, 1951. 594 с.
48. **Махин В. А., Присняков В. И., Белик Н. П.** Динамика жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1969. 384 с.
49. **Механика в СССР за 50 лет.** Т. II. М.: Наука, 1970. с. 328—329.
50. **Микишев Г. Н., Рабинович Б. И.** Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость. М.: Машиностроение, 1971. 311 с.
51. **Моисеев И. В., Степанчук В. Ф.** Расчет истечения из резервуара. — Изв. вузов. Сер. энергетика, 1966, № 4, с. 69—73.
52. **Морозов И. И.** Приближенный расчет процесса опорожнения газовой емкости. — ИФЖ, 1959, № 17, с. 45—51.
53. **Морозов И. И., Есин В. И.** К определению показателя полнотропы процесса расширения газа в баллоне высокого давления. — ИФЖ, 1964, № 6, с. 20—25.

54. **Мошкин Е. К.** Пестационарные режимы работы ЖРД. М.: Машиностроение, 1970. 205 с.
55. **Пенцак И. Н.** Теория полета и конструкция баллистических ракет. М.: Машиностроение, 1974. 344 с.
56. **Петров Г. А.** Гидравлика переменной массы. Движение жидкости с изменением расхода вдоль пути. Изд. ХГУ, 1964. 224 с.
57. **Пневмогидравлические** системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями/Под ред. акад. В. Н. Челомея. М.: Машиностроение, 1978. 240 с.
58. **Поликовский В. И., Перельман Р. Г.** Воронкообразование в жидкости с открытой поверхностью. М.: Госэнергоиздат, 1959. 191 с.
59. **Портер, Станфорд.** Вытеснительные устройства для топливных систем космических аппаратов. — Вопросы ракетной техники, 1966, № 4, с. 57—65.
60. **Сапожников В. М.** Монтаж и испытания гидравлических и пневматических систем на летательных аппаратах. М.: Машиностроение, 1972. 271 с.
61. **Саттон Д.** Ракетные двигатели. М.: ИЛ, 1952. 328 с.
62. **Сидов В. И.** Об одной задаче наполнения переменного объема сжатым газом. — Гидроаэромеханика. Харьков: Изд. ХГУ, вып. 2, 1965, с. 15—23.
63. **Сидов В. И., Моруга Г. А., Черемных М. М.** Теплообмен в газовой емкости при опорожнении. Гидроаэромеханика. Харьков: Изд. ХГУ, вып. 4, 1966, с. 28—31.
64. **Сизонов В. С.** О динамическом провале уровня свободной поверхности жидкости конечной глубины над сливным отверстием. — Изв. АН СССР. Сер. механика жидкости и газа, 1971, вып. 6, с. 72—75.
65. **Синярев Г. Б., Добровольский М. В.** Жидкостные ракетные двигатели. М.: Оборонгиз 1957. 580 с.
66. **Слуцкий Е. Е.** Таблицы вычисления неполной Г-функции и функции вероятности. Изд. АН СССР, 1950, 71 с.
67. **Стифф.** Двигательные установки ракеты-носителя «Титан-3». — Вопросы ракетной техники, 1965, 23—31 с.
68. **Токарев В. Е.** Истечение жидкости из емкости с образованием воронки. — Изв. вузов. Сер. Авиационная техника, 1967, № 3, 37—43.
69. **Цейров Е. М.** Вопросы термодинамики воздушных выключателей. М—Л.: Госэнергоиздат, 1963. 286 с.
70. **Чарный И. А.** Неустановившееся движение реальной жидкости в трубах. М.: Недра, 1975. 296 с.
71. **Шевяков А. А.** Автоматика авиационных и ракетных силовых установок. М.: Машиностроение, 1970. 660 с.
72. **Эдельман А. И.** Топливные клапаны жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1970. 244 с.
73. **Allen D. T., Bekemeyer L. G.** Design of the Saturn S—IV Stage Propellant Utilization System. IRE Internat. Convent. Rec. 10, 1962.
74. **Distortion of a free surface during tank discharge.** Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3, N 11.
75. **The formation of a dip the surface of liquid draining from a tank.** Fluid Mechanics, 1967.

