

Н. М. БЕДЯ

РАСЧЕТ
ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКИХ
СИСТЕМ
РАКЕТ



МОСКВА «МАШИНОСТРОЕНИЕ» 1983

ЗАБОРНЫЕ УСТРОЙСТВА
ТОПЛИВНЫХ БАКОВ8.1. 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 отрывающихся 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 воронкообразованию, захват газа и механические загрязнения, снижающие эффективность работы двигательной установки; эффективность летательного аппарата в значительной степени зависит от полноты использования направляемых компонентов топлива.

Объем компонента топлива, направляемого 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 фактором приравненных систем летательных аппаратов.

Основными требованиями, предъявляемыми к заборным устройствам, являются:

1. Малая масса.
2. Простота конструкции. 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 выработку компонента из бака при минимальных потерях давления. Степень выработки топлива зависит от характеристик систем 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. Безкавитационная 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.

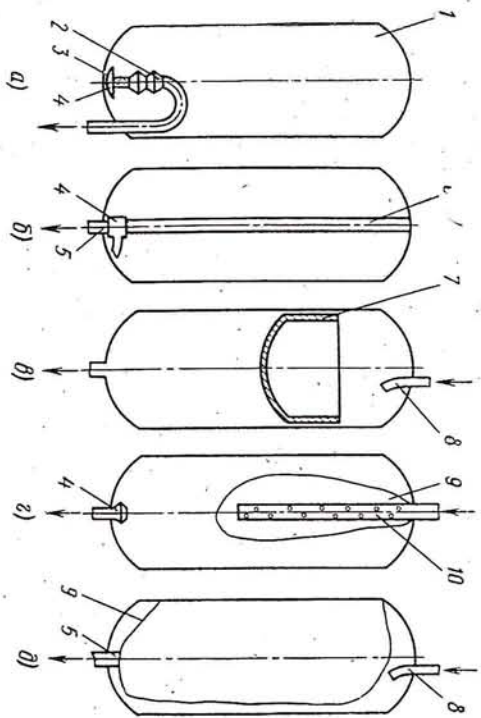


Рис. 8.1. Принципиальные схемы заборных и внутрибаковых устройств:
а — качающийся заборник; б — вращающийся заборник; в — вытеснение топлива поршнем; г — вытеснение топлива с помощью эластичных мешков; 1 — вытеснение топлива поршнем; 2 — сифон; 3 — топливопровод; 4 — заборник; 5 — сливной трубопровод; 6 — стенка бака; 7 — поршень; 8 — труба наддува; 9 — эластичный мешок; 10 — штанга с отверстием 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, а приведена принципиальная схема качающегося заборника. Заборники такого типа подвешиваются на тросом 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 увеличению забора за объем компонента топлива и являются воронкообразными.

Вращающийся заборник устанавливается на вертикальной трубе бака (см. рис. 8.1, б). При действии на компонент топлива центральных сил он действует как также и на заборник и поворачивают его всегда за жидкостью.

На рис. 8.1, в показана схема подачи компонента топлива с помощью поршня. В таких баках вытолкнувшись в виде механически обработанных цилиндров, внутри которых перемещаются поршни, вытесняющие компоненты топлива. Поршни перемещаются под действием газа. Такие схемы подачи компонента топлива использовались на ракете «Шметтерлинг», «Эрикон» и др.

В двигателях «Шмидлинг» в качестве компонентов топлива использовались 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 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 поднимаются застойные зоны из-за неплотности прилегания мешка 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 перегрузки. 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 воронкообразными устройствами: конические, сифонные; с различными противоправляемыми тарелками; кольцевые.

