

Александр Левенко

**РЕАКТИВНЫЕ
СОПЛА
С ПЕРЕМЕННОЙ
СТЕПЕНЬЮ
РАСШИРЕНИЯ**

*Механика воздушно-космических систем:
Монография*

Днепропетровск
«Доминанта Принт»
2015

УДК 629.76.03 - 629.7.01(064)
ББК 39.551.4-02
Л 35

Левенко А. С.

Л 35 Реактивные сопла с переменной степенью расширения. Механика воздушно-космических систем: Монография. – Д.: Доминанта Принт, 2015. - 32 с.
ISBN 978-617-7371-01-3

В книге представлены данные о применении в ракетах сопел с переменной степенью расширения – в том числе с выдвижными сопловыми насадками. Такие сопла применяются в случаях необходимости сокращения размеров ракеты, а также для повышения эффективности работы сопла на разных высотах применительно к атмосферному давлению и его отсутствию. Дана информация по некоторым известным жидкостным и твердотопливным ракетным двигателям с выдвижными сопловыми насадками, представлена современная авторская разработка. Описан привод для выдвижения соплового насадка в авторском варианте. Книга основывается на доступных читателю более ранних публикациях.

Информация предназначена для инженеров аэрокосмической сферы деятельности.

ISBN 978-617-7371-01-3

УДК 629.76.03 - 629.7.01(064)
ББК 39.551.4-02
Л 35

1. СОПЛО ЛАВАЛЯ

Сопло Лавалья по определению [20] - газовый канал особого профиля, разгоняющий проходящий по нему газовый поток до сверхзвуковых скоростей. Широко используется на некоторых типах паровых турбин и является важной частью современных ракетных двигателей и сверхзвуковых реактивных авиационных двигателей.

С учетом стационарности и однородности потока газа, его движение в сопле Лавалья описывается уравнением Эйлера:

$$v \frac{dv}{dx} = -\frac{1}{\rho} \cdot \frac{dp}{dx} = -\frac{1}{\rho} \cdot \frac{dp}{d\rho} \cdot \frac{d\rho}{dx} = -\frac{C^2}{\rho} \cdot \frac{d\rho}{dx}$$

Отношение локальной скорости v к локальной скорости звука C обозначается **числом Маха**, которое также понимается местным, то есть зависимым от координаты x :

$$M = \frac{v}{C}$$

Из уравнения состояния идеального газам:

$$\frac{dp}{d\rho} = C^2$$

где: ρ – локальная плотность газа; p – локальное давление в газовом потоке.

Отсюда уравнение Эйлера:

$$\frac{1}{\rho} \cdot \frac{d\rho}{dx} = -M^2 \cdot \frac{1}{v} \cdot \frac{dv}{dx}$$

или

$$\frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} / \frac{1}{v} \frac{dv}{dx} = -M^2$$

Величины $\frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx}$ и $\frac{1}{v} \frac{dv}{dx}$ характеризуют относительную степень изменяемости по координате x

плотности газа и его скорости.

Уравнение показывает, что соотношение между этими величинами равно квадрату числа Маха (знак минус означает противоположную направленность изменений: при возрастании скорости плотность убывает). Таким образом, на дозвуковых скоростях ($M < 1$) плотность меняется в меньшей степени, чем скорость, а на сверхзвуковых ($M > 1$) — наоборот. Это и определяет сужающуюся-расширяющуюся форму сопла. Поскольку массовый расход газа постоянен:

$$\rho \cdot v \cdot A = \text{const}$$

где: A – площадь местного сечения сопла. После дифференцирования этого уравнения получается окончательная формула:

$$\frac{dA}{dx} = \frac{A}{v} \cdot \frac{dv}{dx} \cdot (M^2 - 1)$$

При увеличении скорости газа в сопле знак выражения $\frac{A}{v} \cdot \frac{dv}{dx}$ положителен и, следовательно, знак производной $\frac{dA}{dx}$ определяется знаком выражения $(M^2 - 1)$.

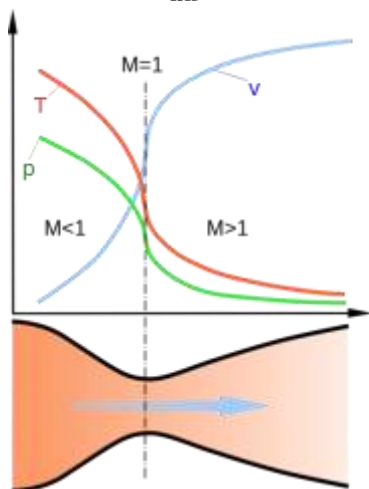


Рис. 1. Сопло Лавалья [20].

По мере движения газа по соплу, его абсолютная температура T и давление P снижаются, а скорость V возрастает (рис. 1). M — число Маха.

На сужающемся, докритическом участке сопла движение газа происходит с дозвуковыми скоростями. В самом узком, критическом сечении сопла локальная скорость газа достигает звуковой. На расширяющемся, закритическом участке, газовый поток движется со сверхзвуковыми скоростями.

Перемещаясь по соплу, газ расширяется, его температура и давление падают, а скорость возрастает. Внутренняя энергия газа преобразуется в кинетическую энергию движения. КПД этого преобразования в соплах современных ракетных двигателей может превышать 70 %, что значительно превосходит КПД тепловых двигателей всех других типов. Это объясняется тем, что рабочее тело не передает механическую энергию никакому промежуточному механизму. Кроме того, газ, проходя через сопло на значительной скорости, не успевает передать его стенкам заметное количество своей тепловой энергии, что позволяет считать процесс адиабатическим.

Скорость истечения газа из сопла Лавалья определяется формулой расчета линейной скорости:

$$v_e = \sqrt{\frac{T R}{M} \cdot \frac{2 k}{k - 1} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_e}{p} \right)^{(k-1)/k} \right]}$$

где:

v_e — скорость газа на выходе из сопла, м/с;

T — абсолютная температура газа на входе;

R — универсальная газовая постоянная $R = 8314,5$ Дж/(киломолекула·К);

M — молярная масса газа, кг/киломолекула;

k — показатель адиабаты, $k = c_p/c_v$;

c_p — удельная теплоемкость при постоянном давлении, Дж/(киломолекула·К);

c_v — удельная теплоемкость при постоянном объеме, Дж/(киломолекула·К);

p_c — абсолютное давление газа на выходе из сопла, Па;

p — абсолютное давление газа на входе в сопло, Па.

При работе сопла Лавалю в атмосфере сверхзвуковое течение может возникнуть только при достаточно большом избыточном давлении газа на входе в сопло, по сравнению с давлением окружающей среды.

При возникновении сверхзвукового течения давление газа на выходном срезе сопла может оказаться даже меньше давления окружающей среды (вследствие перерасширения газа при движении по соплу). Такой поток может оставаться стабильным, поскольку давление окружающей среды (пока оно ненамного превышает давление газа на срезе сопла) не может распространяться против сверхзвукового потока.

В общем случае удельный импульс сопла Лавалю определяется выражением:

$$I = v_e + \frac{A_e}{\dot{m}} \cdot (p_e - p_o)$$

где:

v_e — скорость истечения газа из сопла;

A — площадь среза сопла;

p_e — давление газа на срезе сопла;

p_o — давление окружающей среды;

\dot{m} — секундный массовый расход газа через сопло.

Из формулы следует, что удельный импульс ракетного двигателя в пустоте всегда выше, чем в атмосфере. Поэтому для двигателя определяют две характеристики удельного импульса: на уровне моря и в пустоте.

Сопло Лавалю характеризуется степенью расширения – отношением площади сопла на срезе к площади критического сечения сопла. Чем больше степень расширения сопла, тем меньше давление и больше скорость на срезе сопла.

Оптимальный режим расширения сопла, $p_e = p_o$, удельный импульс максимальный и соответствует скорости истечения газа на срезе сопла (v_e).

Режим перерасширения сопла, $p_e < p_o$, уменьшение степени расширения сопла приводит к увеличению удельного импульса, даже при уменьшении скорости v_e . Незначительное перерасширение сопла применяется при создании двигателей первых ступеней ракет (с набором высоты окружающее давление падает, уравниваясь с давлением на срезе сопла; при этом частичная потеря тяги коррелируется изменением удельного импульса и, в среднем, двигатель работает нормально). При значительном превышении давления окружающей среды над давлением в газовом потоке, в нем возникает обратная ударная волна, которая распространяется против потока со сверхзвуковой скоростью, тем большей, чем больше перепад давления на ее фронте, что приводит к срыву сверхзвукового течения газа в сопле (полному или частичному). Это явление может стать причиной автоколебательного процесса, когда сверхзвуковое движение газа в сопле периодически возникает и срывается с частотой от нескольких герц до десятков герц. Для сопел ракетных двигателей, в которых происходят процессы большой мощности, эти автоколебания являются разрушительными, эффективность двигателя в таком режиме резко падает. Это накладывает ограничение на степень расширения сопла, работающего в атмосфере.

Режим недорасширения сопла, $p_e > p_o$, недорасширение означает, что не вся внутренняя энергия газа израсходована на его ускорение и, увеличив степень расширения сопла, можно добиться увеличения скорости истечения газа и удельного импульса. В пустоте избежать полного недорасширения невозможно – сопло будет недопустимо габаритным. Теоретический предел скорости истечения газа в пустоте определяется внутренней энергией газа:

$$v_{max} = \sqrt{\frac{T R}{M} \cdot \frac{2 k}{k - 1}}$$

Эта скорость ограничивается конструктором по соображениям необходимости оптимизации конструкции двигателя.

Отличие высотного (пустотного) сопла ракетного двигателя от двигателя первой ступени ракеты заключается в увеличенной длине сопла.

Техническим решением, позволяющим использовать один и тот же ракетный двигатель на различных высотах, явилось применение выдвижного соплового насадка: длина сопла увеличивается при выдвижении насадка при падении давления окружающей среды (рис. 2).

2. ВЫСОТНОЕ СОПЛО ЛАВАЛЯ

Конструкции сопел ракетных двигателей могут быть различными. Среди них сопла с герметизацией выдвинутого насадка по неподвижному соплу, но вызывает интерес и вариант, когда между основным соплом и сопловым насадком остается кольцевая щель.

В втором случае можно сослаться на изобретение [2]. Недостатком известного сопла является закрытый торец кольцевой щели, который препятствует передаче атмосферного давления через щель внутрь сопла, что ухудшает тяговые характеристики двигателя на режимах перерасширения газа в сопле.

Другим примером [19] примером может служить сопло Лавая, содержащее круглое сопло и соосно с ним установленный круглый высотный насадок, соединенные друг с другом с образованием кольцевой щели, и размещенный перед или в последней коллектор вдува дополнительного газа, имеющий выпускные трубки с установленными в нем жиклерами. Недостатком такой конструкции сопла является недостаточно высокий средний по траектории удельный импульс двигательной установки летательного аппарата. Точнее – существуют методы повышения удельного импульса двигателя.

Повышение удельного импульса может достигаться за счет того, что в высотном сопле Лавая, содержащем круглое сопло и соосно с ним установленный круглый высотный насадок, соединенные друг с другом с образованием кольцевой щели, и размещенный перед или в последней коллектор вдува дополнительного газа, имеющий выпускные трубки с установленными в нем жиклерами, согласно [19] в кольцевой щели установлена перегородка, по периметру которой выполнены отверстия в форме пазов, при этом высота кольцевой щели равна $h_{щ} = (0,2-0,4)r_{кр}$, где $r_{кр}$ - радиус критического сечения круглого сопла, радиус на срезе круглого сопла равен $r_{\epsilon} = (3-7)r_{кр}$, радиус на срезе высотного насадка равен $r_{не} = (6-15)r_{кр}$, а жиклеры выполнены с площадью выходного сечения, позволяющей осуществлять дополнительный вдув газа с расходом не более 5 % от расхода основного газа, вытекающего из круглого сопла [3], рис. 3.

Высотное сопло Лавая может быть выполнено с дополнительной второй кольцевой щелью, расположенной коаксиально первой, а общая высота двух кольцевых щелей равна $h_{общ.щ} = (0,2-0,4) r_{кр}$.

В высотном сопле Лавая каждый круглый высотный насадок выполнен с цилиндрическим участком, смещенным в сторону круглого сопла с перекрытием части его поверхности или поверхности предыдущего круглого высотного насадка, а щель расположена между внутренней поверхностью цилиндрического участка и наружной поверхностью круглого высотного насадка.

Профиль каждого круглого высотного насадка является продолжением профиля круглого сопла.

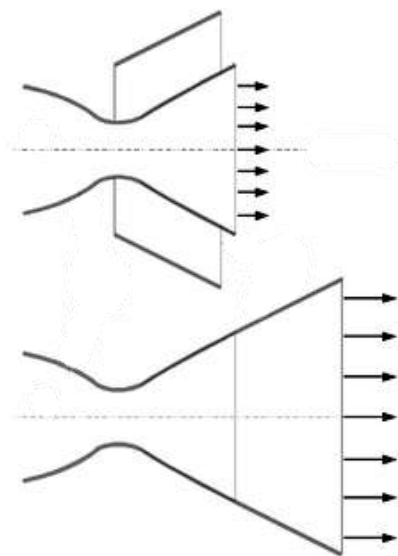


Рис. 2. Сопло Лавая с выдвигаемым сопловым насадком [20].

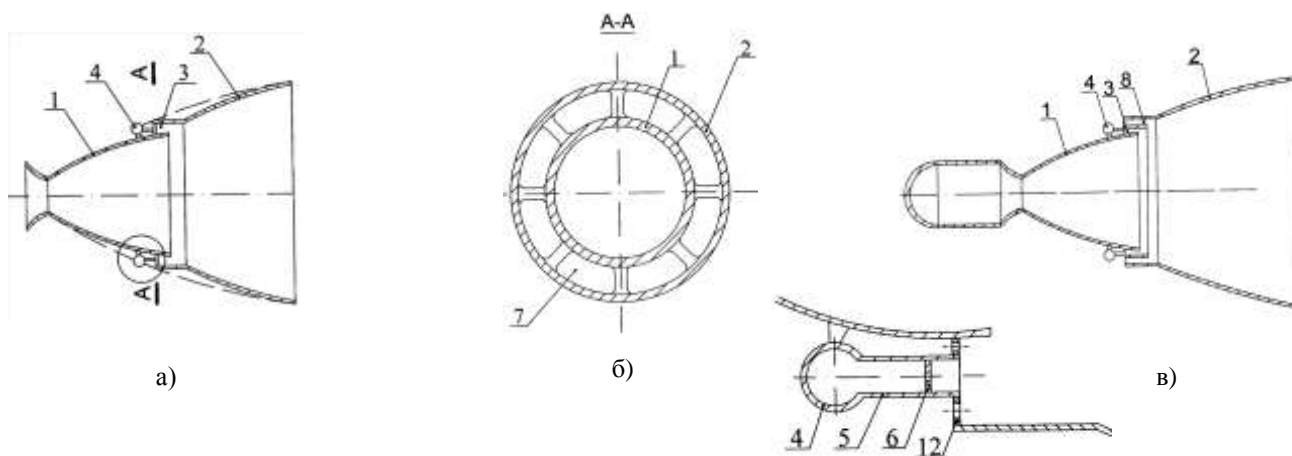


Рис. 3. Сопло с высотным насадком со щелью.

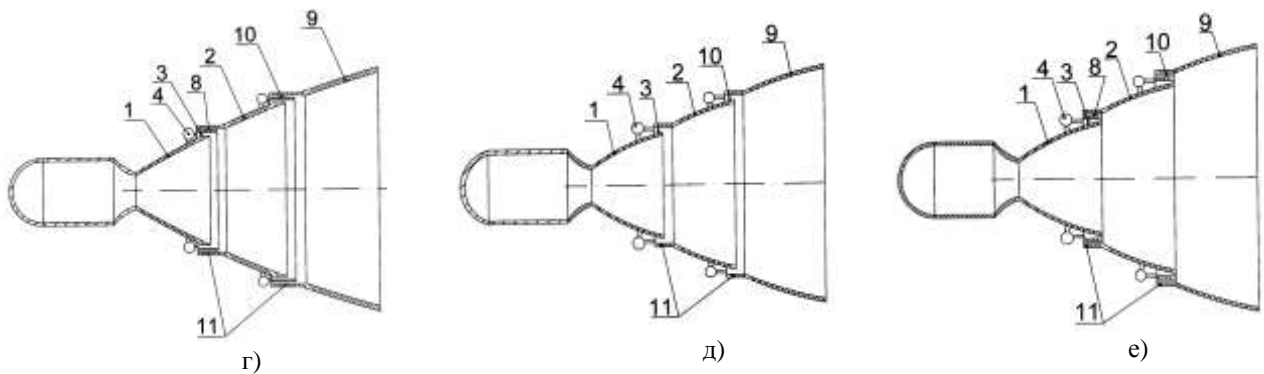


Рис. 3 (продолжение) Сопло с высотным насадком со щелью: 1 – сопло Лавалья; 2, 9 – сопловой насадок; 3 – кольцевая щель; 4 – коллектор вдува газа; 5 – выпускная труба; 6 – жиклер; 7 – пазы в перегородке (12); 8 – дополнительная (вторая) кольцевая щель; 10 – вторая кольцевая щель; 11 – цилиндрический участок высотного насадка; 12 – перегородка.

