

Анализ возможных направлений совершенствования кислородно-керосиновых ЖРД

Г.П. Калмыков^{*}, Е.В. Лебединский^{}, В.И. Тарарышкин^{***}**

ФГУП «Исследовательский Центр им. М.В. Келдыша»

Россия

Введение

Наметившаяся в последнее время коммерциализация космической деятельности выливается в новые требования к двигательным установкам (ДУ). Среди этих требований основными являются: повышенная надежность и низкая стоимость ДУ при сохранении (а возможно и при увеличении) достигнутого уровня энерго-массового совершенства.

Существующие кислородно-керосиновые двигатели создавались исходя из критерия достижения максимального энерго-массового совершенства, поэтому новым требованием они удовлетворяют в меньшей степени, чем это необходимо сейчас.

Энерго-массовое совершенство существующих ДУ достигнуто за счет:

- использования схемы ЖРД с дожиганием окислительного генераторного газа
- повышенного давления в камере сгорания
- высоких температур рабочего тела турбины
- высоких оборотов турбонасосного агрегата (ТНА).

Все эти факторы ограничивают надежность ДУ и увеличивают ее стоимость.

Например, высокие уровни давления в камере сгорания (~25 МПа) делают охлаждение ее огневой стенки керосином критичным с позиции требований ее надежности, а использование завесного охлаждения (из трех-четырех поясов завесы) помимо очевидного снижения надежности, уменьшает удельный импульс тяги ДУ.

Использование окислительного генераторного газа обуславливает возможность возгорания элементов газового тракта двигателя, особенно при реализации предельно допустимых (по стойкости материала лопаток турбины в окислительной среде) температур генераторного газа.

Повышенные обороты турбонасосного агрегата (особенно при мощностях на валу больше 50-60 МВт) делают весьма напряженным вибрационное состояние двигателя. По

Copyright © 2002 by Г.П. Калмыков, Е.В. Лебединский, В.И. Тарарышкин

* - Доктор наук, руководитель отделения

** - Профессор, руководитель сектора

*** - Научный сотрудник

этой причине становится проблематичным обеспечение гарантированного ресурса работы системы подачи.

Достаточно очевидно, что для достижения стопроцентной надежности двигателя надо чем-то «поплатиться». Хотелось бы, чтобы решение этой задач не шло в ущерб достигнутому уровню совершенства существующих ЖРД.

В данной работе будет дан анализ возможного решения этой трудной технической задачи на примере совершенствования трех типов кислородно-керосиновых ЖРД [1] (см. Таблицу 1).

Таблица 1

№ двигателя	1	2	3
Назначение двигателя	Разгонный блок	II ступень РН	I ступень РН
Тяга в вакууме (кН)	80	833,6	2092
Тяга на Земле (кН)	-	830,93	1922
Удельный импульс в вакууме (м/с)	3444,0	3414,6	3316,6
Удельный импульс на Земле (м/с)	-	3403,7	3046,9
Давление в камере сгорания (МПа)	7,0	16,28	24,52
Соотношение компонентов	2,6	2,6	2,63
Давление на срезе сопла (Па)	$2,8 \cdot 10^3$	$0,12 \cdot 10^5$	$0,76 \cdot 10^5$
Геометрическая степень расширения сопла	180	100	36,87
Масса (кг)	230	1190	2200
Коэффициент удельного импульса тяги	0,931	0,937	0,942

1. Постановка задачи исследования

1.1. Центральной задачей данной работы является анализ возможности отказа от завесного охлаждения камеры сгорания ЖРД работающего на жидком кислороде и керосине (РГ-1). Традиционно такие двигатели охлаждаются керосином. При давлении в камере сгорания свыше 5÷6 МПа одного регенеративного охлаждения не достаточно, чтобы защитить огневую поверхность стенки камеры сгорания от высоких температур. Поэтому для обеспечения надежного охлаждения вводится несколько поясов жидкостных завес. Жидкостные завесы (~ 3% от суммарного расхода), создавая пристеночный слой с избытком горючего, снижают температуру стенки до приемлемого уровня, но вызывают дополнительные потери в удельном импульсе тяги двигателя. Разработчики ЖРД осознанно шли на эти потери, так как завесное охлаждение позволяло поднять уровень давления в камере сгорания и тем самым улучшить массовые характеристики двигателя. Для оценки характерных резервов

связанных с устранением завесного охлаждения можно сослаться на пример двигателя тягой 80 кН (см. двигатель № 1 в таблице 1). Если проигнорировать тепловое состояние огневой стенки, то предельные возможности схемы этого двигателя позволяют поднять давление в камере сгорания вместо реализованных на практике 7 МПа до 19,5 МПа при том же давлении на срезе сопла и прочих равных условиях. Это позволило бы получить прирост в удельном импульсе тяги $\sim 159,4$ м/с ($\sim 16,2$ сек). Выигрыш в удельном импульсе тяги связан не только с устранением потерь на завесное охлаждение, но и с возможностью увеличения геометрической степени расширения сопла за счет уменьшения диаметра критического сечения сопла при фиксированном диаметре среза сопла.