На выбор типа заборного устройства существенное влияние оказывает геометрия нижних дниц топливных баков. По типу расположения заборные устройства в нижнем днище топливного бака подразделяются на центральные и боковые. Для топливных баков с торондальным днищем наиболее широко применение получили кольцевые заборные устройства. В отдельных случаях на торондальных 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 дниц заборные устройства подразделяются на однотоочечные и многотоочечные. 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 дна специального 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 тарелка, 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 усложнить конструкцию воронкообразной тарелки. 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 воронкообразный элемент. На рис. 8.2, е приведено кольцевое заборное устройство, охватывающее нижнее днище торондального 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

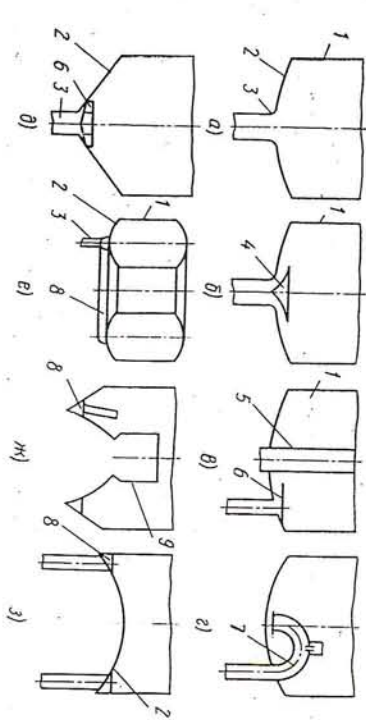


Рис. 8.2. Разновидности принципиальных схем заборных и внутрибаковых устройств: а — центральный отбор без тарелки; б — центральный отбор с тарелкой; в — смещенный отбор топлива в воронкообразном тарелке над сливным отверстием; г — сифонное заборное устройство; д — заборное устройство топливного бака с коническим днищем; е — кольцевое заборное устройство торондального бака; ж — кольцевое заборное устройство топливного бака с утопленным двигателем; з — кольцевое заборное устройство в цилиндрическом баке с вогнутым днищем, имеющее многотоочечный отбор топлива; 1 — стенка бака; 2 — днище; 3 — сливной трубопровод; 4 — тарелка; 5 — тонкостенная труба; 6 — воронкообразный элемент; 7 — сифонное заборное устройство с гидрозатвором; 8 — желоб кольцевого заборного устройства; 9 — утопленный двигатель

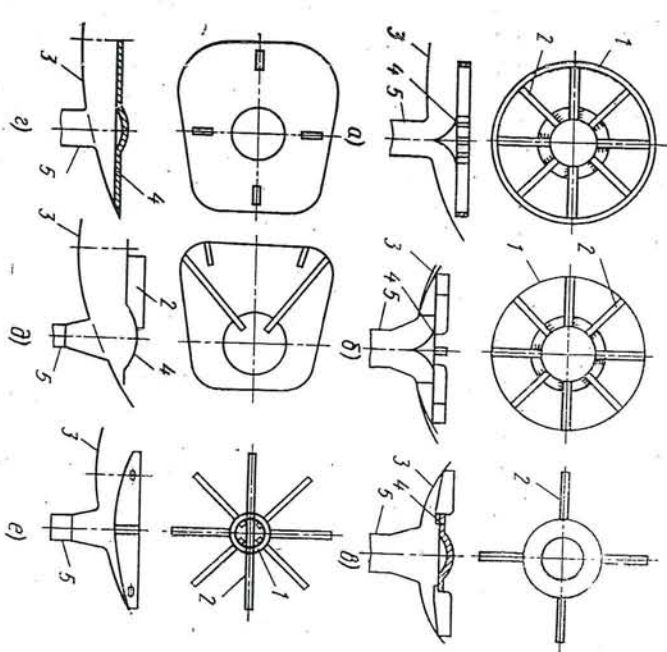


Рис. 8.3. Принципиальные схемы конструкций воронкообразных устройств: а, б — радиальные ребра, устанавливаемые над тарелкой; в — тарелка неправильной формы; г — радиальные ребра; 1 — концентрическое ребро; 2 — радиальное ребро; 3 — днище бака; 4 — тарелка воронкообразная; 5 — слив