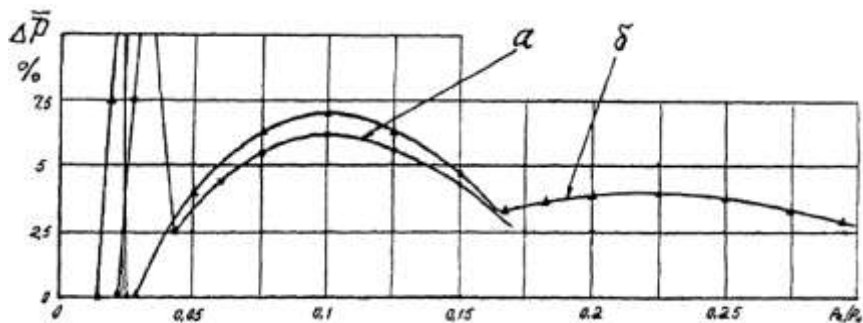
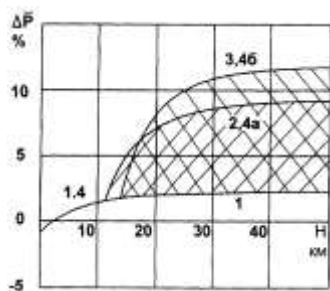


Рис. 4. Высотная характеристика Рис. 5. Зависимость прироста тяги высотного сопла (а – 1 щель; б – 2 щели)

При старте ракеты с Земли и полете ее в плотных слоях атмосферы внешнее давление превышает внутреннее в зоне излома контура, в результате чего атмосферное давление через открытый торец кольцевой щели 3 (по рис. 3) передается внутрь сопла. В этом случае за счет передачи атмосферного давления и дополнительного вдува на срезе круглого сопла 1 происходит принудительный отрыв потока газа. Благодаря отрыву потока в высотном сопле Лавалья уменьшается перерасширение газа. Круглый высотный насадок 2 за кольцевой щелью 3 как бы отключается (он не создает тягу и не вносит потерь), в результате высотное сопло Лавалья работает близко к расчетному режиму.

Кроме того, на старте ракеты и полете ее вблизи Земли вдув газа в открытый торец кольцевой щели 3 способствует привлечению большего количества воздуха за счет его эжекции.

При полете в верхних слоях атмосферы и снижении внешнего давления скачок уплотнения уходит с кромки круглого сопла 1 и садится на срез круглого высотного насадка 2. В этом случае круглый высотный насадок 2 включается в работу и высотное сопло Лавалья работает полностью.

При работе сопла на большой высоте организация вдува дополнительного газа в кольцевую щель 3 повышает донное давление в месте излома контура, в результате чего существенно снижаются потери тяги на расчетном режиме.

Благодаря последовательному включению в работу отдельных круглых высотных насадков 2, 9, высотная характеристика высотного сопла Лавалья близка к характеристике сопла с непрерывно регулируемой высотой.

На рис. 4 представлена высотная характеристика высотного сопла Лавалья от режима его работы. По оси ординат отложен прирост тяги сопла, отнесенный к тяге гладкого круглого сопла, а по оси абсцисс - высота полета ракеты. Из графика видно, что при использовании предлагаемого высотного сопла Лавалья обеспечивается прирост тяги в широком диапазоне изменения высоты полета летательного аппарата.

Расчеты показывают [3], что в высотном сопле Лавалья по сравнению с гладким соплом с давлением на срезе $p_e = 0.06$ МПа выигрыш тяги в космосе может составить 7-9 % за счет увеличения геометрической степени расширения. Тяги же круглого сопла с давлением на срезе $p_e = 0.06$ МПа и высотного сопла Лавалья с изломом контура при их работе на Земле одинаковые, так как контур земного сопла и контур высотного сопла Лавалья до излома рассчитаны на одинаковую степень расширения (рис. 4).

На рис. 5 представлен графики зависимости прироста тяги высотного сопла Лавалья (где: график «а» - для сопла Лавалья с одной щелью, график «б» - для сопла Лавалья с двумя щелями) от режима его работы. По оси ординат отложен прирост тяги высотного сопла Лавалья, отнесенный к тяге идеально регулируемого круглого сопла 1, а по оси абсцисс - отношение давлений окружающей среды и истекающей струи газа. Из графика

видно, что при использовании предлагаемого высотного сопла Лавалья обеспечивается прирост тяги в широком диапазоне изменения высоты полета летательного аппарата.

Принцип работы щелевого сопла с гладким контуром (рис. 3г) аналогичен работе высотного сопла Лавалья с изломом контура (рис. 3а).

При работе в плотных слоях атмосферы высотного сопла Лавалья со смещенным по оси контуром каждого круглого высотного насадка 2, 9 в сторону круглого сопла 1 (рис. 3е) скачок уплотнения на кромке круглого сопла 1 будет находиться до тех пор, пока давление газа на кромке круглого сопла 1 не сравняется с атмосферным. В этом случае перерасширение газа в круглых высотных насадках 2, 9 полностью снимается. Тогда в плотных слоях атмосферы высотное сопло Лавалья или высотное сопло Лавалья с гладким контуром работают как круглое сопло 1. На высоте - они работают как высотное сопло за счет последовательного включения в работу круглых высотных насадков 2, 9. При этом за счет вдува дополнительного газа они имеют небольшие потери тяги из-за смещения контура.

В зависимости от назначения двигателя (устанавливается ли он на 1-ю ступень ракеты или на 2-ю ступень) выбирается тот или иной контур сопла.

Например, двигатель с высотным соплом Лавалья с изломом контура может быть установлен на 1-ю ступень ракеты. В этом случае на старте ракеты с Земли тяга двигателя будет максимальная, так как контур высотного сопла до излома полностью совпадает с контуром земного сопла, а на высоте он будет иметь небольшие потери тяги из-за излома контура (рис. 4).

Двигатель с высотным соплом Лавалья с гладким контуром может быть установлен на вторую ступень ракеты. В этом случае при старте ракеты с Земли будут незначительные потери тяги из-за несовпадения контуров круглого и высотного сопел (из-за увеличения угла раскрытия сопла контур высотного сопла будет располагаться выше контура круглого сопла). В верхних же слоях атмосферы двигатель будет работать на расчетном режиме, так как контур высотного сопла Лавалья с кольцевой щелью полностью совпадает с контуром гладкого высотного сопла. Кроме того, за счет вдува дополнительного газа давление за щелью 3 повысится, благодаря этому потери будут минимальны (рис. 4).

3. ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ (ЖРД) С ВЫДВИГАЕМЫМИ СОПЛОВЫМИ НАСАДКАМИ

Выдвигаемые сопловые насадки применяются не только для повышения эффективности работы сопла первой ступени ракеты в пустоте, но и, в некоторых случаях, для сокращения длины сопла первой и второй ступеней в стартовом варианте ракеты – с целью уменьшения габаритов по длине.

3.1. В качестве примера ЖРД с выдвигаемым сопловым насадком можно привести двигатель НК-33-1 (НК-331) (СССР-Россия) [15].

ЖРД НК-33-1 является модификацией базового двигателя НК-33, которая включает в себя систему качания, сопла крена, теплообменники для наддува баков окислителя и горючего, бустерный насосный агрегат окислителя и выдвижной сопловой насадок.

Двигатель более чем на 95 % состоит из агрегатов и частей исходного НК-33.

ЖРД имеет узел качания, гибкие топливные трубопроводы и элементы донной защиты. Крепление ЖРД к опорному конусу осуществляется с помощью двух рулевых машин и узла качания, устанавливаемого сверху камеры на конусе вместо жесткой рамы. Узел качания представляет собой сферический шарнир и заимствуется с двигателя 11Д122 (СССР-Россия). В одном варианте двигателя предполагается обеспечить отбор горячего газа для рулевых сопел по крену.

Неохлаждаемый сопловой насадок, изготовленный из углерод+углеродного композиционного материала (УУКМ), а также реечный электромеханизм для его выдвижения разработаны в НПО «Искра» (Пермь, Россия).

На двигателе НК-33-1 предлагается увеличить геометрическую степень расширения сопла с $F_{\epsilon} = 27.6$ до $F_{\epsilon} = 79.5$ с помощью выдвижного соплового насадка. В этом случае на участке полета ракеты до 10 км будет работать основное сопло Лавалья, а с высоты примерно 10 км – сопло с дополнительно выдвижным сопловым насадком, обеспечивающим требуемое расширение. При этом удельный импульс тяги ЖРД с выдвинутым сопловым насадком в пустоте возрастает на ~14 кгс/кг, а тяга соответственно на ~8 тс.

Таблица 1. Технические характеристики двигателя НК-33-1 [15]

Параметр	Значение	Единицы
Давление в камере сгорания	175	кг/см ²
Тяга на уровне моря,	185	тонн
в пустоте	202.6	тонн
Удельный импульс тяги на уровне моря,	304,9	секунд
в пустоте	333.9	секунд
Масса двигателя (залитого)	1715	кг

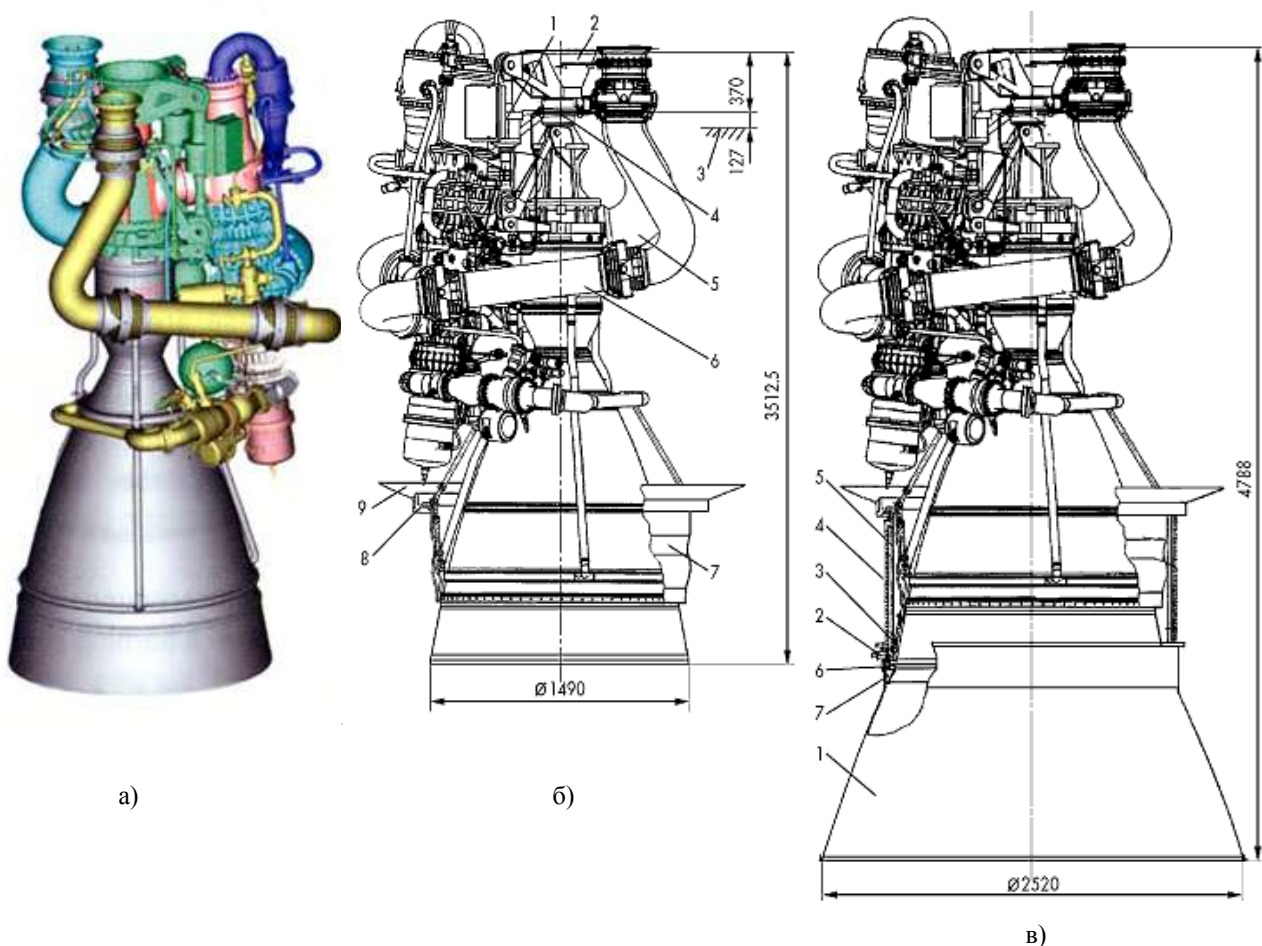


Рис. 6. ЖРД НК-33-1. а – общий вид; б - двигатель НК-33-1 с узлом качания [15]:
 1 – рулевая машина, 2 – опорный конус, 3 – плоскость Р двигателя НК-33, 4 – узел качания, 5 – гибкий трубопровод, 6 – гибкий трубопровод подвода горючего, 7 – эластичная тепловая защита, 8 – силовое кольцо, 9 – тарелка тепловой защиты; в - двигатель НК-33-1 с сопловым насадком [15]:
 1 – сопловой насадок, 2 – привод, 3 – подвеска, 4 - направляющая рейка, 5 – стойка силовая, 6 – уплотнение, 7 – неподвижная часть соплового насадка.

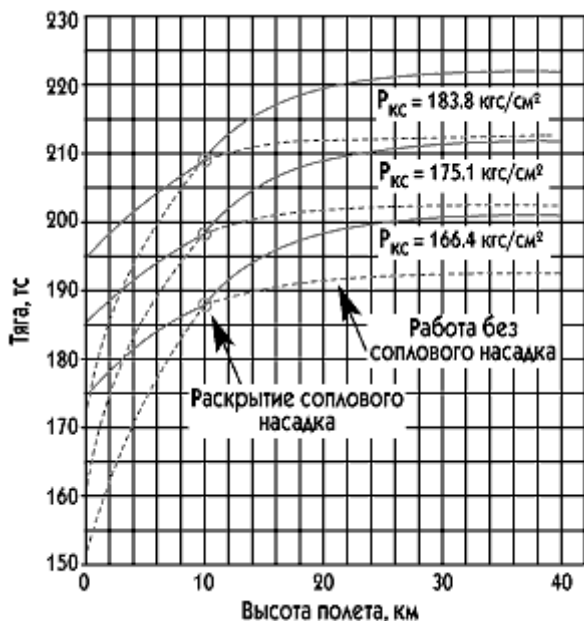


Рис. 7. Высотные характеристики НК-33-1 [15].

Разработчик НК-33-1 СНТК им. Н.Д. Кузнецова (прежнее название ОКБ-276).

Во второй половине 1961 г. ОКБ-276 приступило к разработке ЖРД для ракеты Н1 (для полета на Луну и Марс): двигателя первой ступени НК-15 (11Д51), второй ступени НК-15В (11Д52), третьей ступени - НК-19 (11Д53), и четвертой ступени - НК-21 (11Д54).

В 1968 г. начались работы по модернизации двигателей с целью обеспечения более высокой надежности и многоресурсности для упрощения и удешевления наземной отработки. Новые двигатели получили обозначения НК-33, НК-43, НК-31 и НК-39.

В 1995 – 1998 гг. продолжились огневые стендовые испытания ранее изготовленных ЖРД НК-33. Компоненты топлива «жидкий кислород + керосин». Десятки испытаний проведены в США.

3.2. Авторский проект жидкостного ракетного двигателя для второй ступени ракеты-носителя RD-10H [8].

На основе предварительной проектной проработки ЖРД [8] разработано техническое предложение по созданию ракеты-носителя на высококонцентрированных водных растворах компонентов «водорода пероксид 98 % + этанол 99,9 %» [10]. В окончательном варианте техническое предложение предполагает использовать ЖРД с вытеснительной системой подачи компонентов топлива [11]. Конструкция двигательной установки представлена [21].