- 1.2. Керосин обладает плохими охлаждающими свойствами. Поэтому чтобы сделать камеру сгорания охлаждаемой только регенеративно, необходимо использовать более эффективный (чем керосин) хладагент.

Это может быть кислород (второй компонент кислородно-керосинового ЖРД), охлаждающие свойства которого лучше, чем у керосина, или некоторый специально выбранный компонент. В общем случае третий компонент не обязан участвовать в процессе горения, и предназначен для организации автономного контура охлаждения камеры сгорания.

В таком контуре тепло из камеры сгорания греет третий компонент (хладагент), а затем сбрасывается в специальном теплообменном аппарате в жидкий кислород. Циркуляция третьего компонента в контуре охлаждения обеспечивается отдельным насосом. Возможными претендентами на автономный хладагент могут быть: водород, кислород, вода, метан, аммиак, водоаммиачная смесь, гелий, охлаждающие свойства, которых значительно лучше, чем у керосина.

В последующих разделах данной работы будут рассматриваться различные варианты реализации беззавесного охлаждения камеры сгорания за счет новых схемных решений двигателя и будет дан численный анализ их эффективности.

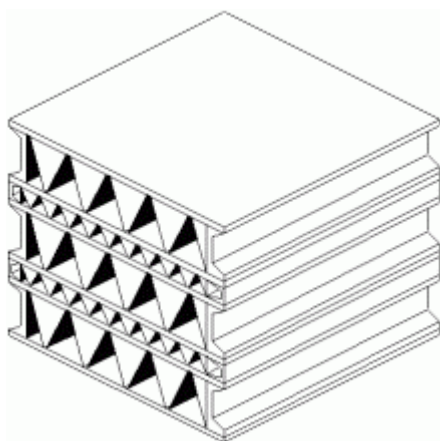
Все расчеты данной работы проводились с использованием разработанного в Центре им. М.В. Келдыша программного комплекса AnaSyn – системы многофункционального компьютерного моделирования ЖРД [2].

- 1.3. Массовые характеристики новых схем оценивались исходя из следующих допущений:
- масса камеры сгорания пропорциональна площади ее боковой поверхности;
 - масса турбонасосного агрегата (ТНА) пропорциональна корню квадратному из его мощности;
 - масса агрегатов автоматики и обвязки двигателя бралась как у базового варианта;

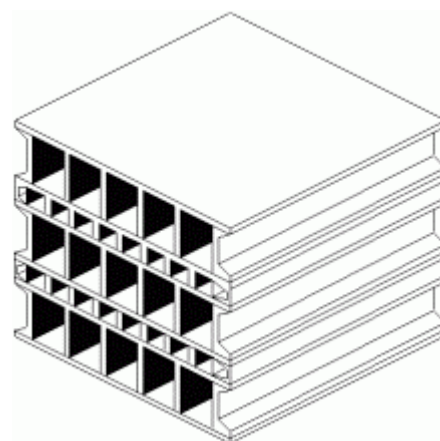
- масса теплообменного аппарата находилась расчетным путем для некоторой условной его схемы.

1.4. Для оценки возможности сброса тепла снятого охладителем с камеры сгорания и сопла, а также прогнозирования массы теплообменного агрегата, был выбран пластинчато-ребристый теплообменник [3]. Теплообменники пластинчато-ребристого типа отличаются достаточно высокой термодинамической эффективностью, оценивающейся по способности к передачи тепла при минимальных температурных напорах и минимальных потерях давления теплоносителя и хладагента. Они характеризуются достаточно высоким габаритным и, следовательно, массовым совершенством.

В конструктивном плане пластинчато-ребристый теплообменник представляет собой наборную конструкцию в виде многослойного пакета, состоящего из плоских листов, между которыми расположены гофрированные прокладки (Фиг. 1а), выполняющие роль теплопроводящих ребер. В данном случае, для увеличения прочности конструкции, было принято изготовление теплопроводящих ребер фрезерованием (Фиг. 1б). Таким образом, две любые соседние пластины пакета образуют отдельный, оребренный канал для прохода газа или жидкости. Соединение элементов пакета осуществляется пайкой. По схеме движения теплоносителя и хладагента в пакетах, был выбран противоточный принцип, что значительно увеличивает эффективность теплообменника.



а)



б)