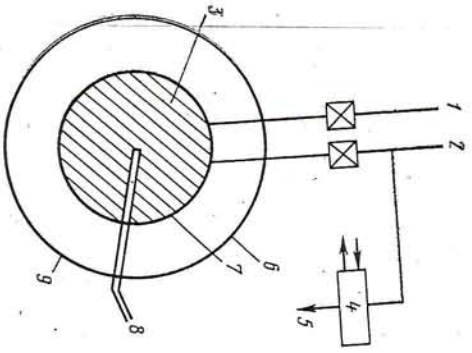


Рис. 8.4. Принципиальная схема системы для хранения компонента топлива при сверхкритических параметрах:

1 — сброс избыточного давления; 2 — запорная магистраль; 3 — компонент с большой избыточной плотностью; 4 — тензобачинка; 5 — к двигателям установка; 6 — внутренняя оболочка; 7 — внутренняя оболочка; 8 — нагреватель; 9 — вакуумная оболочка.

отбирается из кольцевого коллектора, расположенного в нижней части камеры хранения.

На рис. 8.2, з приведена схема заборного устройства цилиндрического бака с волнунтым днищем. В таких баках обычно используются кольцевые заборные устройства с многоотборным 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 представляет собой профилирование прочной 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 жесткие установки на жидких компонентах топлива. К ним относятся всевозможные установки ракет-носителей.

Конструкция заборных устройств космических аппаратов имеет свои особенности. Повторный запуск двигателя в условиях невесомости возможен при гарантированном обеспечении плотности жидкости на входе в сливное отверстие. Применяемые в настоящее время компоненты топлива в основном являются смазывающими 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 заборной части устройства.

Система питания космического аппарата должна обеспечить: управление поведением топлива, разделение жидкой и газообразных сред в баках и постоянный контакт всего компонента или его части с заборным устройством при любых направлениях перемещения.

Для обеспечения плотности 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 компонента при сверхкритических параметрах используется для больших запасов компонентов топлива.

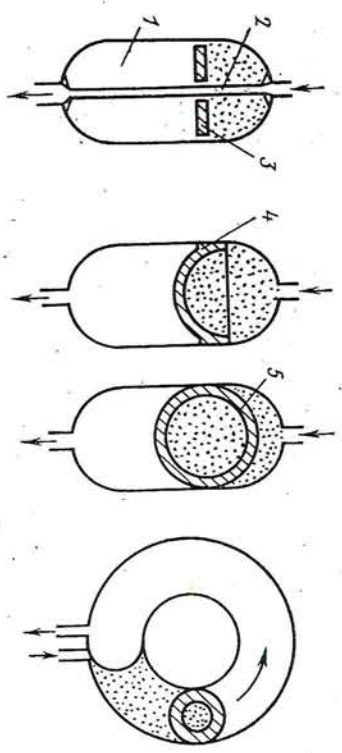


Рис. 8.5. Принципиальные схемы поршневых вытеснительных устройств:

Устройство 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 раздвигателей выше 97%. Материал для изготовления эластичных мешков должен быть химически инертным, непроницаемым для компонента топлива и газа наддува, не должен повреждаться при сжатии. В одном из американских двигателей на титановом сплаве [59] топливный бак изготовлен из титанового или этиленпропиленового каучука, разлитый материал в качестве наполнителя двуокись кремния (наиболее стойкий материал, обеспечивает хранение гидразина в течение нескольких лет без существенного разложения). Плотность исключительного разложения гидразина и образование неметаллических твердых веществ.

Для изготовления вытеснительных мешков используется тефлон, нейлон и другие материалы. Эти материалы при длительном контакте с компонентом топлива не подвергаются проникновению газа наддува через материал мешка, с одной стороны, и паров компонента топлива, с другой. В результате этого происходит насыщение компонента топлива газом и пары компонента 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 алюминидом.