На первой и второй ступенях ракеты-носителя предполагается использовать однотипный двигатель RD-10 (на первой ступени кластерный из четырех камер, на второй в высотном исполнении RD-10H с выдвигаемым сопловым насадком). Общий вид RD-10H представлен на рис. 8.

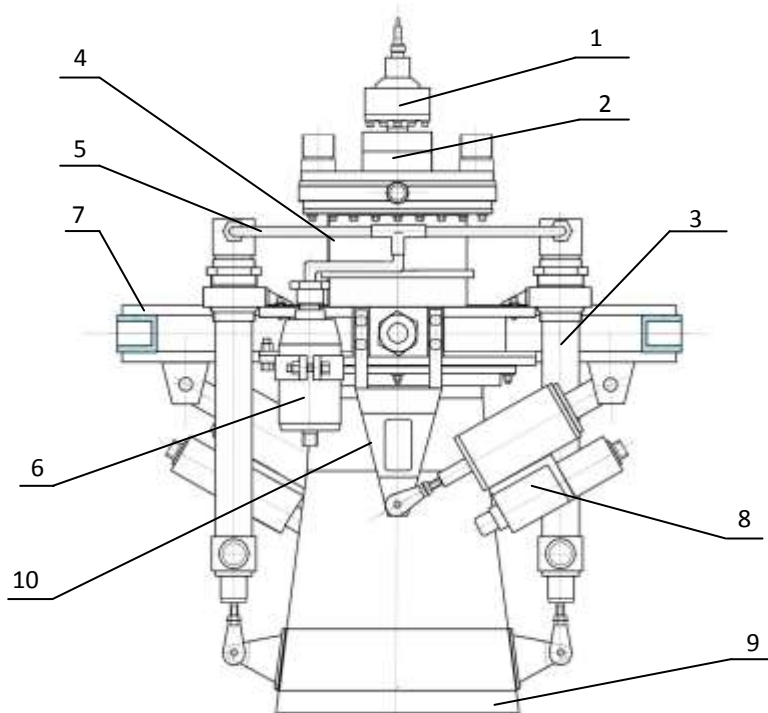


Рис. 8. RD-10H в карданном подвесе (вид сбоку) с втянутым высотным сопловым насадком: 1– камера зажигания ЖРД первой ступени; 2 - камера зажигания ЖРД второй ступени; 3 – привод газогидравлический выдвигания высотного соплового насадка; 4 – КС ЖРД; 5 – газовая система приводов газогидравлических и ПАД; 6 – ПАД; 7 – карданный подвес ЖРД; 8 – рулевые гидроприводы (показано условно); 9 – высотный выдвигной сопловой насадок; 10 - рычаг поворота КС ЖРД или крепления ЖРД неподвижно тягами к поз. 7.

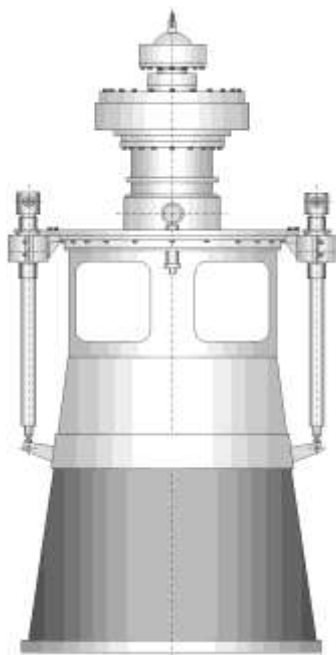


Рис. 9. Общий вид RD-10H с втянутым высотным сопловым насадком.

Технические характеристики RD-10H приведены в табл. 2.

Таблица 2 – Технические характеристики RD-10H [10].

№ п/п	Наименование параметра	Обозначение	Величина
1	Тяга двигателя РД-10Н на уровне моря, кгс:	P	8705,2
2	Тяга двигателя РД-10Н на этапе запуска ЖРД второй ступени, кгс:	P_2	10073,45
3	Тяга двигателя РД-10Н в пустоте, кгс:	P_n	10819,53
4	Скорость истечения газа на срезе сопла в пустоте (удельный импульс двигателя), м/с	w_3	3286,69
5	Удельный импульс тяги двигателя РД-10Н на уровне моря, с:	I_p^o	291,62
6	Удельный импульс тяги двигателя РД-10Н на уровне запуска двигателя второй ступени, с:	I_p	337,356
7	Удельный импульс тяги двигателя РД-10Н в пустоте, с:	I_p^∞	338,44
8	Давление в КС РД-10Н, кг/см ² :	p_2	200
10	Давление на срезе сопла (расчетное), кг/см ²	p_3	0,04
11	Температура в КС, °К	T_2	2238
12	Температура на срезе сопла, °К	T_3	1360
13	Компоненты топлива: водные растворы водорода пероксида и этанола	$H_2O_2 + C_2H_5O H$	
14	Концентрация H_2O_2 в водном растворе окислителя, %	σ_o	98
15	Концентрация $C_2H_5O H$ в водном растворе горючего, %	σ_r	98
16	Габариты (максимальные): - полная длина однокамерного РД-10Н, мм с выдвинутым высотным сопловым насадком, мм	$l_{дв}$ $l_{двmax}$	1600 2000
17	Масса двигателя РД-10Н с карданным подвесом (проектная), кгс:		180

Конструктивно базовым для сборки ЖРД является фланец углепластикового сопла, к которому крепится внутренняя углепластиковая часть КС, цилиндрическая направляющая для выдвигания высотного соплового насадка, цилиндрическая стальная часть КС, к на силовом кольце фланца крепятся две оси карданного подвеса (качание в одной плоскости) и два привода газогидравлические противоположно расположенные. Проработаны два варианта приводов газогидравлических: однопоршневой и универсальный телескопический с промежуточным поршнем и штоком внутри его. В рассматриваемом проектом случае более выгодно применить однопоршневой привод с ходом поршня 500 мм (выдвижение высотного соплового насадка на расстояние 480 мм).

На наружной поверхности привода газогидравлического по резьбе установлен шарнир, позволяющий регулировать линейное перемещение при креплении привода для стыковки серьги штока с узлом крепления на выдвигаемом высотном сопловом насадке (по сферическому подшипнику серьги). Наружная обойма шарнира крепится жестко к силовому кольцу фланца углепластикового сопла

Два привода газогидравлических имеют единое газовое питание высокого давления (30-50 кг/см²), закольцованы по входу, в системе газоподачи установлен пороховой аккумулятор давления (ПАД), являющийся источником высокого рабочего давления привода. Привод газогидравлический при эксплуатации одноразового срабатывания (возврат выдвигного высотного соплового насадка в полете не выполняется), на сливной жидкостной магистрали привода установлен сильфонный термокомпенсатор температурных изменений объема заправленной внутрь жидкостной полости привода минерального масла (гидравлическая жидкость). При превышении допустимого давления жидкости внутри привода в верхней части сильфона прорывается стальная мембрана, при выдвигании штока происходит слив гидравлической жидкости в окружающее пространство, регулировка ограничения скорости выдвигания штока осуществляется протеканием жидкости на слив через дроссель.

Выдвигаемый высотный сопловой насадок крепится к фланцу углепластикового сопла разрывными пироболтами. После разрушения пироболтов при выдвигании насадка до рабочего положения, насадок фиксируется пружинными гребенками и герметизируется упором в резиновое уплотнение.

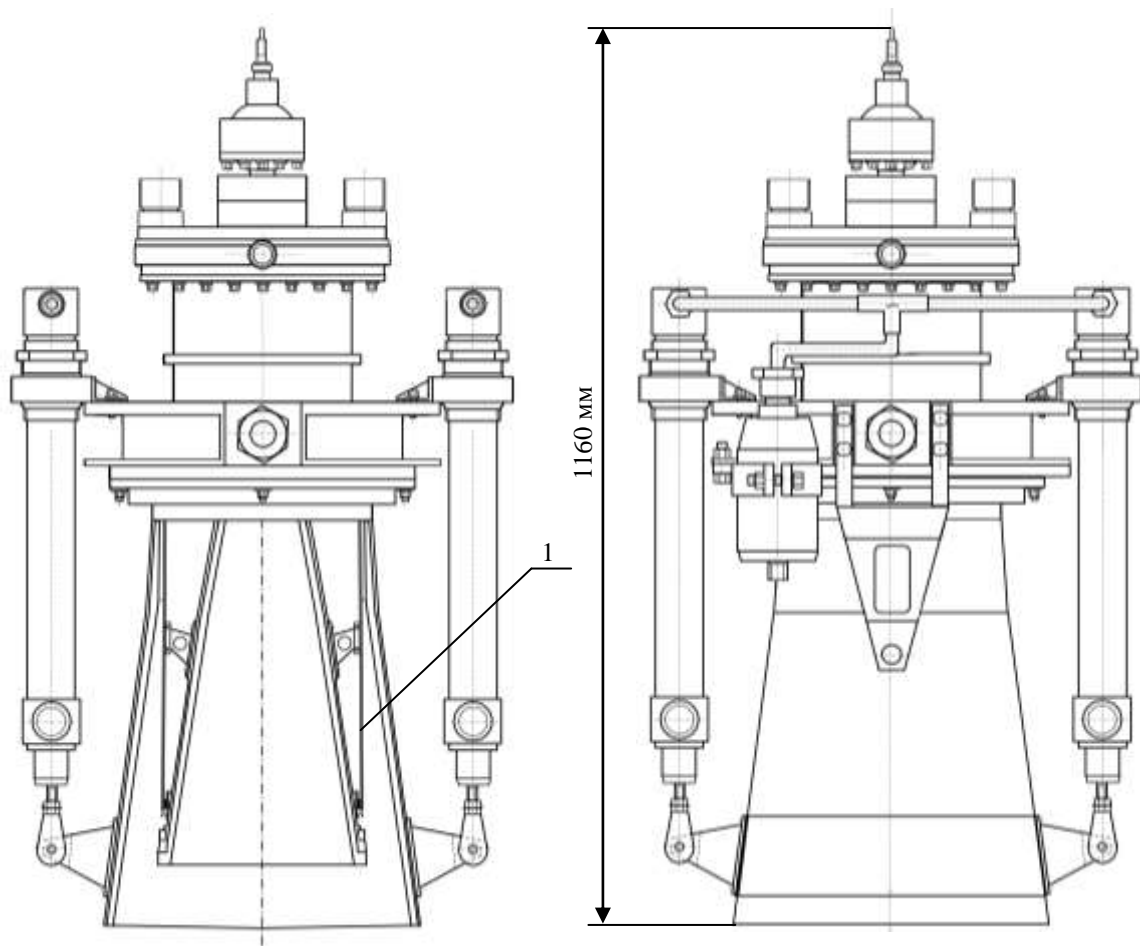


Рис. 10. Схема ЖРД с выдвижным сопловым насадком, сопло в исходном положении;
1 – тонкостенный стальной направляющий цилиндр-радиатор.

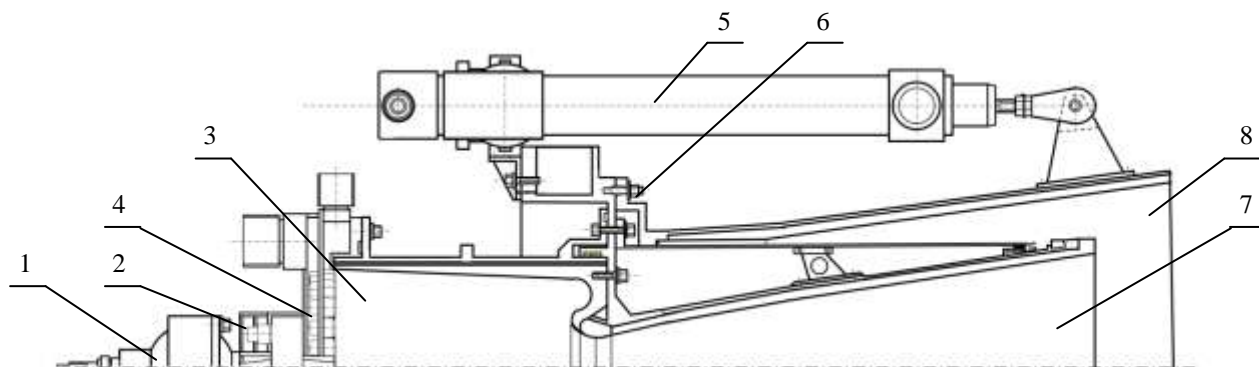


Рис. 11. ЖРД с КС и системой выдвижения высотного соплового насадка: 1 – КС-1;
2 – КС-2; 3 – КС ЖРД; 4 – форсуночная головка; 5 – привод газогидравлический;
6 – разрывной пироболт; 7 – сопло ЖРД; 8 – высотный выдвижной сопловой насадок.

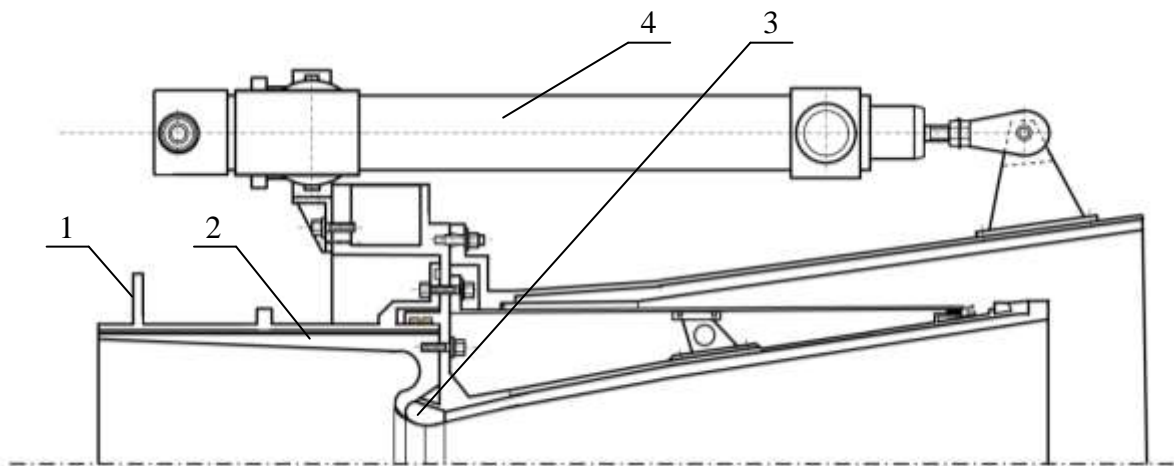


Рис. 12. Поперечное сечение КС ЖРД с системой сопел и приводом газогидравлическим:
 1 – стальная конструкция КС; 2 – углеродный вкладыш КС с гарантированным зазором между наружным диаметром и внутренним диаметром стальной конструкции КС;
 3 – тугоплавкое критическое сечение сопла; 4 – привод газогидравлический.
 Конструкция сборно-разборная, уплотнения из резины и сплава АМгб.

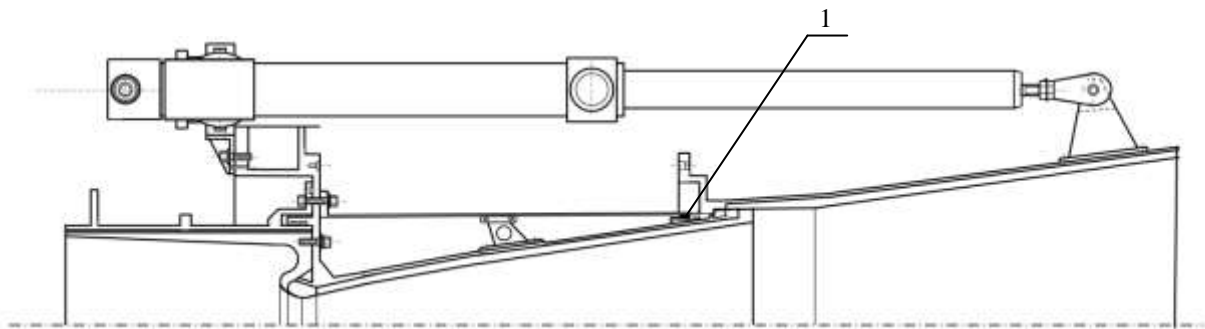


Рис. 13. Поперечное сечение КС ЖРД с системой сопел и приводом газогидравлическим с выдвинутым высотным сопловым насадком до фиксации пружинной гребенкой (1).