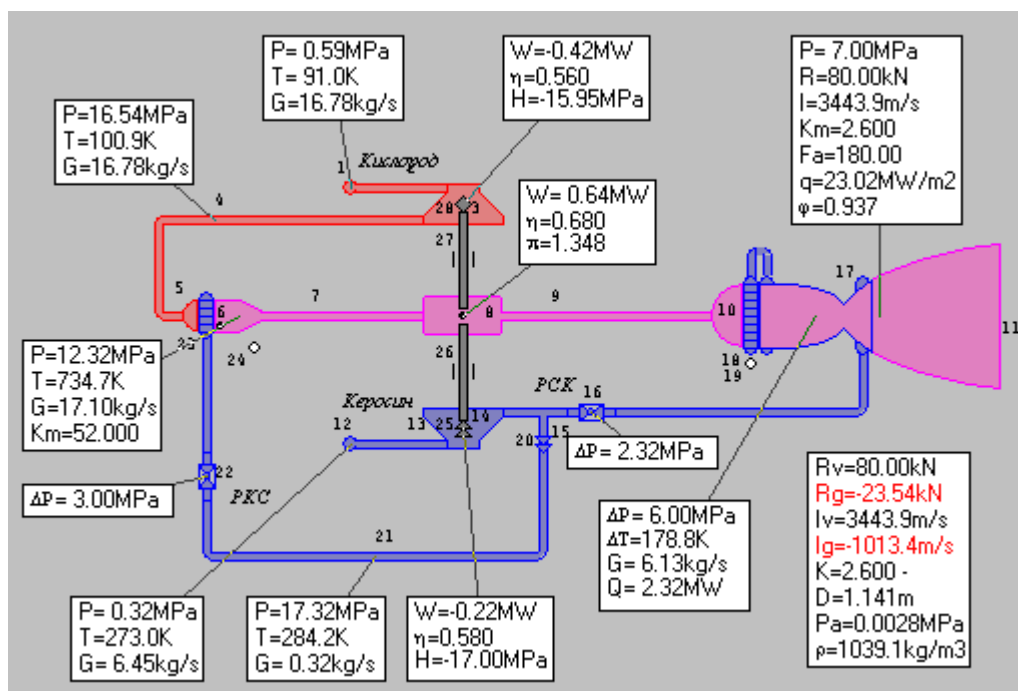
Фиг. 1

Простая геометрическая форма пластинчато-ребристого теплообменника позволяет легко оценивать его массу.

Возможность использования других, возможно более эффективных по массогабаритным показателям теплообменников, таких как теплообменники матричного типа, теплообменники на основе высокопористого ячеистого материала и другие в данной работе не рассматривалась.

2. Результаты расчетов и их анализ для двигателя тягой 80 кН

2.1. На фигуре 2 приведена схема базового варианта двигателя тягой 80 кН в вакуум. Это схема ЖРД с дожиганием окислительного генераторного газа. Камера сгорания охлаждается керосином. Давление в камере сгорания 7.0 МПа. Ориентировочное значение коэффициента удельного импульса тяги $\varphi_I = 0.93$. Низкое значение коэффициента удельного импульса тяги связано с наличием завесного охлаждения керосином огневой стенки камеры сгорания. Схема системы подачи одновальная, мощность турбины 0.63 МВт. Температура генераторного газа $\approx 730^\circ\text{K}$. Площадь боковой поверхности камеры сгорания $\approx 3,4 \text{ м}^2$. Суммарный теплосъем $\approx 2.3 \text{ МВт}$. Давление на срезе сопла = $2,8 \cdot 10^3 \text{ Па}$. Диаметр среза сопла $\sim 1.141 \text{ м}$. Остальные режимные параметры приведены на Фиг. 2.