	<i>Стр</i>
Предисловие	3
Глава 1. Общие сведения о ракетах и ракетных двигателях	4
Глава 2. Основные сведения о пневмогидравлических системах	12
2.1. Системы питания. Назначение систем питания и основные требования к ним	12
2.2. Пневмогидравлическая схема ракет с ЖРД	21
2.3. Системы наддува. Основные требования и классификация	26
Глава 3. Трубопроводы	36
3.2. Назначение трубопроводов. Основные требования при проектировании трубопроводов	36
3.2. Конструкция трубопроводов и элементы их крепления	39
3.3. Соединение трубопроводов	41
3.4. Выбор диаметров трубопроводов	43
Глава 4. Топливные баки	46
4.1. Назначение топливных баков. Основные требования и задачи проектирования	46
4.2. Расположение баков на ракете. Формы топливных баков	49
4.3. Арматура топливных баков	53
4.4. Расчет объемов топливных баков	57
Глава 5. Некоторые процессы в топливных баках при их опорожнении	60
5.1. Качественная сторона протекания внутрибаковых процессов	61
5.2. Прогрев жидкого компонента при наддуве топливных баков горячими газами	65
5.3. Образование жидкой пленки при опорожнении топливных баков	75
5.4. Процессы над сливными отверстиями топливных баков	78
5.5. Предотвращение кавитации в заборном устройстве	84
5.6. Термодинамика газа в баке	86
Глава 6. Расчет параметров газа в емкости при ее опорожнении	91
6.1. О коэффициенте расхода при истечении газа	91
6.2. Расчет параметров газа в емкости при ее опорожнении через отверстие постоянного и переменного сечения	93
6.3. Расчет параметров газа в емкости при ее опорожнении через газовый редуктор	100
6.4. Сравнение расчета с экспериментальными данными	103
Глава 7. Расчет параметров газа в баке при его наддуве	105
7.1. Расчетная схема задачи	105
7.2. Наполнение емкости постоянного объема	107
7.3. Наполнение емкости, объем которой является линейной функцией времени	108

	<i>Стр.</i>
Глава 8. Заборные устройства топливных баков	112
8.1. Основные требования и классификация заборных устройств . . .	112
8.2. Кольцевые заборные устройства для отбора топлива из бака . .	123
8.3. Проектирование заборных устройств топливных баков	130
8.4. Расчет остатков незабора компонентов топлива	132
Глава 9. Некоторые задачи гидродинамики топливных баков	138
9.1. Расчет процесса перелива компонентов топлива из секционных баков	138
9.2. Расчет закольцовки топливных баков при пакетной компоновке ракет	147
Глава 10. Гидравлический удар в системах питания ЖРД	161
10.1. Гидравлический удар в системе питания однокамерного двигателя	164
10.2. Гидравлический удар в системах питания многокамерных двигателей	168
10.3. Гидравлический удар в системах питания при конечном времени закрытия клапана	173
10.4. Пример расчета гидравлического удара в трубопроводе с тупиком	187
Глава 11. Выбор параметров системы питания	190
11.1. Потери давления жидкости (газа) в топливных магистралях . .	192
11.2. Выбор величины давления наддува топливных баков	197
11.3. Давление предварительного наддува	201
11.4. Выбор параметров системы наддува	202
11.5. Масса конструктивных элементов систем наддува топливных баков	211
Список литературы	215

ИБ № 3880

Беляев Николай Михайлович

РАСЧЕТ ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМ РАКЕТ

Редактор *Л. И. Коваленко*
Художественный редактор *В. В. Лебедев*
Технический редактор *Н. Н. Скотникова*
Корректор *Л. Т. Георгиевская*
Переплет художника *А. Я. Михайлова*

Сдано в набор 15.04.83. Подписано в печать 09.11.83. Т—17479.
Формат 60×90^{1/16}. Бумага типографская № 2. Гарнитура литературная. Печать высокая.
Усл. печ. л. 14,0. Усл. кр.-отт. 14,0. Уч.-изд. л. 14,64.
Тираж 3754 экз. Заказ 1718. Цена 1 р. **10** к.