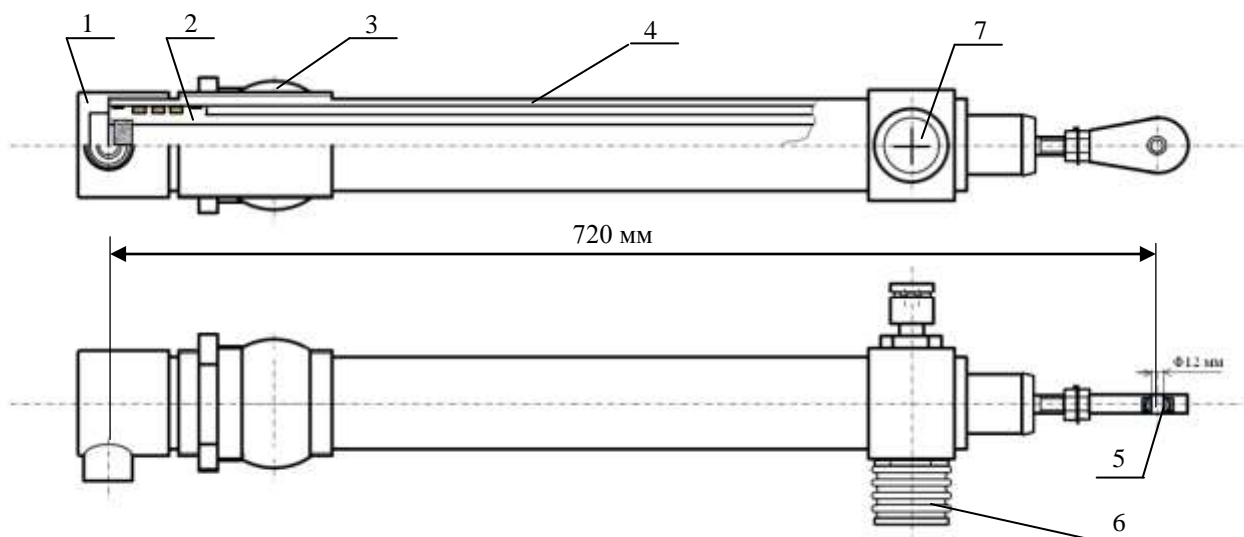


Рис. 14. Привод газогидравлический (внутренняя полость гидравлическая, слив при выдвигании штока через дроссельную шайбу) с ходом штока 500 мм. На рис.: 1 – корпус подвода газового давления; 2 – шток; 3 – шарнирная опора; 4 – цилиндр; 5 – сферический подшипник серьги крепления штока; 6 – сильфонный термокомпенсатор; 7 – прорывная мембрана.

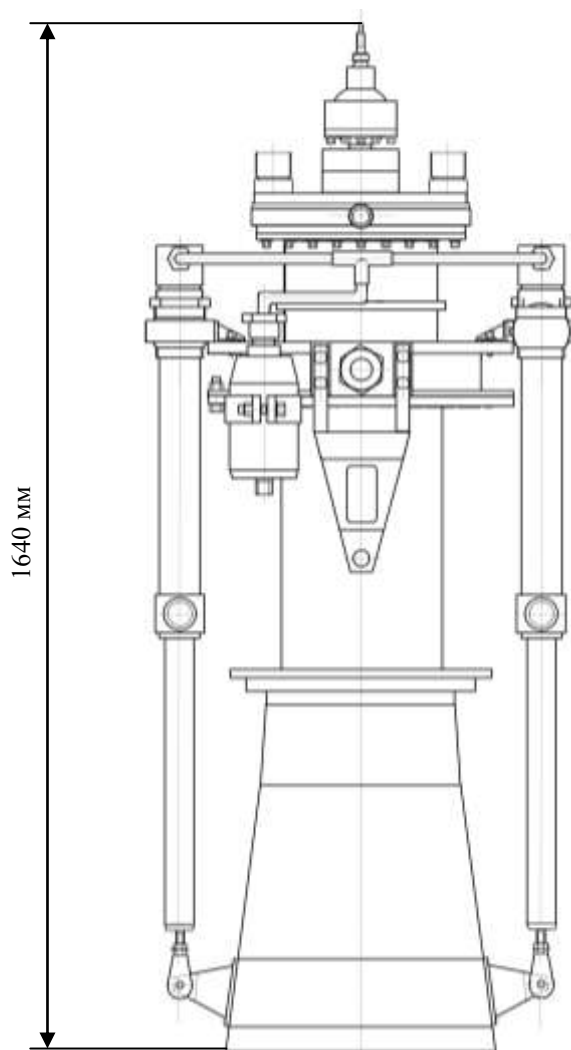


Рис. 15. ЖРД RD-10H с выдвинутым сопловым насадком [8].

3.3. ЖРД с сопловыми насадками.

3.3.1. Фирма Aerojet Rocketdyne давно и успешно работает в области создания кислородно-водородных двигателей. Наиболее известны двигатели этой фирмы J-2 и SSME.

Использование проверенных конструктивных решений и последних достижений в области технологии позволило сотрудникам этой фирмы создать компактный, надежный, высокоэффективный двигатель, получивший наименование AECE (Advanced Expander Cycle Engine).

Технические характеристики двигателя AECE представлены ниже:

Тяга в пустоте: 66,7 кН (6,8 т)

Давление в камере сгорания: 10,2 МПа (104 кг/см²)

Удельный импульс тяги в пустоте: 4714 м/с (480,8 с)

Длина двигателя: без соплового насадка: 1520 мм

при выдвинутом сопловом насадке, 2970 мм

Масса двигателя 215 кг.

3.3.2. Двигатель RL-10, разработанный фирмой Pratt & Whitney в 1958-1963 гг., был предназначен для второй ступени ракеты Atlas-Centaur. За истекший период было создано несколько модификаций этого двигателя, незначительно отличающихся по характеристикам. Параметры одного из двигателей этой серии (RL-10A-3-3A) приведены ниже:

Тяга в пустоте: 73,6 кН (7,50 т).

Давление в камере сгорания: 3,2 МПа (32,6 кг/см²).

Геометрическая степень расширения сопла: 61.

Удельный импульс двигателя (тяги) в пустоте: 4377 м/с (446,4 с).

Длина двигателя: 1800 мм.

Диаметр двигателя: 1000 мм.

Число включений: 3.

Масса двигателя: 138 кг.

В модифицированном двигателе применение раздвижного сопла позволяет уменьшить длину двигателя при убранном насадке (рис. 16). В модифицированном двигателе при выдвинутом насадке удельный импульс тяги на 196 Н·с/кг (20 с) выше, чем в двигателе RL-10.

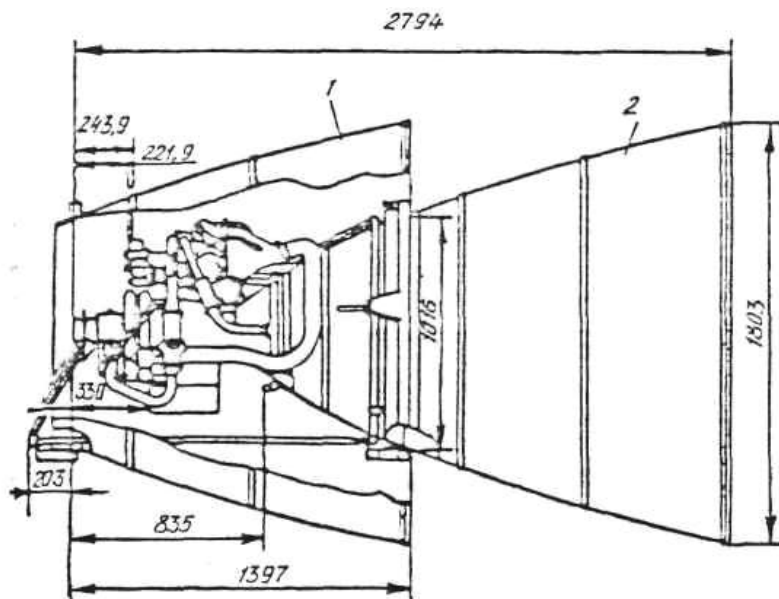


Рис. 16. Модифицированный двигатель RL-10 с сопловым насадком: 1 – транспортное положение, 2 – рабочее положение.

Такая конфигурация двигателя особенно интересна для боевых блоков межконтинентальных баллистических ракет, использующего сопротивление верхних слоев атмосферы для торможения. Испытания двигателя с выдвигаемым насадком должны были начаться в 1987 г.

Важным в программе создания раздвижного сопла является выбор материала.

Возможно, что раздвижное сопло будет изготавливаться из композиционного материала из углеродной матрицы, армированной углеволокном, или из ниобиевого сплава. Сопла, изготовленные из углерод+углеродного материала, проходят огневые испытания. Одно из сопел выдержало 24 испытания с общей наработкой 3562 с. Другое сопло выдержало 27 испытаний с общей наработкой 3463 с и осталось пригодным для дальнейших испытаний.

Результаты испытаний подтвердили, что углерод+углеродный материал весьма перспективен, хотя некоторое беспокойство вызывают нестабильность его характеристик и отсутствие надежного метода контроля качества в процессе изготовления сопла. Поэтому сопла, изготовленные из ниобиевого сплава, будут испытываться до начала изготовления и натурных испытаний сопел как альтернативные.

4. ПРИМЕНЕНИЕ РАЗДВИЖНЫХ СОПЕЛ В ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ (РДТТ)

Раздвижные сопла в РДТТ применялись в конструкциях СССР и США. Затем этой темой заинтересовались другие страны, в частности КНР. Выдвижные сопловые насадки применялись, прежде всего, для сокращения стартовых размеров баллистических ракет. В частности – железнодорожного базирования, где ограничение по длине накладывалось длиной железнодорожного вагона.

4.1. «Миротворец» (MX).

Тяжелая межконтинентальная твердотопливная баллистическая ракета MX (LGM-118 Peacekeeper) снята с эксплуатации в 2005 г. (принятие на вооружение в США в 1986 г.). Разработчик - Martin Marietta. Изготовитель - Martin Marietta, Boeing, TRW. Стоимость одной ракеты около \$ 70 млн.

MX - Missile-eXperimental — экспериментальная ракета. В ней действительно было большое число новшеств, которые ранее не использовались в конструкциях баллистических ракет.

После снятия с производства, на базе LGM-118A компанией Orbital Sciences Corporation была создана гражданская ракета-носитель — Минотавр-4.

МБР MX представляет собой трехступенчатую твердотопливную ракету с последовательным соединением выполненных в одном диаметре ступеней. Внешняя поверхность корпуса ракеты имеет специальное покрытие, предназначенное для защиты от пылегрунтовых образований, вызванных ядерным

взрывом. Основу покрытия составляет этилен-пропиленовый каучук (Ethylene propylene diene monomer). Таким образом, ракета предназначена для старта и в условиях воздействия противником на стартовую позицию (рис. 17).

Вторая ступень «МХ» включает маршевый РДТТ фирмы Aerojet Strategic Propulsion.

РДТТ второй ступени коконной конструкции с центральным, частично утопленным в камеру сгорания поворотным управляющим соплом. Корпус двигателя изготовлен намоткой из композиционного материала на основе кевлара.

Отличительной особенностью двигателя является наличие выдвигного конического соплового насадка, позволяющего значительно увеличить степень расширения сопла и соответственно тягу двигателя. Для его выдвижения использовался специальный пневматический привод, содержащий четыре пневматолкателя.

В РДТТ второй ступени используется топливо, состоящее из перхлората аммония и связующего его НТРВ с присадкой алюминия. Масса топливного заряда 24,6 т.

Управление полетом на участке работы второй ступени по тангажу и рысканью осуществляется аналогично первой ступени за счет качания поворотного управляющего сопла (-6° — $+6^\circ$). Для отклонения сопла используется специальный пневмогидравлический привод, по своей конструкции не отличающийся от аналога на первой ступени.

Третья ступень включает маршевый РДТТ и соединительный отсек.

Масса полностью снаряженной ступени — 7,6 т. РДТТ фирмы Hercules изготовлен из кевларэпоксидного композиционного материала методом намотки и имеет центральное частично утопленное в камеру сгорания поворотное управляющее сопло с коническим выдвигаемым насадком.

В качестве топлива использованы перхлорат аммония, связующее NEPE (Nitrate Ester Plasticized PolyEther — полиэфир, пластифицированный эфиром азотной кислоты) с присадкой алюминия и, в отличие от топлив предыдущих ступеней ракеты, с добавлением октогена. Масса топливного заряда 7,1 т.



Рис. 17. Старт ракеты МХ из подземной шахты.

В создании такой ракеты США конкурировало с СССР. Можно сказать, что МХ создавалась в тесной «кооперации» с Днепропетровскими (Украина) и Пермскими (Россия) ракетостроителями: разведки обеих стран щедро снабжали конструкторов информацией и дезинформацией. Можно предположить, что советский железнодорожный вариант – БЖРК, «Scalpel», впрочем, как и шахтные варианты ракет, получились лучше американского аналога.

Технические характеристики МХ представлены ниже [13]:

Максимальная дальность стрельбы: 9600 км.

Круговое вероятное отклонение: 90 м.

Диаметр ракеты: 2,34 м.

Длина ракеты в сборе: 21,61 м.

Масса снаряженной ракеты: 88,443 т.

Масса неснаряженной ракеты: 10,885 т.

Длина пускового контейнера: 20,79 м.

Диаметр пускового контейнера, внутренний: 2,5 м.

Число боевых блоков: 10 штук.

Мощность боевого блока: 300 Кт.

Двигатель:

Топливо: твердое (I, II, III ступени), жидкое (ступень разведения).

I ступень:

Длина: 8,534 м.

Масса мах: 48,985 т

Тяга РДТТ на уровне моря: 226,8 тс

Удельный импульс РДТТ на уровне моря: 282 с

Время работы РДТТ: 56,5 с

II ступень:

Длина: 5,486 м

Масса мах: 27,667 т

Тяга РДТТ в вакууме: 124,7 тс

Удельный импульс РДТТ в вакууме: 309 с

Время работы РДТТ: 60,7 с

III ступень:

Длина: 2,438 м

Масса мах: 7,710 т

Тяга РДТТ в вакууме: 29,5 тс

Удельный импульс РДТТ в вакууме: 300 с

Время работы РДТТ: 72 с

Ступень разведения:

Длина: 1,22 м.

Масса с боевыми блоками: 2,131 т.

4.2. Украинский вариант.

Двигатели второй ступени 15Д207 и третьей ступени 15Д208 ракеты РТ-23 (SS-24 и SS-24 БЖРК Scalpel) не имели органов управления вектором тяги, что значительно упростило их отработку. В то же время они имели раскладывающиеся в полете сопловые блоки, что повышало степень расширения сопла, и, соответственно, удельную тягу [12]. Двигатель второй ступени 15Д207 был разработан КБ «Южное» (рис. 18), изготавливался он Павлоградским механическим заводом Производственного объединения ЮМЗ. Твёрдотопливный заряд был разработан ЛНПО «Союз» Минмаша СССР.

Двигатель третьей ступени 15Д208 был разработан КБ ПО «Искра». Заряд из высокоэнергетического топлива также был разработан ЛНПО «Союз» Минмаша СССР. Этот двигатель также имел выдвигаемый в полете сопловой насадок.

РТ-23 – стратегический ракетный комплекс с межконтинентальными боевыми ракетами шахтного и железнодорожного базирования. Это и был «ответ» на американскую ракету МХ. Время нахождения на вооружении в СССР и России 1989-2005 гг.

Технические характеристики ракеты (15Ж44, 15Ж52, 15Ж60, 15Ж61) [18]:

Максимальная дальность: 10000 км.

Стартовая масса: 104,5-104,8 т.

Забрасываемый вес: 4050 кг.

Длина ракеты в ТПК: 21,9-22,6 м.

Максимальный диаметр: 2,4 м.
Количество Боевых Блоков x мощность: 10 x 0,55 Мт.