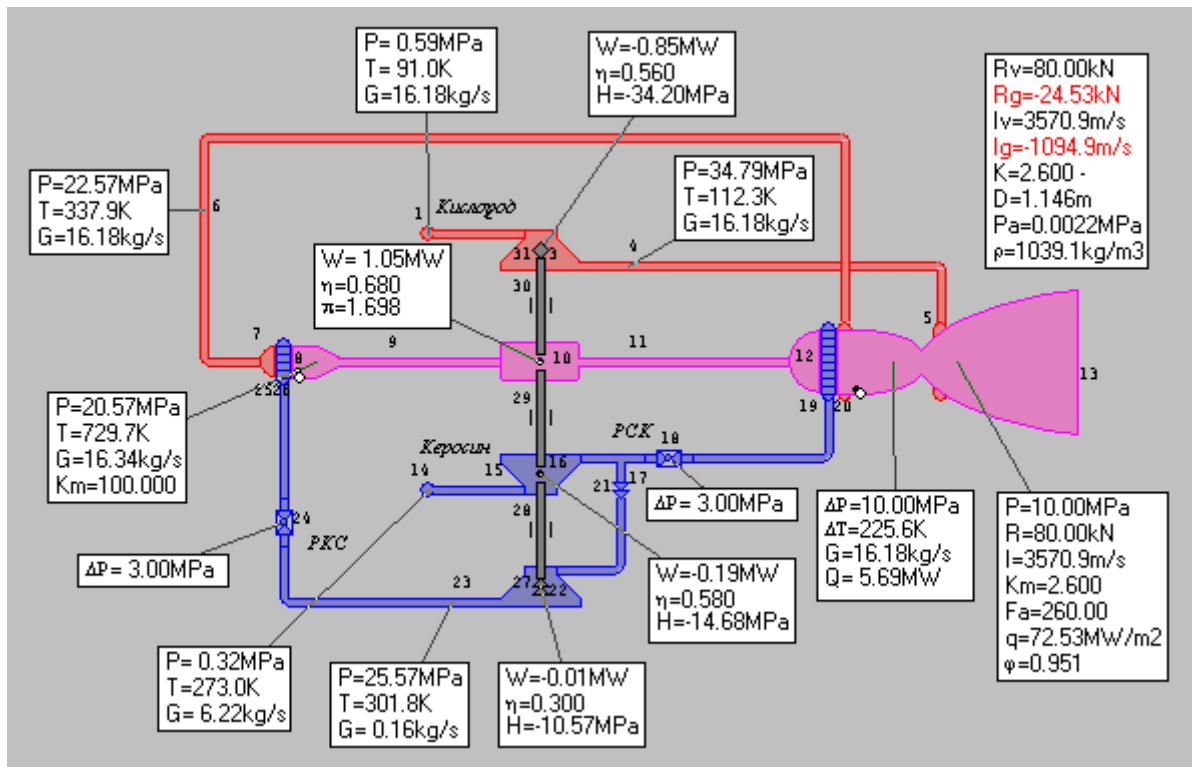
Фиг. 2

2.2. Результаты расчетов по переводу двигателя тягой 80 кН на охлаждение кислородом приведены на Фиг. 3. Охлаждение кислородом позволило:

- 1) Обеспечить регенеративное охлаждение камеры сгорания и сопла

2) Поднять давление в камере сгорания с 7 МПа до 10 МПа.

При этом температура стенки со стороны газа в районе критического сечения сопла не превышает 850°K. В расчете принималось, что при отказе от завесного охлаждения коэффициент удельного импульса тяги можно увеличить до значения $\varphi = 0.951$.



Фиг. 3

Из сопоставления результатов на Фиг. 2 и Фиг. 3 следует, что перевод двигателя на охлаждение кислородом позволяет увеличить удельный импульс тяги на $\Delta I = 3570.9 - 3443.9 \approx 127$ м/с (~ 13 м/с).

Перспективность этого технического решения состоит в том, что его реализация не требует больших затрат и новых технологических решений. Единственный проблемный вопрос – это высокие температуры в тракте охлаждения $\approx 673^\circ\text{K}$ (400°C). Учитывая большую химическую активность кислорода необходимо опасаться возможности возгорания меди в этих условиях, хотя имеющиеся экспериментальные данные свидетельствуют о том, что пороговые значения этой температуры значительно выше.

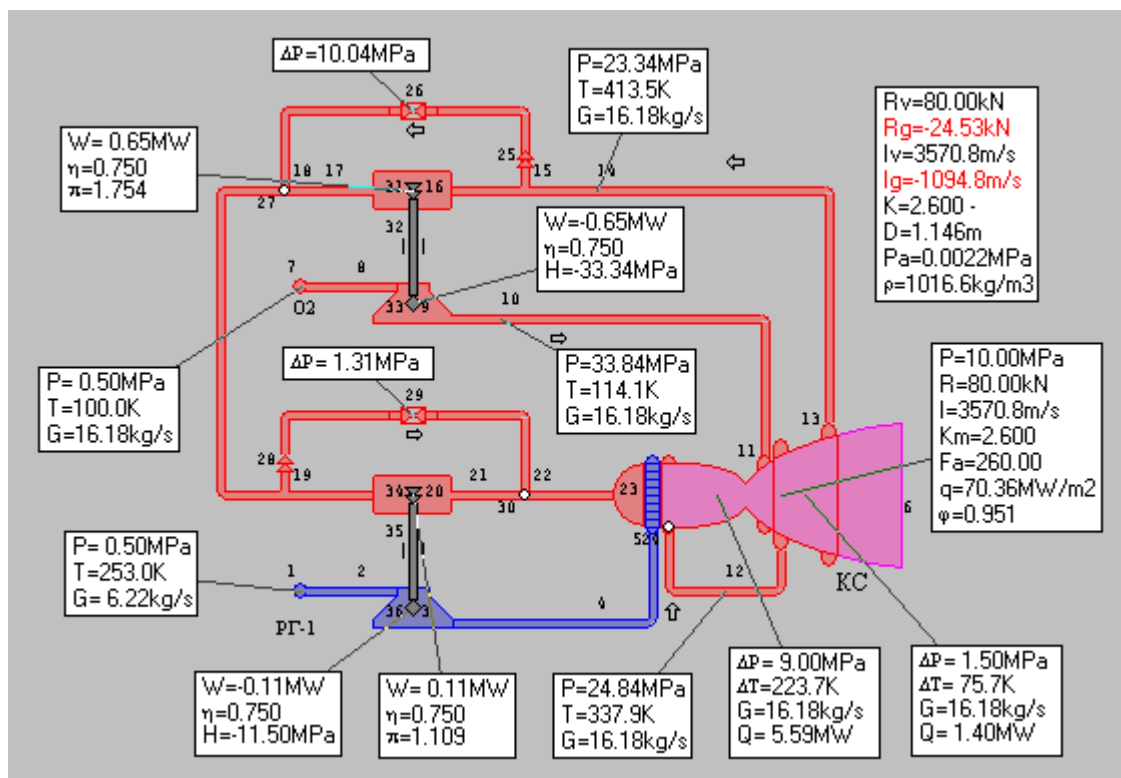
Учитывая, что мощность ТНА увеличилась в 1.625 раза можно ожидать увеличения примерно на 8 кг массы ТНА новой схемы двигателя. Вместе с тем увеличение

давления в камере сгорания (при фиксированном диаметре среза сопла – 1.146 м) не изменило существенно боковую поверхность камеры сгорания, поэтому, масса двигателя с охлаждением кислородом примерно на 8 кг больше массы опорного варианта. Прирост в удельном импульсе тяги на 13 сек, приведет к увеличению массы полезного груза (ПГ) на геостационарной орбите примерно на 195 кг.