Надежным средством разделения является металлический силфон. Силфоны могут иметь коническую или цилиндрическую форму. Компонент топлива можно размещать как внутри, так и снаружи силфона. Внутреннее расположение топлива более экономично с точки зрения остатков незабора, однако повышает опасность неработоспособности деформации (удлинения силфона) при осевых перемещениях 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 силфонов применяются металлические диафрагмы переменной жесткости (см. рис. 8.6, з) и рис. 8.9. Она

$$\frac{q_{0n}^2 x^2}{2g\omega_n^2} \left(\frac{\lambda_n}{11 \operatorname{Re}} x + 2x_0 \right) + \frac{q_{0n}^2 (l-x)^2}{2g\omega_n^2} \left[\frac{\lambda}{11 R_n} (l-x) + 2x_0 \right]. \quad (8.29)$$

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:

$$\frac{v_n^2}{l^2} = \frac{v_l^2}{l^2} = \frac{q_{0n}^2}{\omega_n^2} = \frac{q_{0n}^2}{\omega_n^2}. \quad (8.30)$$

Подставляя выражение (8.30) в (8.29), получим

$$\frac{P_n - P_n}{\gamma} = \frac{v_l^2}{2gl^2} \left[\frac{\lambda_n}{11 R_n} (l^3 - x^3) + \frac{\lambda_n}{11 R_n} (l-x)^3 + 4x_0 l (l-x) \right]. \quad (8.31)$$

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 $x=0$:

$$\left(\frac{P_n - P_n}{\gamma} \right)_{x=0} = \frac{v_l^2}{2g} \left(\frac{\lambda_n}{11 R_n} l + 4x_0 \right). \quad (8.32)$$

Подставляя (8.31) в (8.11), получим выражение для определения площади отверстий, приходящейся на единицу длины нижнего желоба:

$$\omega'_{\text{отп.н}} = \frac{\omega}{\sqrt{\frac{\lambda_n}{11 R_n} (l^3 - x^3) + \frac{\lambda_n}{11 R_n} (l-x)^3 + 4x_0 l (l-x)}}. \quad (8.33)$$

Необходимо отметить, что коэффициент расхода отверстий нижнего желоба μ_n 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 сосыщий поток нижнего желоба.

8.3. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЗАБОРНЫХ УСТРОЙСТВ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

При проектировании заборных устройств необходимо учитывать кавитацию, неравномерное понижение уровня компонента топлива и воронкообразование.

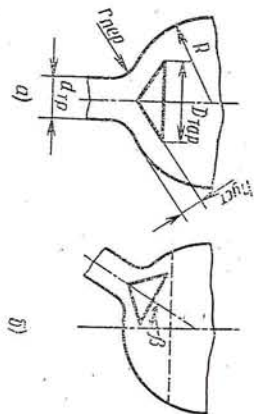
Воронкогасители

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 блока. 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: а — 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, а) 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, проорыв газа происходит неравномерно по уровню. Применение боковых заборных устройств с боковыми β приводит к существенному росту остатков незабора.

Тарель представляет собой канонд вращения, диаметр $D_{\text{тар}} = (1,75 \dots 3,9) d_{\text{тр}}$. 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 $h = \frac{4D_{\text{тр}}}{\pi}$. Площадь входа в заборное устройство $F_{\text{вх}} = 2,1 F_{\text{тр}}$, 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 предельно высокой скорости прорыва газа. При скруглении входной диаметр расходной трубы увеличивается, а скорость притяжения 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 $\xi = 0,35 \dots 0,5$.

Сильфонные заборные устройства

Сильфонные заборные устройства позволяют организовать центральный забор даже при наличии в баке тоннельной трубы, ось которой совпадает с осью бака. Также 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 (сильфона)

принимается $(1,6 \dots 3,2) d_{\text{тр}}$; радиус перехода от тарели к сильфону $(0,15 \dots 0,7) d_{\text{тр}}$ (рис. 8.23).