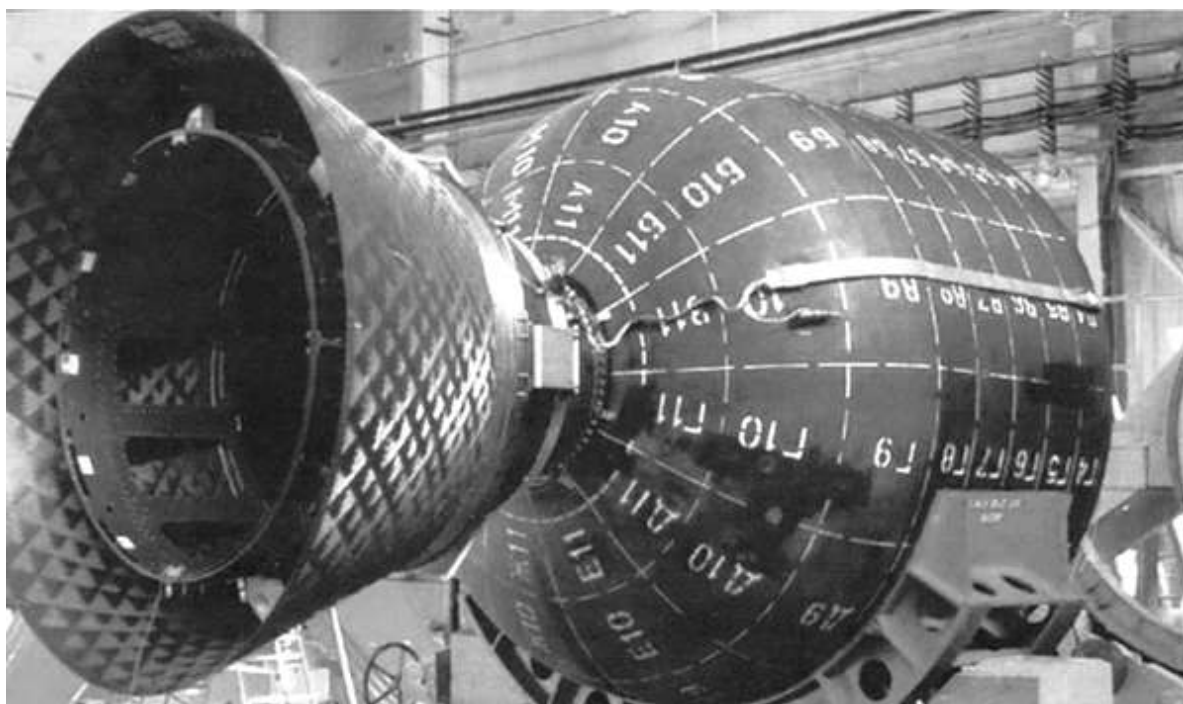


Рис. 18. Двигатель второй ступени РТ-23 15Д207 с выдвигаемым сопловым насадком. Павлоградский механический завод ПО ЮМЗ.

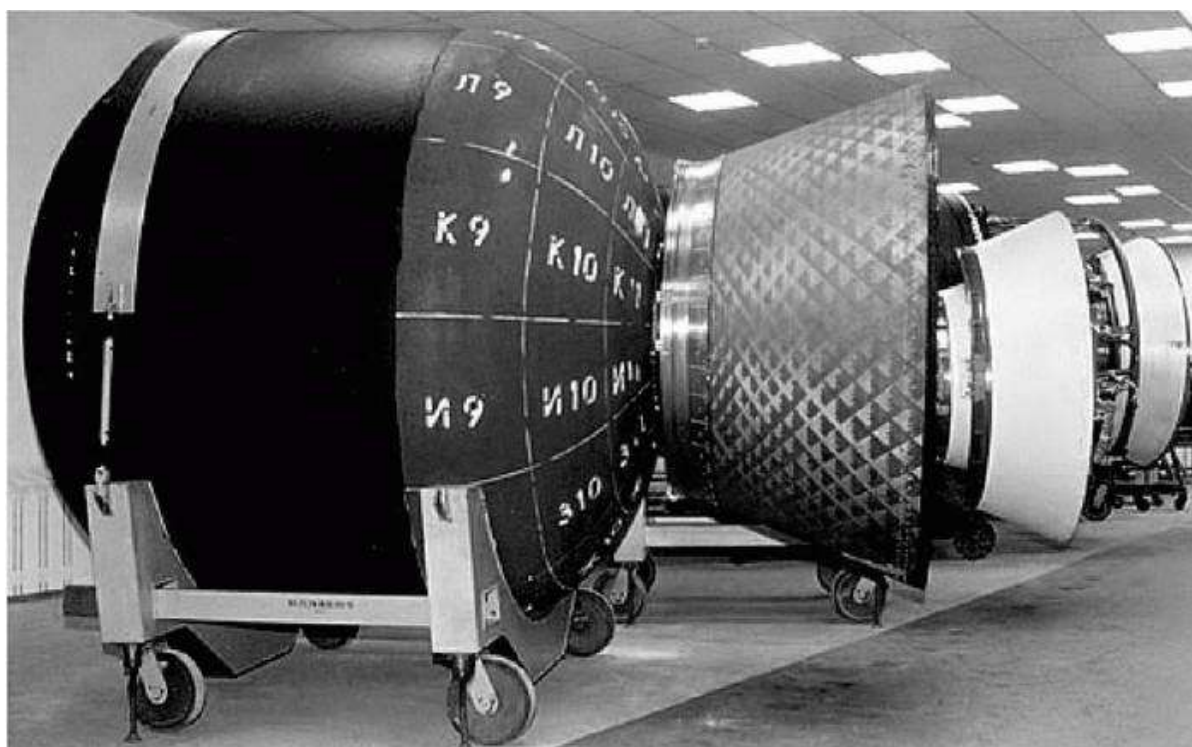


Рис. 19. Двигатель третьей ступени РТ-23 15Д208. НПО «Искра».

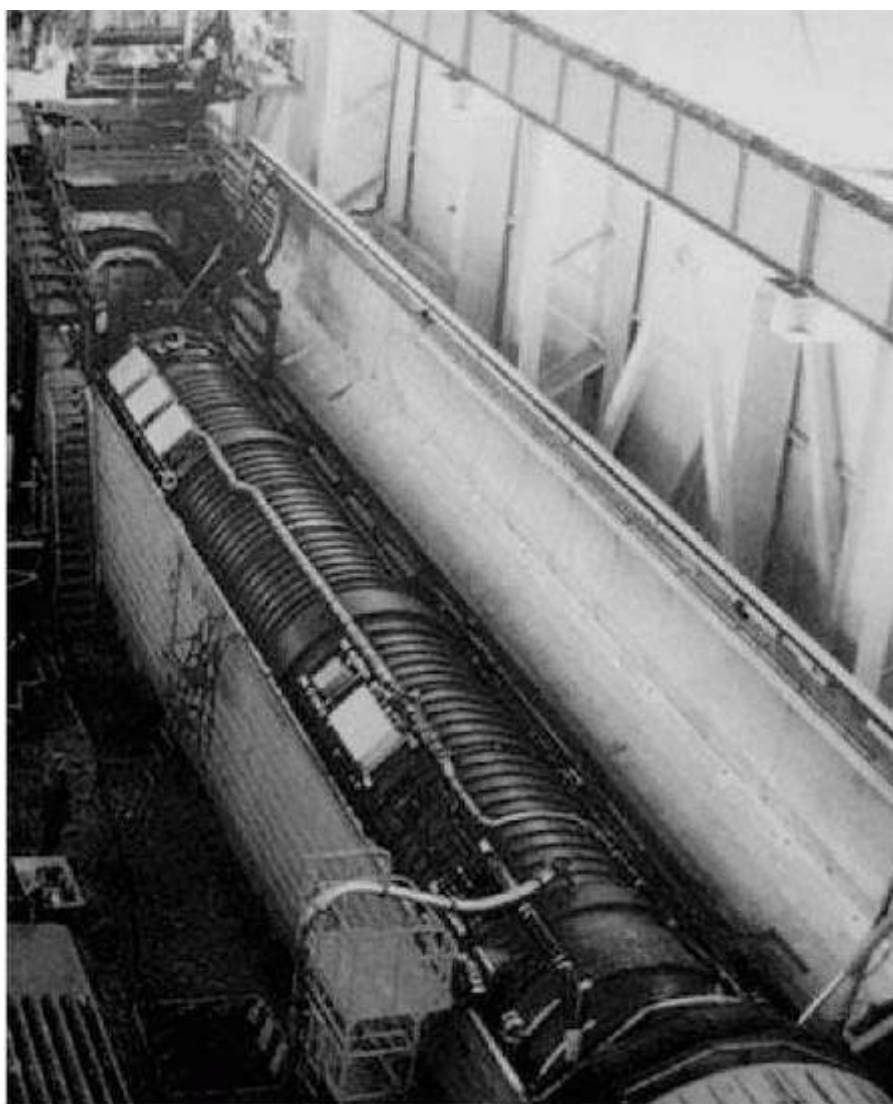


Рис. 20. Вагон-пусковая установка БЖРК (ракета в ТПК) [12]

В НПО «Искра» продолжаются разработки РДТТ с выдвигаемыми сопловыми насадками (рис. 21) в современных условиях.

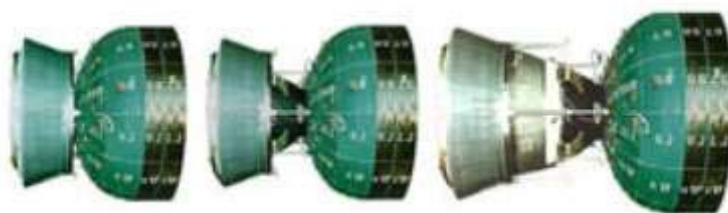


Рис. 21. Двигатель с выдвигаемым сопловым насадком, НПО «Искра»[16].

5. СОПЛА ИЗ УГЛЕРОД+УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ (УУКМ)

В настоящее время на крупногабаритных РДТТ, имеющих, как правило, частично утопленные в двигатель сопла, из-за значительных тепловых, механических, химических нагрузок применяются конструкции сопел, состоящих из множества теплозащитных, эрозионно-стойких и силовых элементов.

В развитии и совершенствовании конструкций РДТТ прослеживаются тенденции к повышению давления и температуры в камере сгорания двигателя, использованию новых рецептов топлив [5].

Докритическая часть сопла изготавливается из углепластика и углерод+углеродных композиционных материалов – УУКМ.

Для вкладышей критического сечения сопла используют вольфрам, молибден и их сплавы, пиролитический графит. Скорости уноса пирографических и углепластиковых материалов составляют допустимую величину 0,1-0,5 мм/с.

Сверхзвуковая часть сопла в настоящее время часто изготавливается из УУКМ, обладающих высокой теплостойкостью вплоть до 2500 °К, хорошей стойкостью к термоудару, как тугоплавкие материалы, низкими значениями теплопроводности и температурного расширения.

Схема конструкции сопла из УУКМ представлена на рис. 22.

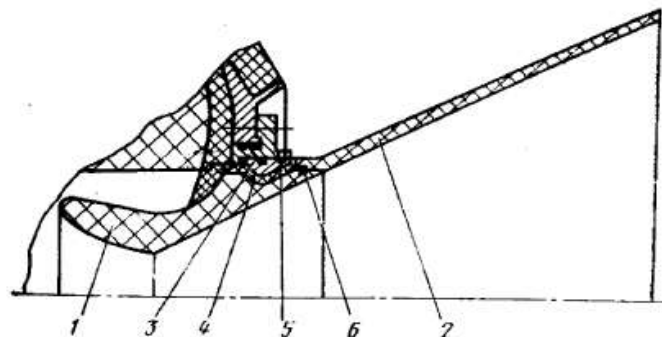


Рис. 22. Конструкция сопла из УУКМ [14]: 1 – утепленная часть сопла, 2 – раструб сопла, 3 – разрезное кольцо, 4 – теплоизолирующая подложка, 5, 6 – шпонки.

Сопла с переменной степенью расширения в современных конструкциях ракетных сопел можно разделить на:

- неподвижные (см. стр. 5);
- с жесткими и выдвигающимися насадками;
- с легкодеформируемыми гибкими раструбами;
- с лепестковыми раструбами. Рис. 23.

Сопла с жесткими выдвигаемыми раструбами называют выдвигаемыми.

Легкодеформируемый раструб может быть изготовлен из тканых материалов или тонкостенных металлических конструкций (например, из ниобия).

Лепестковые раструбы представляют собой набор профилированных панелей.

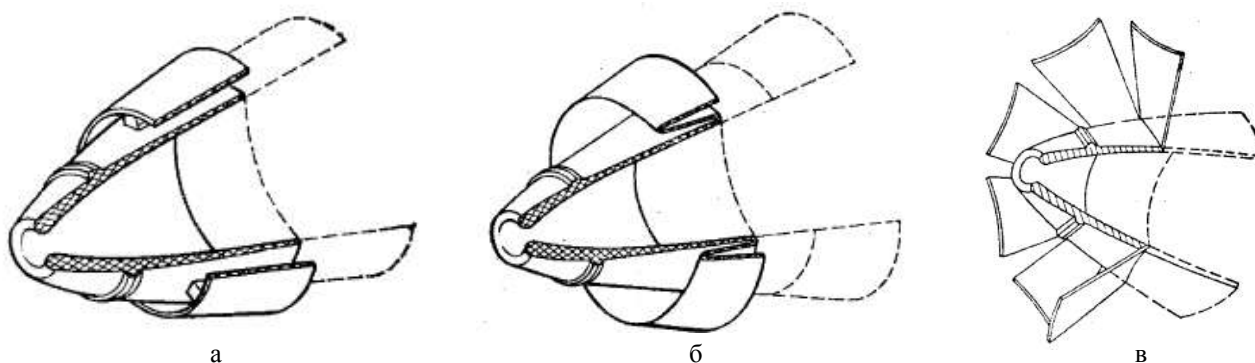


Рис. 23. Сопла: а – с жестким раструбом, б – с легкодеформируемым раструбом, г – с лепестковым раструбом.

Наибольшее практическое распространение получили жесткие выдвигаемые насадки [15]. Различают два основных способа выдвижения насадок: до запуска РДТТ холодная раскладка, после запуска – горячая раскладка [14]. Рис. 24 и 25.

Преимуществом способа холодной раскладки является то, что ее можно автономно отработать (испытать). Для горячей раскладки выбирают время подачи команды.

Для системы выдвижения соплового насадка важно:

- надежное трагивание и движение насадка в натуральных условиях;
- надежная фиксация после выдвижения в рабочем положении;
- обеспечении требуемого времени выдвижения;
- обеспечение минимальных возмущающих воздействий при выдвижении и фиксации соплового насадка (например, не допускается разрушение сопла при его фиксации после раскладки при дополнительном воздействии тянущей силы от потока пламени в сопле);

- необходимо обеспечить кинетическую энергия присоединения соплового насадка (обеспечить его фиксацию в рабочем положении).

Выдвижение соплового насадка с фиксацией в рабочем положении не предусматривает его возврат при полете в исходное положение.

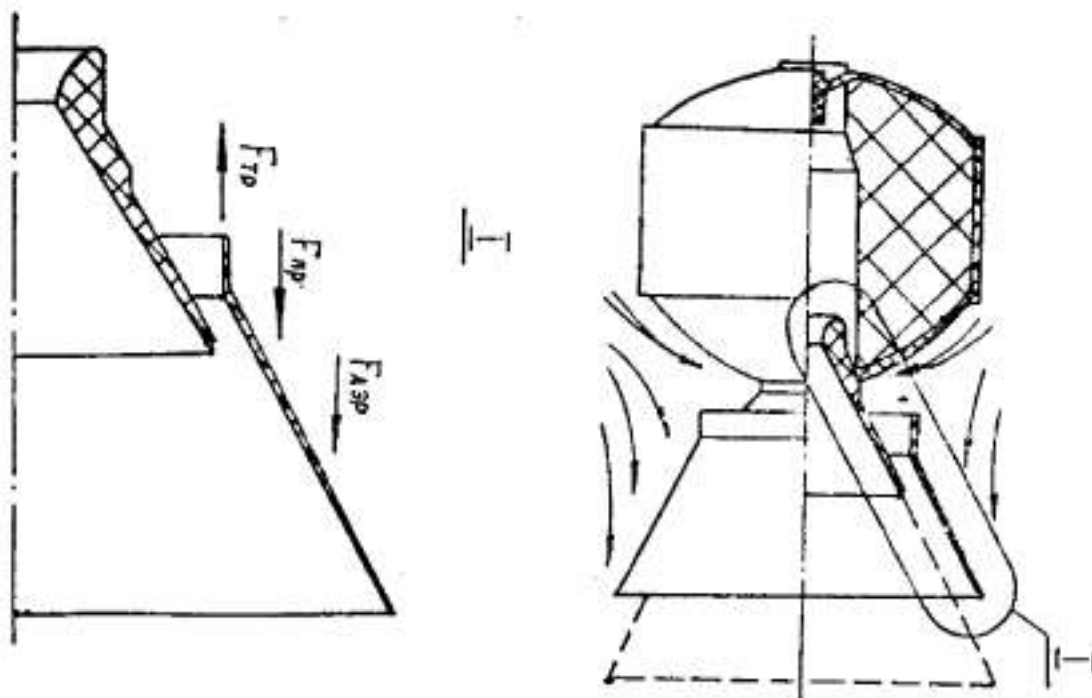


Рис. 24. Схема сил выдвижения соплового насадка до запуска двигателя (холодная раскладка) [14].