2.3. Достаточно высокая температура кислорода на выходе из тракта охлаждения и большие его расходы позволяют рассмотреть безгенераторную схему ЖРД, использующую в качестве рабочего тела турбины – кислород, газифицированный в тракте охлаждения (см. Фиг. 4). Для безгенераторной схемы ЖРД тягой 80 кН удалось реализовать тот же режим работы камеры сгорания, что и на схеме Фиг. 3. Преимущества этой схемы достаточно очевидны и связаны с увеличенной надежностью ее по сравнению со схемой на Фиг. 3 из-за:

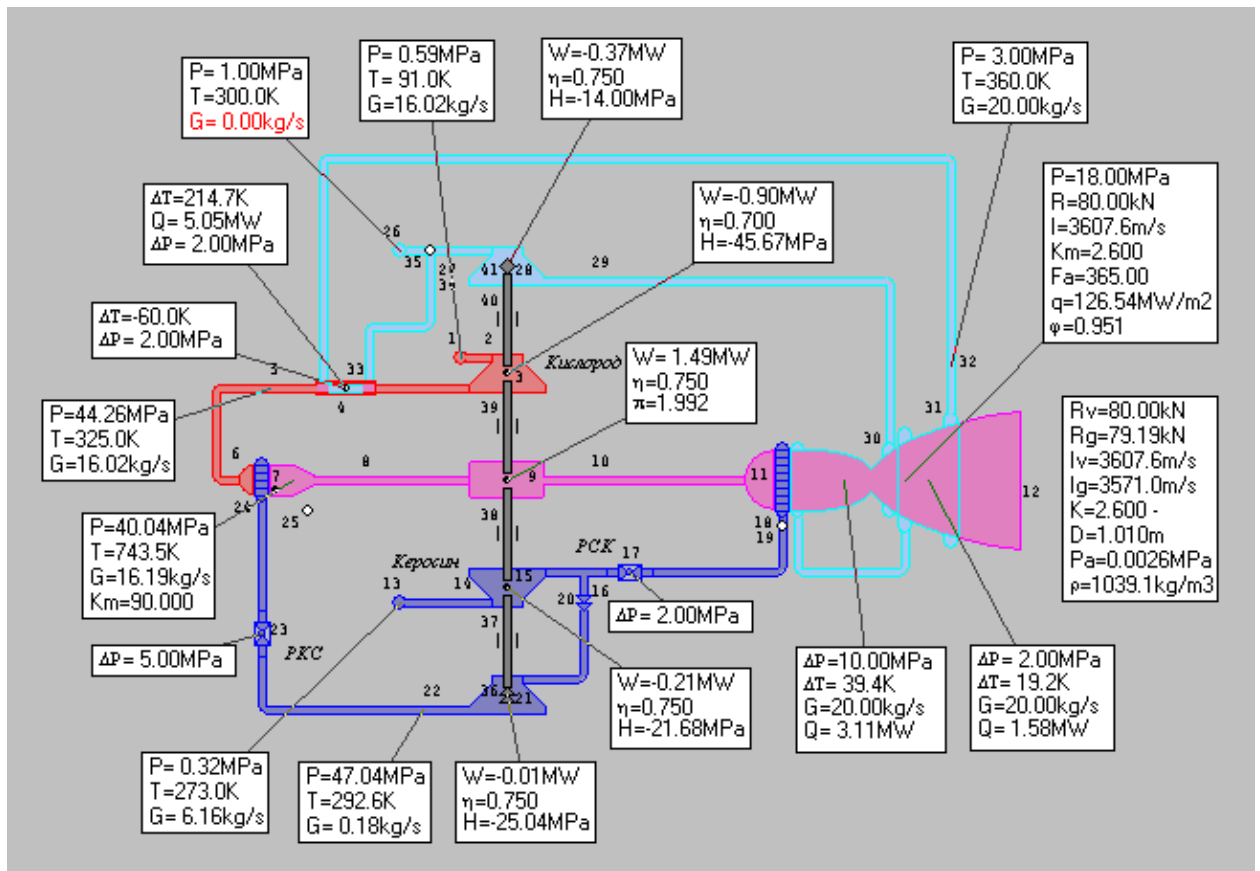
- отсутствия газогенератора
- пониженного уровня температур рабочего тела турбин $\sim 413^\circ\text{K}$ (140°C)

Оценки показывают, что массовые характеристики этой схемы двигателя на 10 кг меньше чем у опорного варианта. Таким образом, эта схема двигателя может дать прирост в массе полезного груза на геостационарной орбите ≈ 205 кг.