В верхней части отводного трубопровода устанавливается гидрозатвор, который представляет собой стакан с

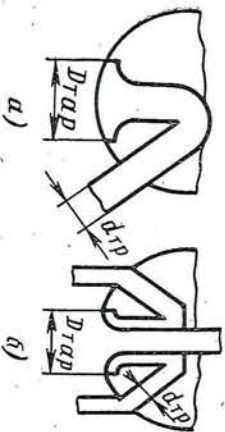
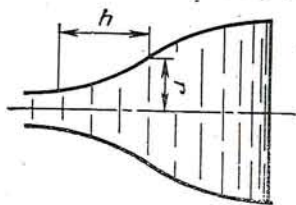


Рис. 8.23. Схема сильфонного заборного устройства: а — нормальное; б — тоннельной трубой

Рис. 8.24. Профиль беспривального заборного устройства



калнброванным отверстием (см. рис. 8.2, з). Калнброванное отверстие служит для дренажа воздуха из расходной магистральной во время заправки бака компонентом топлива. Диаметр калнброванного отверстия гидрозавора равен 2...3 мм. Объем стакана гидрозавора выдвигается из условия исключения прорыва газа в расходную магистраль через калнброванное отверстие во время работы двигателя до полной выработки компонента из бака $\Delta V = V_{\text{кар}} + V_{\text{сн}}$, где $V_{\text{кар}}$ — гарантированный запас компонента в стакане, обеспечивающий нормальную работу сиффона; $V_{\text{сн}}$ — объем компонента, сливаемого из стакана во время работы гидрозавора.

Нетрудно видеть, что гарантированный уровень компонента H^* в гидрозаворе должен быть больше $H_{\text{кр}}$, при котором возможен прорыв газа в магистраль через калнброванное отверстие, т. е. $H^* > H_{\text{кр}}$, где $H_{\text{кр}}$ — рассчитывается по формуле (5.32).

Заборные устройства с центральным отбором без тарелки

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, приближающейся 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 дна бака. Дифференциальное уравнение для определения профиля заборного устройства имеет вид:

$$\frac{dh}{dr} + \frac{2}{r} \left[1 - \frac{g}{c^2} \sqrt{1 + \left(\frac{dh}{dr}\right)^2} \right] \left[\left(\frac{dh}{dr}\right)^3 + \left(\frac{dh}{dr}\right) \right] - \frac{\pi^2 n_x r^4}{V^2} \left(\frac{dh}{dr}\right)^4 = 0, \quad (8.34)$$

где r — радиус поперечного сечения заборного устройства; h — высота от уровня отсчета; g — ускорение свободного падения; c — константа Чези, которая зависит от чистоты обработанной поверхности заборного устройства; V — объемный секундный расход компонента топлива через заборное устройство; n_x — коэффициент сопротивления.

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 дна 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 спроектированное по длинам 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.

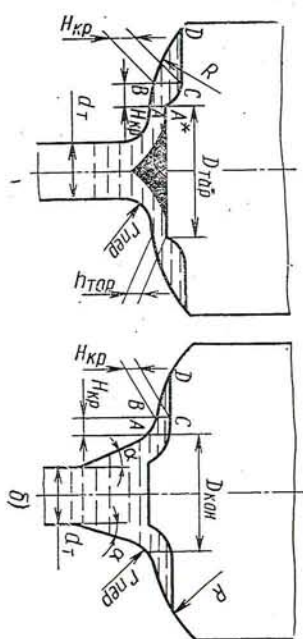


Рис. 8.25. Расчетная схема построения профиля воронки в цилиндрическом топливном баке с центральным отбором:
а — с тарелкой; б — без тарелки

Одна часть компонентов топлива в момент отклонения двигательной установки находится в топливных баках, а другая — в топливных магистральных сосудах и системах охлаждения ЖРД.

Величина остатков незабора определяется, с одной стороны, внутрибаковыми процессами и, с другой, — геометрическими характеристиками топливных магистралей, схемой и порядком отключения ЖРД и особенностей ЖРД. 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. Оporожнение топливных баков сопровождается понижением уровня жидкости в них и образованием жидкой пленки на внутренней поверхности.

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 уменьшается 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 $Ft = 0,030$ 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

Также заборные устройства используются в торондальных баках, в топливных баках с утопленным днищем, а также в цилиндрических баках с вогнутым днищем с многолучевым 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