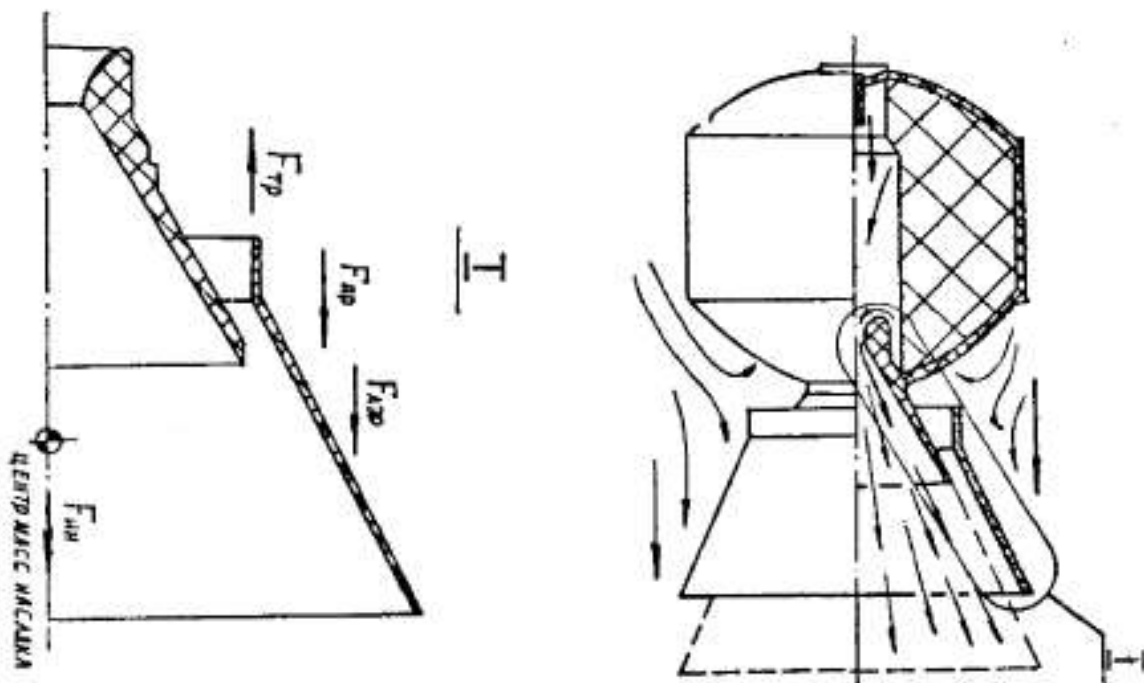


Рис. 25. Схема сил, действующих на насадок в процессе работы двигателя (горячая раскладка) [14].

Уравнение движения насадка можно представить в виде: $m_n \cdot \ddot{x} = F(x)$.

Где: $F(x) = F_{пр}(x) + F_{аэр}(x) - F_{тр}(x)$ – суммарная сила, действующая на насадок для холодной раскладки (сила привода выдвигания, аэродинамическая сила за вычетом силы трения);

$F(x) = F_{пр}(x) + F_{аэр}(x) + F_{ин}(x) - F_{тр}(x)$ – суммарная сила, действующая на насадок для горячей раскладки (с учетом сил инерции).

Время и скорость движения сопловых насадков определяются формулами:

$$t_i = t_0 + \int_{x_0}^{x_i} \frac{dx}{\sqrt{\frac{2}{m_n} \int_{x_0}^{x_i} F(x) dx + \dot{x}_0^2}}$$

$$\dot{x}_i = \sqrt{\frac{2}{m_n} \int_{x_0}^{x_i} F(x) dx + \dot{x}_0^2}$$

Конструкция раздвижного сопла в общем виде представлена на рис. 26.

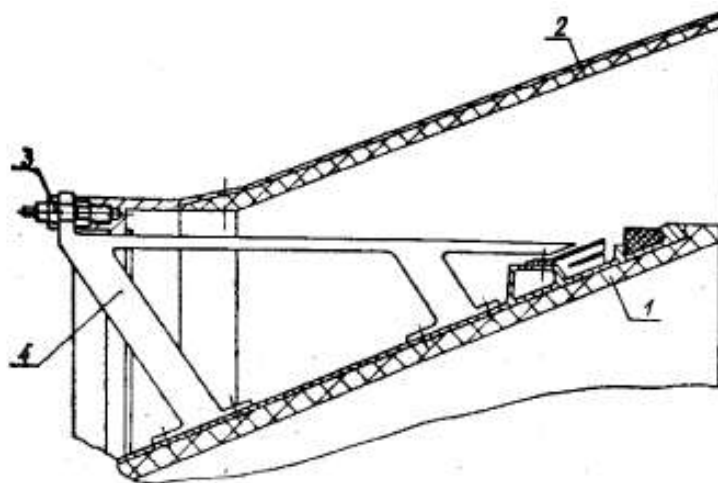


Рис. 26. Конструкция раздвижного сопла: 1 – неподвижная часть, 2 – выдвигаемая часть сопла, 3 пироболт, 4 – элемент центрирования [14].

Движение соплового насадка начинается после расфиксации пироболта (3). Но это может быть и механический замок, срабатывающий от давления газа. Стравливание соплового насадка и его дальнейшее движение осуществляются приводом раскладки. Однако, изначально в конструкции двигателей 15Д207 и 15Д208 привод не предусматривался – расчеты показали достаточность динамических сил и сил тяжести в натуральных условиях для выдвигания и фиксации соплового насадка в рабочее положение при горячей раскладке. К сожалению, от такой схеме пришлось отказаться, потому что в наземных автономных условиях натурные воздействия повторить не удалось, а испытания узла раскладки сопла нужно было провести.

Фиксация насадка в рабочем положении осуществляется набором пружинных цапг, закрепленных на неподвижной части сопла.

6. ПРИВОДЫ ВЫДВИЖЕНИЯ СОПЛОВОГО НАСАДКА

Приводы выдвигания соплового насадка можно условно разделить на:

- механические с электроприводом или газовой турбиной, связанной кинематической системой выдвигания гибким валом;

- использующие энергию воздуха, надувающего соединительные отсеки ракеты;

- использующие энергию газа, образующегося при запуске РДТТ;

- использующие связь с отделяющейся ступенью ракеты;

- с собственным источником питания (автономные).

Механические приводы могут быть представлены схемой [16] рис. 27.

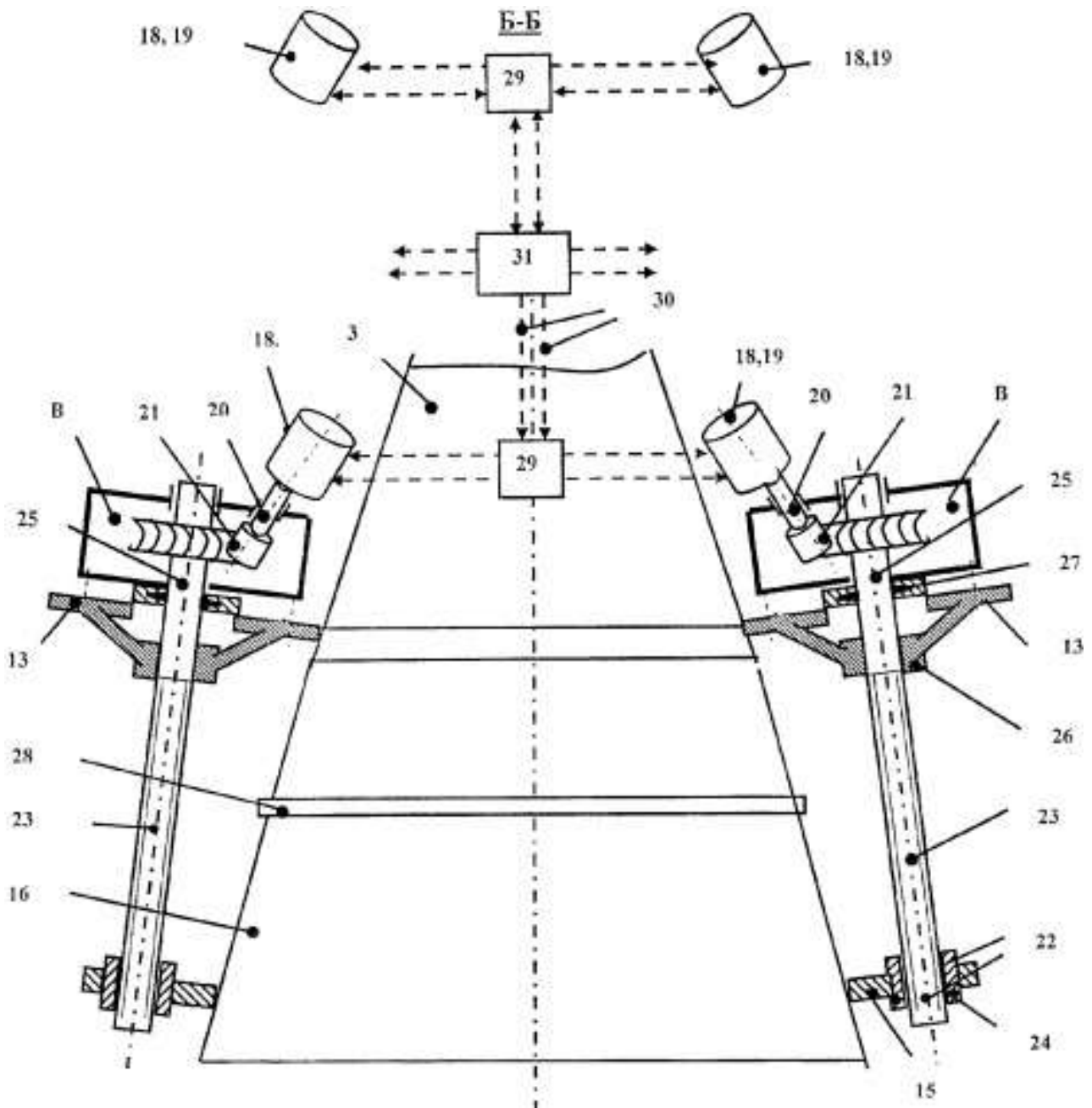


Рис. 27. Жидкостный ракетный двигатель: 1 – камера сгорания (не показана), 2 – рама (не показана), 3 – сопло, 4 – ТНА (не показан), 5 – газогенератор (не показан), 6 – турбина ТНА (не показана), 7 – насос окислителя (не показан), 8 – насос горючего (не показан), 9 – дополнительный насос горючего (не показан), 10 – выхлопной коллектор турбины ТНА (не показан), 11 – блок газопроводов (не показан), 12 – верхняя силовая плита (не показана), 13 – средняя силовая плита, 14 – нижняя силовая плита (не показана), 15 – верхний сопловой насадок, 16 – нижний сопловой насадок, 17 – привод (не показан), 18 – исполнительный механизм привода, 19 – электродвигатель, 20 – вал электродвигателя, 21 – червячный редуктор, 22 – винтовая передача, 23 – винт винтовой передачи, 24 – гайка винтовой передачи, 25 – ведомый вал, 26 – центратор ведомого вала, 27 – уплотнение, 28 – коническое высокотемпературное уплотнение, 29 – устройство синхронизации, 0 – электрическая связь, 31 – блок управления.

Автономные приводы выдвигания сопловой насадки могут быть представлены разработками двигателей ракет МХ (США) и РТ-23 (СССР).

Раздвижные сопла могут быть не только с одним, но и с двумя, тремя насадками. В этом случае выдвигание сопловых насадков и их фиксация в рабочее положение осуществляется одновременно автономным приводом, выполненном в виде гидравлических или пневматических телескопических поршневых штанг, соединенных со всеми выдвигаемыми насадками. Каждая телескопическая штанга с узлами крепления представляет собой кулисный механизм. Четыре или две штанги обеспечивают соосное выдвигание насадков,

система демпфирования обеспечивает нужную скорость выдвижения и фиксации каждого насадка. Такая схема применялась на РДТТ ракеты МХ (рис. 28).

В украинской разработке, где имеются четыре направляющих пантографа, рассмотрена возможность установки одного сбрасываемого привода, расположенного внутри сопла – он срабатывает до запуска РДТТ.

Источником энергии для привода является пороховой аккумулятор давления.

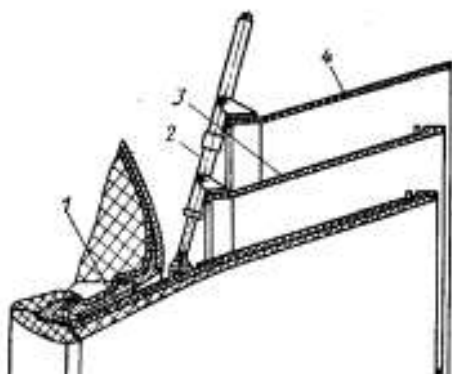


Рис. 28. Конструктивная схема сопла РДТТ III ступени ракеты МХ (США) [5]:
1 – неподвижная часть сопла, 2 – телескопический привод, 3 – внутренний насадок,
4 – внешний насадок.

6.1. Привод пневматический выдвижения соплового насадка РДТТ.

История ракетной техники в части разработки и испытаний двигателя второй ступени МБР 15Ж61 РТ-23 УТТХ «Молодец» (БЖРК SS-24-3 Skalpel), разработки 15Ж44, 15Ж52, 15Ж60 с однотипным приводом выдвижения соплового насадка известна и описана [12, 17].

Система выдвижения соплового насадка пневматическим приводом запатентована [1, 7, 9].

Привод назван газогидравлическим (ПГГ), потому что регулирование/демпфирование скорости выдвижения его штока обеспечивалось перетеканием заправленной внутри привода жидкости через дроссель.

При конструировании ПГГ был заимствован опыт из авиации. Привод с телескопическим штоком позволяет выдвигать нагрузку с заданной скоростью на нужное расстояние, превышающее длину самого привода в полтора раза при наружном диаметре корпуса около 60 мм. Исполнительный механизм привода выполнен стальным.

Конструктивные особенности привода газогидравлического.

Изначально ПГГ представлял собой тонкостенную стальную цилиндрическую конструкцию с промежуточным штоком, имеющим внутренний кольцевой зазор для перетекания гидравлической жидкости, и штоком, крепящимся через сферический подшипник на подвижном насадке сопла. Корпус ПГГ через шарнирную опору крепился на неподвижной части сопла (рис. 28).

Внутри привод имел шариковый замок, удерживающий шток до появления давления в газовой полости – замок автоматически открывался при повышении давления газа до определенного уровня. Тем самым необходимость в удерживании подвижного соплового насадка в исходном положении не требовалось.

Внутренняя полость за поршнями штока заполнялась гидравлической жидкостью методом вакуумирования с последующей подачей жидкости под действием атмосферного давления. Эта полость была полностью изолированной дублированными и троированными резиновыми кольцами круглого сечения, в т.ч. с фторопластовыми манжетами со стороны полости подачи рабочего газа.

Внутри жидкостной полости располагался стабилизатор расхода с цилиндрическим золотником, имеющим прорезь для перетока гидравлической жидкости: при увеличении скорости движения и повышении давления перед золотником, подпружиненный стальной золотник смещался и перекрывал проходное сечение, тем самым снижая скорость перемещения штока. Регулировочный винт этого устройства был выведен наружу и позволял изменять скорость перемещения штока ПГГ.

Жидкость сливалась в алюминиевый бачок с плавающим поршнем - при обратном (технологическом) ходе штока в газовую полость бачка под поршень подавалось давление воздуха, поршень вытеснял жидкость обратно и перемещал в исходное положение шток, который автоматически фиксировался шариковым замком. Плавающий поршень блока слива при долговременном хранении выполнял роль компенсатора температурных изменений объема гидравлической жидкости.

Вначале параметры ПГГ были заданы очень жесткими, и они были обеспечены конструкцией. При этом удалось применить некоторые унифицированные детали и сборочные единицы [6].

Необходимость столь подробного описания конструкции вызвана тем, что по результатам отработки двигателя и ракеты неоднократно корректировались технические характеристики ПГГ, которые удалось реализовать с наименьшими изменениями его базовой конструкции (конструктивная схема представлена на рис. 29).