Фиг. 4

2.4. Дополнительные возможности совершенствования кислородно-керосинового ЖРД связаны с использованием в качестве охладителя – третьего компонента. Возможная схема такого ЖРД приведена на Фиг. 5.



Фиг. 5

Ее характерные особенности:

1) Наличие замкнутого контура охлаждения камеры сгорания водой. Циркуляция воды по контуру охлаждения обеспечивается насосом (28).

Отработанное из камеры сгорания тепло сбрасывается в жидкий кислород в теплообменнике (см. узлы 4 и 28 на Фиг. 5)

2) Кислород газифицируется в теплообменнике, нагреваясь до $\sim 325^\circ\text{K}$, поэтому газогенератор (7) работает на газообразном кислороде и жидком керосине

3) Камера сгорания работает на газифицированном кислороде и жидком керосине

Результаты энергетической увязки параметров такой схемы ЖРД приведены на Фиг. 5.

Работоспособность такой схемы определяется следующими требованиями:

- 1) Вода в тракте охлаждения не должна кипеть
- 2) Вода после теплообменника не должна замерзнуть

3) Предельные возможности схемы определяются располагаемой мощностью турбины, с учетом потребной мощности на вращение насоса воды.

Чтобы удовлетворить первым двум требованиям, контур должен заправляться водой при температуре 300°K (27°С) и при давлении 10 МПа. При разогреве воды в тракте охлаждения до 360°K, давление в 10 МПа на выходе из тракта охлаждения предотвращает кипение воды.

В теплообменнике вода должна охлаждаться до 300°K (на 60°С), а кислород при этом должен нагреться от 91°K до 325°K (на 215°С).

Располагаемая мощность турбины при температуре генераторного газа ~ 743°K позволяет выйти на давление в камере сгорания ~ 18 МПа.

Потребный расход воды циркулирующей в контуре охлаждения равен 20 кг/сек.

Использование этой схемы позволило поднять удельный импульс тяги опорного варианта на 175.4 м/с (~ 18 сек).

Массовые характеристики схемы:

- масса ТНА на 18 кг больше опорного варианта
- масса камеры сгорания на 13 кг меньше массы опорного варианта
- масса газогенератора ~ 10 кг
- масса теплообменника ~ 45 кг

То есть масса двигателя этой схема на 50 кг больше массы опорного варианта двигателя. С учетом этих оценок масса полезного груза выводимого с помощью этого двигателя на геостационарную орбиту увеличивается на ~ 230 кг.

При всей перспективности этого варианта схемного решения ЖРД у него есть один существенный недостаток, связанный с возможностью замерзания воды в тракте охлаждения в условиях космоса.

Учитывая это обстоятельство, вода должна храниться в отдельном теплоизолированном баке и перед каждым включением двигателя должна быть осуществлена операция по заполнению контура охлаждения водой, также как при останове двигателя – контур охлаждения должен освобождаться от воды.

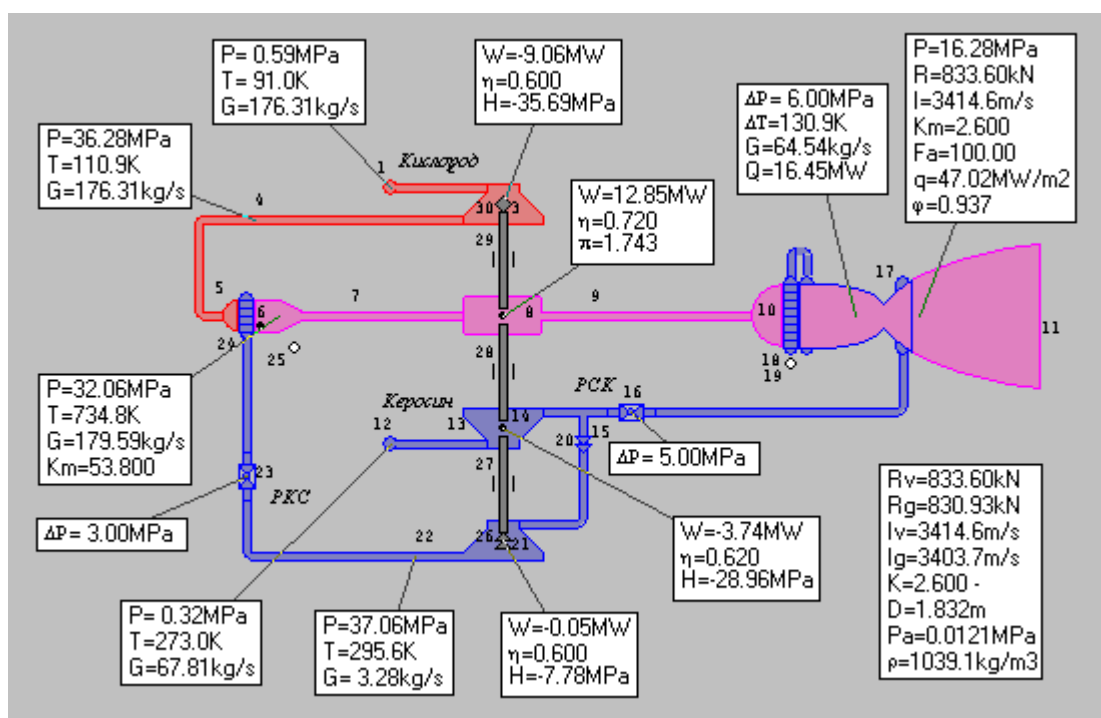
В этой связи более перспективным хладагентом для этого класса двигателей мог быть аммиак, имеющий температуру замерзания – 60°С.