Ордена Трудового Красного Знамени издательство «Машиностроение»
107076, Москва, Б-76, Стромьинский пер., 4.

Московская типография № 8 Союзполиграфпрома
при Государственном комитете СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли,
101898, Москва, Центр. Хохловский пер., 7.

Уважаемые товарищи читатели!

В 1984 году издательство «Машиностроение» выпускает ряд книг, распространяемых только по подписке.

Подписка принимается магазинами подписных изданий, отделами подписных изданий универсальных книжных магазинов, а также специализированными магазинами (опорными пунктами издательства).

Книги, распространяемые по подписке, в обычную продажу не поступают.

Подписка на специальные научно-технические книги — удобный способ обслуживания покупателей, он гарантирует приобретение книги и экономит время.

При оформлении подписной квитанции индивидуальные покупатели полностью оплачивают книгу. Организации и предприятия оформляют свои заказы на книги, распространяемые по подписке, гарантийными письмами.

Подписка на книги выпуска 1984 года будет производиться только до 30 декабря 1983 г.

Ниже приводится список некоторых книг, распространяемых по подписке.

Идентификация систем управления авиационных газотурбинных двигателей/Августиневич В. Г., Акиндинов В. А., Боев Б. В. и др. 15 л.

В книге рассмотрены методы и результаты оценки сходимости теоретических исследований с натурным экспериментом и моделирования систем управления авиационных двигателей. Даны рекомендации по выбору адекватных и прямых методов идентификации экспериментальных характеристик двигателей и элементов автоматики при искажении информации.

Книга предназначена для инженеров-расчетчиков авиационной промышленности.

Копелев С. З. Проектирование проточной части турбин авиационных двигателей. 15 л.

В книге изложены методы выбора и расчета параметров проточной части газовых турбин, профилирования сопловых и рабочих лопаток. Приведен газодинамический расчет ступеней турбины. Даны способы расчета охлаждаемых лопаток и гидравлических потерь в них.

Книга предназначена для инженеров-конструкторов авиационной промышленности.

Расчет на прочность авиационных газотурбинных двигателей/ Биргер И. А., Даревский В. М., Демьянушко И. В. и др. 18 л.

В книге изложены современные методы расчета на прочность, жесткость и долговечность деталей газотурбинных двигателей с учетом нестационарности нагружения, пластичности и ползучести материала. Обобщены экспериментальные данные, накопленные при исследовании прочности авиационных двигателей.

Книга предназначена для инженеров-конструкторов и расчетчиков авиационной промышленности.

Шульгин В. А., Гайсинский С. Я. Двухконтурные турбореактивные двигатели малошумных самолетов. 12 л.

В книге рассмотрены характеристики двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) с большой (10 и более) степенью двухконтурности и вентилятором с поворотными лопатками. Приведены способы расчета характеристик ТРДД и вентилятора. Дан выбор параметров таких двигателей.

Книга предназначена для инженеров-расчетчиков авиационной промышленности.

Харазов К. И. Электромагнитные устройства авиационной электроавтоматики. 14 л.

В книге рассмотрены устройство, особенности, принцип действия, применение, методы расчета и проектирования различных электромагнитных устройств: силовых электромагнитов, управляющих устройств, нейтральных и поляризованных реле, контакторов и др. Приведены статические и динамические характеристики устройств каждого типа.

Книга предназначена для инженеров-электриков, занимающихся разработкой электроавтоматики в авиационной промышленности.

Башкин В. А. Треугольные крылья в гиперзвуковом потоке. 11 л.

В книге дан анализ картины течения и теплообмена на поверхности треугольных крыльев с эллиптическим поперечным сечением, обтекаемых гиперзвуковым потоком газа при различных углах атаки. Кратко изложены методы численного решения уравнений Эйлера и Прандтля.

Книга предназначена для инженеров НИИ и КБ, занимающихся аэродинамикой летательных аппаратов.

Преображенский И. Н., Цурпал И. А. Вырезы в несущих конструкциях. 8 л.