Описанная схема полностью работоспособна в системе с одним приводом выдвигания соплового насадка (например, расположенным внутри сопла). Но в системе из четырех приводов один из них всегда отставал из-за допуска на параметры. В результате получалось так, что три привода разрывали шариковый замок исходного положения у четвертого, который не успевал открыться. А также три привода тянули один отстающий, который жестко сохранял свою скорость движения, даже при минимальном разбросе допусков на скорость выдвигания штока – в результате чего золотник полностью перекрывал перетекание жидкости в отстающем приводе, давление внутри этого привода поднималось выше 400 кгс см², привод разрушался по месту крепления штока к сопловому насадку (разрывалась резьба крепления серьги штока).

В системе раскладки соплового блока устанавливались четыре ПГГ, на каждый ПГГ устанавливался ПАД – пороховой аккумулятор давления – в качестве источника давления. Кратковременность действия ПАДа позволяла применять горячий газ горения твердого заряда со сверхкритическим истечением и сохранением работоспособности всех элементов привода.

Пороховой аккумулятор давления имел особенность – он должен был стабильно работать при повышении давления в рабочей газовой полости ПГГ до 30-50 атмосфер при увеличении объема рабочей газовой полости примерно до одного литра практически от нуля. При этом в ПАДе обеспечивался расчетный режим горения твердотопливного заряда. ПАД разработан твердотопливным КБ-5 конструкторского бюро «Южное».

Шток каждого из четырех ПГГ в системе крепился к одному и тому же выдвигному элементу. Четыре пантографа сохраняли прямолинейность выдвигания. В системе не было замка либо иного элемента, удерживающего подвижный насадок в исходном положении при запуске РДТТ – эту функцию выполняли шариковые замки внутри каждого ПГГ. Затем, в результате наземных автономных испытаний, замки внутри приводов убрали, и применили один подобный замок для крепления в исходном положении выдвигаемого соплового насадка.

А скорость выдвигания штока привода пришлось не регулировать с помощью золотника, а демпфировать применением дроссельной шайбы.

Такие изменения были вызваны тем, что подобная система создавалась в СССР впервые, и техническое задание было выдано на разработку автономного привода, а не на систему выдвигания соплового насадка.

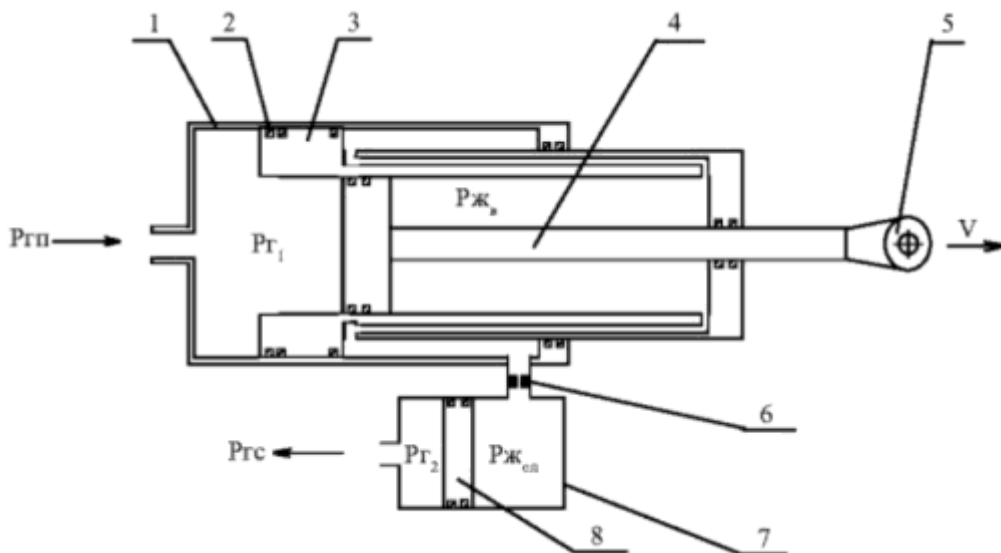


Рис. 29. Конструктивная схема привода газогидравлического [6]: 1 – цилиндрический корпус ПГГ; 2 – уплотнения подвижных элементов; 3 – промежуточный поршень; 4 – шток; 5 – серьга крепления штока ПГГ на выдвигном насадке сопла; 6 – дроссель слива жидкости; 7 – бачок слива гидравлической жидкости; 8 – плавающий поршень бачка слива. Обозначения для выдвигания штока: $P_{гп}$ – газовое давление питания; $P_{г1}$ – давление в рабочей газовой полости; $P_{жв}$ – давление в подпоршневой жидкостной полости; $P_{жсл}$ – давление в жидкостной полости слива; $P_{г2}$ – давление в газовой полости блока слива; $P_{гс}$ – давление в среде сброса давления из газовой полости блока слива.

Шариковый замок в системе раздвижения был аналогичным тому, который применялись на штуцерах стыковки гидромагистралей системы рулевых гидроприводов второй ступени двухступенчатой твердотопливной баллистической ракеты UGM-27 Polaris (США, 1957 г.), которая базировалась на атомных подводных лодках. В американском варианте ограничитель шариков замка сдвигались вручную, на этом принципе были разработаны заглушки на гидравлических полостях ПГГ.

Детали уплотнений.

Разработчикам ПГГ пришлось решать проблему герметичности уплотняемых поверхностей цилиндров по воздуху [6].

В жидкостной полости ПГГ при движении штока кратковременно повышалось давление до 420 кг/см². Всплеск давления до такой величины усиливался и гидроударом, который возникал при наличии в жидкости воздушного пузыря.

Но существовала и другая опасность: при температурном изменении объема жидкости за время хранения поршень в блоке слива и компенсации перемещался как при повышении температуры (избыточное давление), так и ее понижении (пониженное давление). При этом из-за высокой степени сил трения резинового уплотнения по поверхности внутреннего диаметра алюминиевого корпуса блока слива, имеющего твердое анодное покрытие, воздух по микрощелям в уплотняемой поверхности, а также поверхностям стального цилиндра и штока просачивался внутрь. При этом при циклических перемещениях в процессе длительного хранения он мог накапливаться в недопустимом количестве. Поэтому особое внимание уделялось качеству уплотнений подвижных элементов.

Прежде всего, разработчики учли опыт США. Было известно, что, например, на рулевом гидравлическом приводе второй ступени ракеты Polaris все уплотнительные резиновые кольца, независимо от их диаметра, имели один и тот же диаметр сечения и несмываемую цветную маркировку, выполненную путем вкрапления при изготовлении окрашенного каучука.

В конструкции ПГГ применено надежное уплотнение дублированными уплотнительными кольцами одного и того же диаметра сечения 2 мм при диаметре колец примерно до 56 мм. Хотя существует практика и рекомендации относительно пропорционального увеличения диаметра сечения кольца резинового уплотнения при увеличении его диаметра. Это позволило унифицировать конструктивные и технологические требования к изготовлению уплотнительных канавок в деталях ПГГ.

В подвижных уплотнениях поверх резиновых колец устанавливались П-образные фторопластовые манжеты.

Возможность применения уплотнительных колец одного и того же диаметра сечения полностью подтвердилась многократно проведенными автономными и комплексными испытаниями.

Технологические особенности и разработанные технологии для изготовления конструкции ПГГ

Для повышения герметичности уплотняемых поверхностей внедрялись новые для Министерства общего машиностроения СССР технологии.

6.1.1. Бронзирование поршня привода

Традиционно для направляющих штоков приводов используются втулки из бронзовых сплавов. Такие втулки применены и в ПГГ. Но высокая скорость перемещения поршня штока по цилиндру, который тоже в этой конструкции выполнял функцию опорной поверхности, требовала установку бронзовой втулки и на поршне штока. Заданные в техническом здании габариты ПГГ не позволяли этого сделать: толщина стальной стенки поршня равнялась всего 2,5 мм.

Было принято решение попробовать внедрить плазменное напыление бронзового покрытия с его последующей точной обработкой. В результате было самостоятельно разработано и внедрено совершенно новое для отрасли покрытие, выполнившее функцию традиционной бронзовой втулки [6].

Получить антифрикционный слой на поверхности стальной детали можно способом газотермического напыления. Универсальность метода, его высокая производительность, возможность нанесения покрытий заданной толщины на детали сложной формы, незначительный нагрев покрываемой поверхности, высокая плотность и хорошее сцепление с основой - позволяют упростить конструкцию, технологию изготовления, снизить трудоемкость.

Газотермическое (плазменное) антифрикционное покрытие было использовано при проектировании поршня привода для перемещения со скоростью около 0,5 метров в секунду и более. Рабочая среда - воздух и минеральное масло РМ ГОСТ 15819-70.

Уплотнение поршня осуществляется резиновыми кольцами круглого сечения из маслобензостойкой резины (в СССР для этого применялась марка резины ИРП 2012 и другие), расположенными в специальных канавках, выполненных в бронзированной поверхности, материал поршня сталь 03X11Н8М2Ф (ДИ-52) или 09X16Н4Б.

Оптимальная конструкция поршня с газотермическим покрытием, метод напыления покрытия и технология его механической обработки уточнялись в ходе экспериментальной отработки на имитаторах. На имитаторах определялись:

* материал для нанесения покрытия (БрА10, БрОЦС), подслоя (ПН85Ю15, молибден), форма

расходного материала (проволока диаметром 1 мм и порошок);

* способы ввода материала в плазменную струю (внутри сопла, на срез сопла);

* способы подготовки поверхности детали (нарезка «рваной» резьбы, заделка торцов, пескоструйная обработка);

* конструкция поршня с покрытием (толщина и форма покрытия, расположение покрытия на торцах поршня и в зоне канавок под уплотнительные элементы).

* механическая обработка покрытия (точение, шлифование, полировка, проточка канавок под уплотнительные кольца).

Качество покрытия оценивалось металлографическими исследованиями и определением адгезии. При этом оценивались плотность покрытия, качество границ подложка-подслой, подслоя-покрытие. Критерием оценки режимов механической обработки напыленного покрытия являлись: износ режущего инструмента, отслоение покрытия от основного металла и шероховатость обработанной поверхности.

Было установлено, что наименьшую прочность сцепления с основой имеет бронзовое покрытие без подслоя.

Величина прочности сцепления покрытия из БрА10 при его подаче во внутрь и на срез сопла плазменной горелки практически одинакова.

После механической обработки на бронзированной поверхности получена шероховатость 1,25 микрона.

Покрытия изначально в соответствии с требованием ГОСТ получили обозначения (по виду напыляемого состава):

- М-А(89-92).пор.100-200.прм РМ ГОСТ15819-70 (бронзовый порошок БрА10 фракцией 50-160 микрон);

- М-О-Ц(93,4).пор.100-200.прм РМ ГОСТ 15819-70 (бронзовая проволока БрОЦ4-3 диаметром 1 мм).

Пригодность покрытия подтверждалась испытаниями в составе реального привода, при этом испытано 300 штоков двух диаметров (48,5 мм и 34,4 мм), суммарное перемещение отдельного поршня по стальной хромированной поверхности со скоростью до 2,5 м/сек достигало 125 м [6]. Критерием оценки являлось соответствие параметров привода требуемым и сохранение покрытия в процессе эксплуатационных воздействий.

С целью исключения краевого скалывание бронзового покрытия при механической обработке напыление покрытия производится в специально проточенные канавки

При внешнем осмотре поршней, прошедших испытания, установлено, что покрытие полностью сохраняется. В табл. 3 приведены некоторые сведения по технологии и характеристикам внедренного покрытия М-А(89-92).пор.100-200.прм РМ ГОСТ15819-70.

Таблица 3 - Характеристики покрытия М-А(89-92).пор.100-200.прм РМ ГОСТ15819-70.

Материал, параметр, размер	Порошок БрА10	Молибденовая проволока МН1А
Ток, А	330+/-20	359+/-30
Напряжение, В	50+/-10	40+/-10
Расход плазмообразующего газа, л/мин.	35+/-5	35+/-5
Расход напыляемого материала, кг, кг/час	4+/-2	12+/-2
Расстояние между напыляемой поверхностью и плазменной горелкой, мм	110+/-10	110*+/-5
Продольная подача, мм/об.	6	6
Толщина подслоя, микрон	-	20-80
Толщина покрытия, микрон	500-700	-
Характеристика покрытия	Показатель	Примечания
Прочность сцепления, кгс/см ²	112-120	Контроль разрывом по клею
Пористость, %: а) при токе 270 А, напряжении 45 В; б) при токе 320 А, напряжении 55 В	6,5 4,8	-

Разработанная технология позволила создать пару трения для привода с минимально возможными габаритами, массой, с обеспечением высокого качества и надежности:

- а) разработана технология газотермического (плазменного) бронзирования стального поршня;
- б) исследованы механические свойства покрытия;
- в) определены оптимальные режимы бронзирования и его механической обработки;
- г) найден метод оценки прочности сцепления покрытия по сплющиванию образцов;
- д) разработана и отработана конструкция поршня для привода;
- е) технология бронзирования поршня привода внедрена в производство.

Электролитическое хромирование поверхностей.

Традиционно в Украине для поверхностей штоков применялось электролитическое твердое хромирование толщиной до 120 микрон.

Технологи цеха покрытий Южного машиностроительного завода достигли в этом процессе результатов, превышающих данные, опубликованные в открытой печати того времени. Хотя известно, что более 60 микрон такое покрытие обычно не наносится.

Одним из достижений можно считать внедрение технологии хромирования внутренних поверхностей цилиндров ПГГ малого диаметра и большой длины: на эти поверхности наносилось мерное покрытие толщиной 50 микрон, не требующее дальнейшей механической обработки со снятием слоя покрытия.

Однако, принципы самого процесса не изменялись: электролитическое осаждение хрома большой толщины осуществляется слоями – при достижении определенной толщины слой покрытия растрескивается, и поверх него ложится следующий слой. В результате после механической обработки на поверхности штока образуются выходы микротрещин, по которым при длительном хранении (до 18 лет) может проникать в гидравлическую полость воздух.

Испытания штока ПГГ воздухом показали, что такое просачивание во внутреннюю жидкостную полость привода возможно. Необходимо было либо уплотнить поверхность штока раскаткой (что не давало 100% гарантии герметичности), либо найти иное покрытие.

Разработчики конструкции ПГГ определили, что возможно использовать вакуумное (катодное) покрытие стальной поверхности нитридом титана.

Покрытие поверхности штоков нитридом титана.

Сейчас свойства нитрида титана изучены и известны. Этот материал имеет высокую твердость на уровне корунда, износостойкость даже при микронных толщинах, коэффициент трения может снижаться до уровня коэффициента трения фторопласта, плавится при температурах 2930 °С [14]. Герметичность вакуумного покрытия идеальна.

Исследовались различные варианты, в том числе уже опробованный способ газоплазменного (газотермического) напыления: удалось получать покрытие практически любой толщины (в эксперименте более 20 мм) с высокой степенью сцепления с основой и высокой прочностью покрытия. Исследования сошлифованного среза показало, что достигнута твердость на уровне корунда. Это значительно усложняло механическую обработку – для чего требовались алмазные инструменты. Кроме того, такое покрытие оставалось пористым, что не соответствовало цели достижения идеальной герметичности поверхности.

Наилучшим вариантом оказалось вакуумное осаждение нитрида титана на стальной поверхности. При толщине покрытия девять микрон шток вообще не требовал дальнейшей механической обработки, был идеально герметичным. Кроме высокой твердости, покрытие обладало более низким коэффициентом трения, чем гальваническое твердое хромирование после механической обработки и полировки (рис. 30).

Технологическое новшество внедрялись по результатам автономной отработки ПГГ и его испытаний на функционирование в составе соплового блока.

Технические новшества, впервые примененные в конструкции привода раскладки соплового блока РДТТ:

- применение резиновых колец уплотнений ответственных элементов конструкции одного и того же диаметра сечения для исключения их перепутывания при сборке и создания однотипных уплотнений;
- бронзирование тонкостенных опорных поршней с резиновыми уплотнениями круглого сечения газоплазменным методом для работы со стальными поверхностями цилиндров с покрытиями и без покрытий;
- мерное хромирование внутренних цилиндров малого диаметра и большой длины;
- вакуумное покрытие рабочих поверхностей штоков приводов нитридом титана;
- использование в конструкции автономного привода внутреннего компенсатора температурных расширений;
- применение автоматического внутреннего шарикового замка штока привода;
- применение внешнего газового питания с использованием гидравлической жидкости для регулировки параметров;
- «мягкая» регулировка скорости движения без подвижных элементов золотника;
- стальная телескопическая сборно-сварная конструкция штока привода;
- использование ПГГ для прямого и обратного хода путем подачи давления в полость питания и полость блока слива.