3. Результаты расчетов и их анализ для двигателя тягой 830 кН

3.1. В последующих разделах данной работы анализируется возможность использования автономного контура охлаждения для двигателей другой размерности по тяге.

С ростом тяги двигателя увеличивается тепловая мощность, передаваемая из камеры сгорания хладагенту, в соответствии с этим увеличиваются габариты теплообменника. Нахождение компромисса между приростом удельного импульса тяги и увеличением массы двигателя при использовании автономного контура охлаждения – предмет анализа данного раздела. Методически этот вопрос решается, так же как и в случае двигателя, тягой 80 кН.

3.2. В соответствии с результатами предыдущего раздела мы ограничились рассмотрением только наиболее перспективной схемы: с использованием автономного контура охлаждения водой.



Фиг. 6

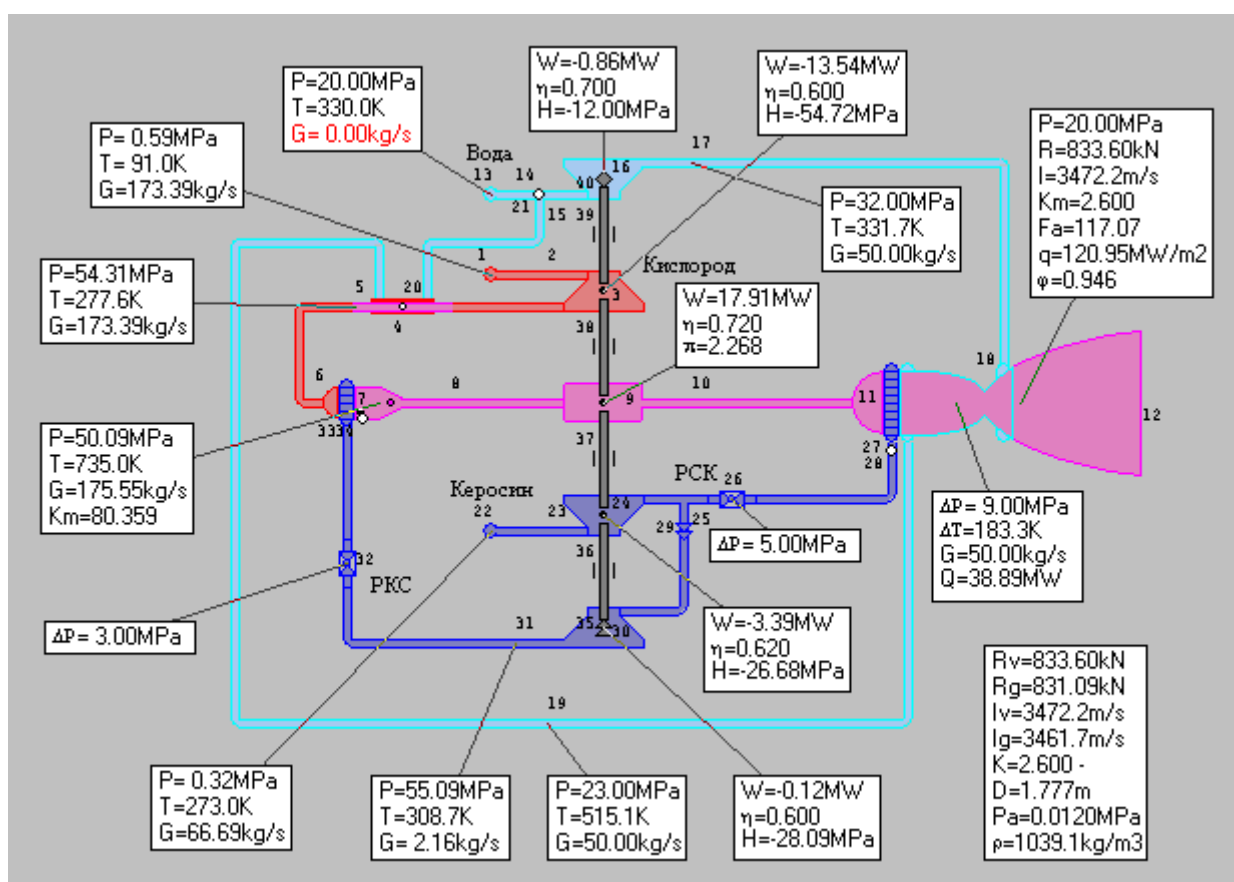
На Фиг. 6 приведена схема базового варианта двигателя тягой 833.6 кН. Эта схема ЖРД с дожиганием окислительного генераторного газа. Камера сгорания охлаждается керосином. Давление в камере сгорания 16.28 МПа. Ориентировочное значение коэффициента удельного импульса тяги $\phi_l \approx 0.937$. Низкое значение коэффициента удельного импульса тяги связано с наличием завесного охлаждения керосином огневой стенки камеры сгорания. Схема системы подачи – одновальная, мощность турбины 12.85 MW. Температура генераторного газа $\sim 735^\circ\text{K}$. Площадь боковой поверхности камеры сгорания и сопла $\sim 8.8 \text{ m}^2$, суммарный теплосъем 16.45 MW. Давление на срезе сопла 0.012 МПа при геометрической степени расширения сопла ~ 100 .