В книге приведены сведения об устойчивости, собственных частотах колебаний и распределении напряжений в ответственных деталях машин, элементах конструкций вблизи разнообразных отверстий, полостей и других местах резкого изменения поперечных сечений. Дана оценка степени влияния различных факторов без

сложных вычислений. Рассмотрены конструкции с вырезами различных форм и размеров.

Книга предназначена для инженеров, занимающихся проектированием и расчетом элементов летательных аппаратов. Может быть полезна проектировщикам и расчетчикам деформируемых тонкостенных конструкций других типов.

Володин В. В., Лисейцев Н. К., Максимович В. З. Особенности проектирования реактивных самолетов вертикального взлета и посадки. 15 л.

В книге рассмотрены проблемы проектирования реактивных самолетов вертикального взлета и посадки (СВВП). Приведены методики расчета весовых, аэродинамических, эксплуатационных характеристик СВВП, их силовых установок и систем управления на околозвуковых скоростях. Систематизированы сведения по геометрическим, весовым и летно-техническим характеристикам реактивных СВВП.

Книга предназначена для инженеров, занимающихся проектированием и расчетом реактивных самолетов.

Горбунов В. Н., Пирумов У. Г., Рыжов Ю. А. Неравновесная конденсация в высокоскоростных потоках газа. 15 л.

В монографии дано систематизированное изложение теоретических, расчетных и экспериментальных исследований неравновесных течений с фазовыми превращениями. Рассмотрены оригинальные работы авторов по расчетно-теоретическому исследованию гомогенной и гетерогенной конденсации (стационарной и нестационарной) для течений в соплах и струях. Предложена единая система определяющих параметров, описывающих процесс конденсации в различных термодинамических системах. Детально изложены современные численные методы решения уравнений и обобщены результаты параметрических расчетов.

Книга предназначена для научных работников, занимающихся практическим приложением теории неравновесной конденсации в различных космических энергоустановках.

Авиационные ГТД в наземных установках/Изотов С. П., Шашкин В. В., Капралов В. М. и др. 17 л.

В книге рассмотрены устройство, эксплуатация и надежность авиационных газотурбинных двигателей (турбореактивных, турбовинтовых, двухконтурных), используемых в наземных технологических и энергетических установках. На основе опыта эксплуатации в авиации рекомендованы принципиальные схемы использования ГТД в электрогенераторных установках, нефтеперерабатывающих и газоперекачивающих агрегатов, дождевальных и распылительных установках для сельского хозяйства и т. д. Даны обоснования выбора основных параметров наземных установок. Изложены вопросы надежности и технологии управления двигателями на различных режимах.

Книга предназначена для инженеров, разрабатывающих и эксплуатирующих наземные установки с использованием авиационных ГТД.

Скафандры и системы для работы в открытом космосе/Абрамов И. П., Северин Г. И., Стоклицкий А. Ю. и др. 18 л.

В книге изложены теоретические основы, методы расчета и проектирования систем для обеспечения выхода в открытый космос и работы космонавтов вне космического корабля. Основное внимание уделено проблеме создания скафандров и автономных систем жизнеобеспечения. Рассмотрены вопросы создания систем шлюзования и другого оборудования, обеспечивающего выход человека из космического аппарата. Указаны особенности испытаний скафандров и их систем.

Книга предназначена для инженеров, работающих в области космонавтики.

Панкратов Б. М. Спускаемые аппараты. 16 л.

В монографии изложены методы проектирования различных типов спускаемых аппаратов для посадки на планеты Солнечной системы и возвращения на Землю. Проанализированы аэродинамические схемы, приведены методы определения основных параметров аппаратов баллистического, планирующего и скользящего спусков. Рассмотрена тепловая защита и дан расчет на прочность топливных, приборных, двигательных отсеков, конструкций аппаратов и их посадочных систем.

Книга предназначена для научных работников, проектирующих космические аппараты.

Беляев М. Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях. 17 л.

В книге изложены физические основы проведения экспериментов в космосе. Дана методология управления полетом исследовательских космических аппаратов (КА). Показано, как в процессе управления полетом решаются задачи планирования, контроля состояния используемой аппаратуры, управление движением КА, информационными потоками и т. д.

Книга предназначена для инженеров, работающих в области космонавтики.