На рис. 30 показан внешний вид экспериментального штока ПГГ с газотермическим нанесением на поверхность нитрида титана.



а



б



в



г

Рис. 30. Общий вид штока ПГГ (а), б – поршневая часть штока с бронзированием и резиновыми уплотнениями круглого сечения (одно кольцо уплотнения накрыто фторопластовой манжетой), на рис. общий вид герметизирующей заглушки, для заправочного клапана штока, с шариковым замком, в канавке перед поршневой частью видно отверстие – внутренние полости ПГГ заполнялись гидравлической жидкостью методом вакуумной заправки, в – крепление заправочного клапана штока гайкой, г – шпилька для установки серьги со сферическим подшипником крепления на выдвижном сопловом насадке.

Для исключения гидроудара при движении штоков ПГГ со скоростью более 1м/с из-за возможного газового пузыря в гидравлической жидкости, внутренняя полость ПГГ заполнялась минеральным маслом РМ ГОСТ15819-70 методом вакуумной заправки. Для этого внутренняя полость бачка слива ПГГ и заправочный клапан внутреннего штока соединялись с масляной полостью заправочного стенда.

Характеристики ПГГ представлены в табл. 4 [6].

Таблица 4 – Параметры привода газогидравлического.

Рабочее тело	горячий газ порохового аккумулятора давления
Цилиндр привода	телескопический
Ход штока, мм	880
Нагрузка на шток, Н	1250
Вес, кг	9,8

Скорость выдвигания штока определялась расчетом дроссельной шайбы, через которую осуществлялся слив гидравлической жидкости в бачок слива, по известному давлению газового питания, нагрузке на шток и допускам на эти параметры.

Пример расчета скорости выдвигания штока привода.

Привод газогидравлический (ПГГ) рис. 14 предназначен для выдвигания и установки на фиксаторы выдвигного высотного соплового насадка жидкостного ракетного двигателя легкой РД-10..

Исходными данными для разработки ПГГ являются:

- развиваемое штоком усилие не менее 150 кгс;
- скорость выдвигания штока не более 1,5 м/с;
- время выдвигания не более 1 с;
- привод одноразового действия (только выдвигание);
- привод с односторонним штоком;
- при демпфировании выдвигания штока требуется компенсатор температурных расширений рабочей жидкости в замкнутом внутреннем пространстве;
- гидроудар при выдвигании и штока не допускается;
- питание ПГГ по газовой полости от порохового аккумулятора давления;
- рабочее газовое давление 30-50 кг/см²;
- материал нержавеющей сталь.

Расчетная конструктивная схема ПГГ представлена на рис. 31.

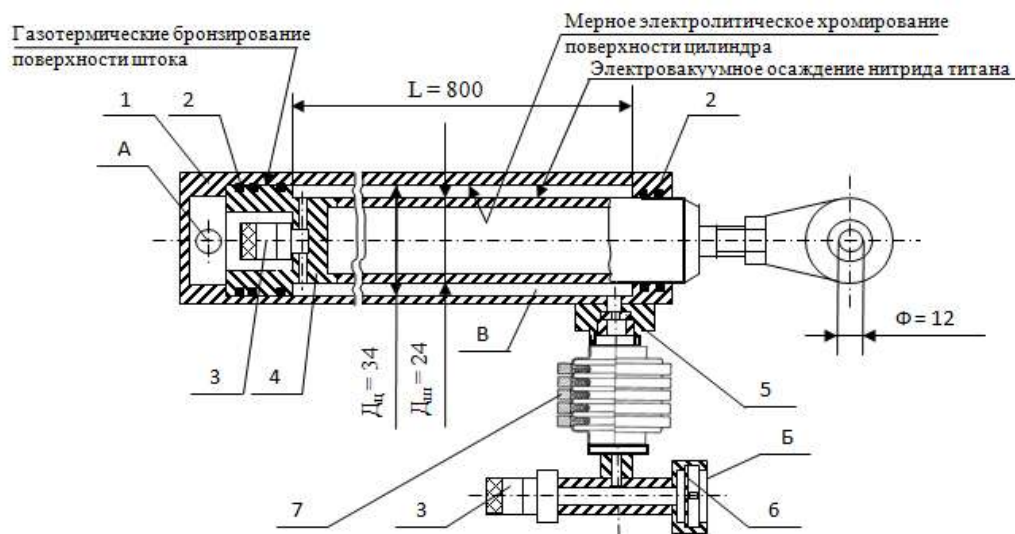


Рис. 31. Конструктивная схема ПГГ: 1 – цилиндрический корпус ПГГ с внутренним диаметром $D_{ц} = 34$ мм; 2 – резиновое уплотнение из резины ИРП 2012 круглого сечения, диаметр $D_p = 1,0$ мм; 3 - запорный клапан с герметичной заглушкой; 4 – шток ПГГ диаметром $D_{ш} = 24$ мм; 5 – дроссельная шайба с расчетным отверстием диаметром $D_{др}$; 6 – прорывная мембрана, давление прорыва 30^{+10} кг/см²; 7 – сильфонный термокомпенсатор температурных изменений объема гидравлической жидкости во внутренней полости В; А – отверстие подачи в ПГГ давления газа $P_r = 30-50$ кг/см²; Б – отверстие слива гидравлической жидкости, наружное давление $P_n = 0,05$ кг/см²; В – внутренняя полость ПГГ, заправленная гидравлической жидкостью – минеральным маслом РМ ГОСТ 15819-85.

В конструкции применено газотермическое напыление бронзы на поршневую часть штока, это позволяет при минимальных габаритах организовать нормальную пару трения «бронза – твердое хромовое покрытие». Обозначение покрытия в чертежах в соответствии с требованиями стандарта М-А(89-92).пор.100-200.прм. РМ ГОСТ 15819-85 (бронзовый порошок БрА10 фракцией 50-160 микрон).

На внутренней поверхности цилиндра применяется мерное электролитическое хромирование толщиной 50 микрон.

На наружной поверхности штока применено катодной покрытие нитридом титана толщиной 9 микрон для снижения коэффициента трения, герметичности по воздуху и повышения износостойкости при большой скорости движения. Опорная поверхность для штока – бронзовые вставки. Нитрид титана обеспечивает коэффициент трения по резиновым уплотнениям и бронзовой опорной поверхности на уровне фторопласта.

Газовое питание ПГГ осуществляется через систему газового питания двух ПГГ, расположенных диаметрально противоположно на РД-10. Система выполнена в виде стальной трубы малой толщины и диаметра ($D_r = 8$ мм, $S = 1,0$ мм), в средней части которой подстыкован ПАД. ПАД может быть выполнен без критического сечения истечения газов. Работа ПАД осуществляется в течение 1 с, за это время создается давление в газовой полости системы питания и газовых полостях двух ПГГ от 30 кг/см² до 50 кг/см².

В исходном положении выдвигаемый сопловой насадок РД-10 удерживается двумя пироболтами, расположенными с противоположных сторон по оси, повернутой относительно оси расположения ПГГ, на 90° .

Внутренняя жидкостная полость во избежание гидроударов заполняется гидравлической жидкостью вакуумной заправкой. Снимаются заглушки с заправочных клапанов (3, рис. 31), клапана подстыковываются в вакуумному стенду. Полость ПГГ вакуумируется. Вместе с ПГГ вакуумируется гидравлическая жидкость, которую предстоит залить в жидкостную полость ПГГ. По окончании вакуумирования при достижении требуемого параметра по остаточному давлению гидравлическая жидкость под атмосферным давлением из бака стенда путем проливки заполняет жидкостную внутреннюю полость ПГГ. ПГГ отстыковывается от стенда, на заправочные клапаны одеваются герметичные заглушки и проводится их контровка, исключающая самопроизвольное открытие клапанов в условиях эксплуатации.

Расчет скорости выдвижения штока ПГГ под нагрузкой.

Ограничение скорости выдвижения штока осуществляется торможением за счет перетекания гидравлической жидкости на слив через дроссельную шайбу из-под внутренней поверхности поршневого пространства. Применена гидравлическая жидкость – дистиллятное масло РМ ГОСТ 15819-85 (МГ-7-Б, обозначение по ГОСТ 17479.3). Характеристики масла РМ в соответствии с нормами ОКП 02 5372 0800 [10].

Масло РМ по степени воздействия на человеческий организм относится в четвертому классу по ГОСТ 12.1.007. Гарантийный срок хранения масла – пять лет после изготовления.

Проводится расчет диаметра дросселя на сливе $d_{др}$.

Исходные данные для расчета:

Нагрузка на шток $F = 150$ кг = $1471,5$ Н = $1,4715$ кН.

Требуемая максимальная скорость выдвижения штока

$v = 1500$ мм/с = 150 см/с = $1,5$ м/с.

Диаметр штока $d_{ш} = 24$ мм = $2,4$ см = $0,024$ м; площадь $4,52$ см².

Диаметр поршня штока $D_n = 34$ мм = $3,4$ см = $0,034$ м.

Коэффициент расхода $\mu = 0,62$.

Плотность масла РМ $\rho = 845$ кг/м³.

Давление слива $P_{сл} = 0,05$ кг/см² = $0,005$ МПа.

Давление в жидкостной полости ПГГ:

$P = 4 F \cdot [\pi(D_n^2 - d_{ш}^2)] = 191,08$ кгс/см² = $19,36$ МПа

(1 кгс/см² = $0,101325$ МПа)

Перепад давления на дросселе:

$\Delta P_{др} = P - P_{сл} = 191,08 - 0,05 = 191,03$ кгс/см² = $19,36$ МПа

Расход жидкости через дроссельное отверстие:

$Q_{др} = V \cdot t = 117,82$ см³/с = $0,1178$ л/с

$L = 80$ см - длина штока

$V = L \cdot [\pi(D_n^2 - d_{ш}^2) : 4] = 80 \cdot 0,785 = 62,8$ см³ = $0,0628$ л – объем жидкости

$t = L : v = 80 : 150 = 0,533$ с

Площадь дроссельного отверстия:

$S_{др} = Q_{др} \cdot [\mu \sqrt{(2/\rho) \Delta P_{др}}] = 0,175$ см²

Диаметр дроссельного отверстия:

$d_{др} = \sqrt{4S_{др} : \pi} = 0,472$ см = $4,72$ мм.

В результате расчета: привод выдвигает нагрузку 150 кг со скоростью $1,5$ м/с при диаметре дроссельного отверстия на сливе $4,72$ мм, с острыми кромками. Время выдвижения штока под нагрузкой – выдвижения соплового насадка RD-10Н - составит $0,533$ с.

Требуемое давление в газовой полости питания привода обратно пропорционально соотношению площадей жидкостной и газовой полостей штока ($0,785$ см²; $4,52$ см²) и составляет не менее $33,2$ кгс/см² без учета сил трения в приводе.

БИБЛИОГРАФИЯ:

1. Власов И. П., Голубенко Н. С., Браженко М. А., Цыганов В. А., Левченко В. В., Бартенев Г. А., Левенко А. С. Авторское свидетельство СССР № 272798 от 01 апреля 1988.
2. Высотное сопло, патент Германии №3820322 С2, МПК F02К 9/97, 1987.
3. Высотное сопло Лавалья - <http://www.findpatent.ru/patent/232/2326259.html>.
4. Жидкостный ракетный двигатель - <http://www.findpatent.ru/patent/238/2383771.html>.
5. Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе / Под общ. ред. чл. корр. Российской академии наук, д-ра техн. наук, проф. Н. Л. Лаврова. – М.: Машиностроение, 1993. – 215 с.
6. Левенко А. С., Бардин А. Е., Гудыря В. Я. Привод газогидравлический // Шестая Украинская конференция по космическим исследованиям. Сборник тезисов. 3-10 сентября 2006 г., НЦУИКС, Евпатория. – С. 104.
7. Левенко А. С., Кукушкин В. И., Конашков А. И. Двигательная установка летательного аппарата с жидкостным ракетным двигателем. Патент Украины UA 93844 С2 от 10.03.2011.
8. Левенко А. С. Универсальный ЖРД. Техническое предложение. Механика воздушно-космических систем: Монография. - Д.: Стилуc, 2012. – 100 с.
9. Левенко А. С. Конструкция универсального жидкостного ракетного двигателя. Патент Украины UA 74849 U от 12.11.2012.
10. Левенко А. С. Малоразмерный ракетный комплекс с возвращаемым орбитальным аппаратом. Техническое предложение // Механика воздушно-космических систем: Монография. – Д.: ООО с ИИ «Типография Украина», 2013. - 74 с.
11. Левенко А. С., Паук О. Л., Присяжный В. И. Ракетно-космический комплекс. Техническое предложение // Механика воздушно-космических систем: Монография. – Днепропетровск: Середняк Т. К., 2014. - 64 с.
12. Михайлов В. С. Стратегический «Молодец». История железнодорожных ракетных комплексов. — Пушкино: Центр стратегической конъюнктуры, 2015. — 216 с.
13. МХ (ракета) - [https://ru.wikipedia.org/wiki/MX_\(%D1%80%D0%B0%D0%BA%D0%B5%D1%82%D0%B0%D0%9D%D0%B8%D1%82%D1%80%D0%B8%D0%B4_%D1%82%D0%B8%D1%82%D0%B0%D0%BD%D0%B0\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/MX_(%D1%80%D0%B0%D0%BA%D0%B5%D1%82%D0%B0%D0%9D%D0%B8%D1%82%D1%80%D0%B8%D0%B4_%D1%82%D0%B8%D1%82%D0%B0%D0%BD%D0%B0))
14. Нитрид титана - https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9D%D0%B8%D1%82%D1%80%D0%B8%D0%B4_%D1%82%D0%B8%D1%82%D0%B0%D0%BD%D0%B0.
15. НК-33-1 (НК-331) - <http://www.lpre.de/sntk/NK-33/modif.htm>
16. НПО «Искра» - http://www.npoiskra.ru/index.php?main=production&id_parent=9.
17. Ракетный центр Украины / Научный консультант В. И. Кукушкин, д.т.н., профессор, главный конструктор РДТТ / Редактор составитель А. С. Левенко – Д.: Доминанта Принт, 2015. – 100 с.
18. РТ-23 - <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A0%D0%A2-23>.
19. Сопло Лавалья, патент США 3463402, МПК F02К 1/12, 1969.
20. Сопло Лавалья - https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A1%D0%BE%D0%BF%D0%BB%D0%BE_%D0%9B%D0%B0%D0%B2%D0%B0%D0%BB%D1%8F#.D0.A4.D1.83.D0.BD.D0.BA.D1.86.D0.B8.D0.BE.D0.BD.D0.B8.D1.80.D0.BE.D0.B2.D0.B0.D0.BD.D0.B8.D0.B5_.D0.B2_.D1.81.D1.80.D0.B5.D0.B4.D0.B5
21. Levenko A. S, Kukushkin V. I., Konashkov A. I. Modernization of the Propulsion System Scheme of the Craft X-15 with Liquid Propellant Jet Engine for the Airspace Plane / Frontiers in Aerospace Engineering (USA), Volume 2, Issue 4, November 2013. – p. 227-234.

СОДЕРЖАНИЕ:

1. СОПЛО ЛАВАЛЯ	3
2. ВЫСОТНОЕ СОПЛО ЛАВАЛЯ	5
3. ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ (ЖРД) С ВЫДВИГАЕМЫМИ СОПЛОВЫМИ НАСАДКАМИ	7
4. ПРИМЕНЕНИЕ РАЗДВИЖНЫХ СОПЕЛ В ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ (РДТТ)	14
5. СОПЛА ИЗ УГЛЕРОД+УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ (УУКМ)	18
6. ПРИВОДЫ ВЫДВИЖЕНИЯ СОПЛОВОГО НАСАДКА	21

Науково-технічне видання

ЛЕВЕНКО Олександр Сергійович

**РЕАКТИВНІ СОПЛА
ЗІ ЗМІННИМ
СТУПЕНЕМ
РОЗШИРЕННЯ**

*Механіка повітряно-космічних систем:
Монографія*

Під редакцією автора.

На російській мові.

Підписано до друку 13.12.2015. Формат 60x841/8. Гарнітура «Times New Roman».
Папір офсетний. Умовн. друк. арк. 2. Обл.-вид. арк. 3,72. Зам № 942.
Наклад 500 прим.

ТОВ «Домінанта Прінт», 49094, м. Дніпропетровськ,
вул. Набережна Перемоги, б. 54/29.

Свідоцтво ДК № 4882 від 15.04.2015 р.
Друк: друкарня ТОВ «Домінанта Прінт»
Тел. (0562) 31-51-73