В соответствии с рекомендациями раздела 3 данной работы базовый вариант двигателя модернизируется следующим образом (см. рис. 17):

- убирается завесное охлаждение камеры сгорания
- горючее (керосин) минуя тракт охлаждения, подается непосредственно в головку
- охлаждение камеры сгорания осуществляется водой, совершающей при помощи насоса и теплообменника замкнутый тепловой цикл (регенерацию тепла)

Пределы возможности этой схемы оценивались по тому максимальному давлению в камере сгорания, которое можно достичь при $P_a=0,012$ МПа и при котором обеспечивается надежное тепловое состояние огневой стенки камеры сгорания.

Результаты расчетов приведены на Фиг. 7.



Фиг. 7

Как видим, удалось поднять давление в камере сгорания до 20 МПа. При этом удельный импульс тяги возрос на ~57.6 м/с (или 5.87 сек), а масса двигателя новой схемы возросла на 128 кг (из них ~ 110 кг приходится на теплообменник).

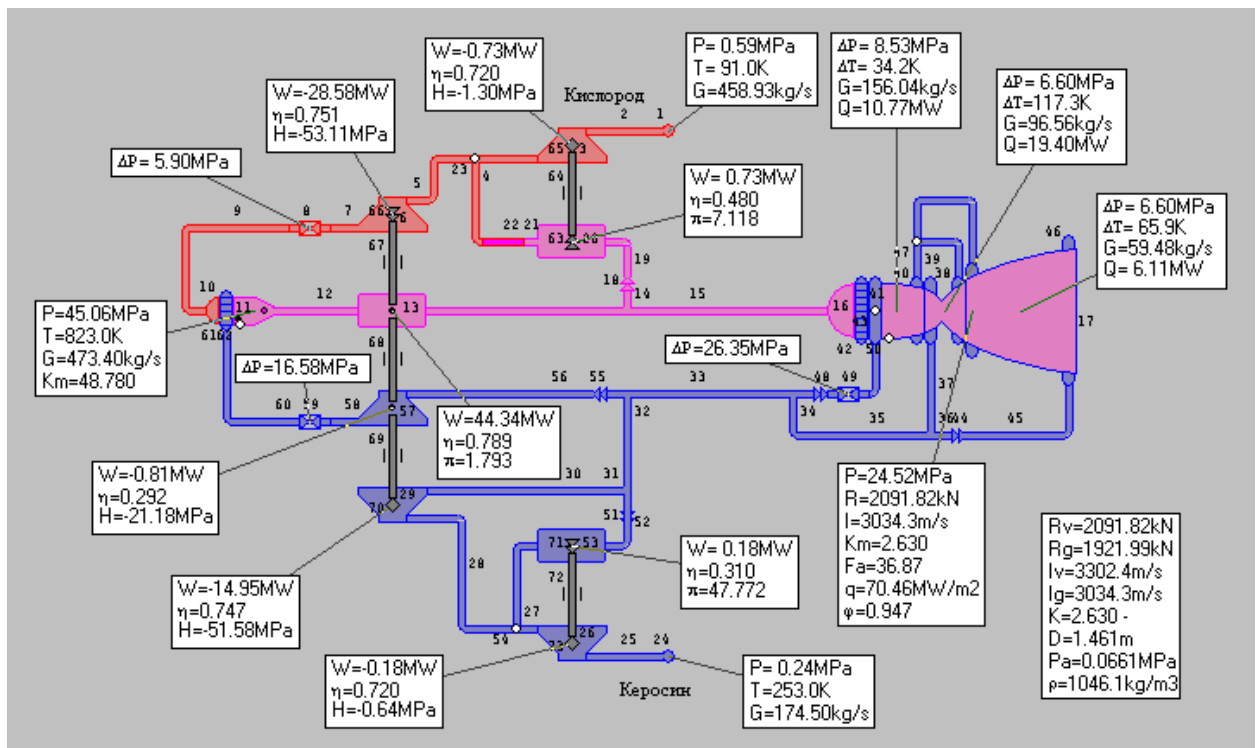
Результаты оценки энергетической эффективности нового варианта ЖРД тягой 830кН при его использовании в составе ДУ второй ступени РН были получены на примере

выведения ПГ на низкую околоземную орбиту. Прирост в массе полезного груза составил ~ 500 кг.

Замечания предыдущего раздела, касающиеся возможности замерзания воды в условиях космоса для этого класса двигателей менее актуально, так как этот двигатель запускается один раз после срабатывания 1-ой ступени РН.

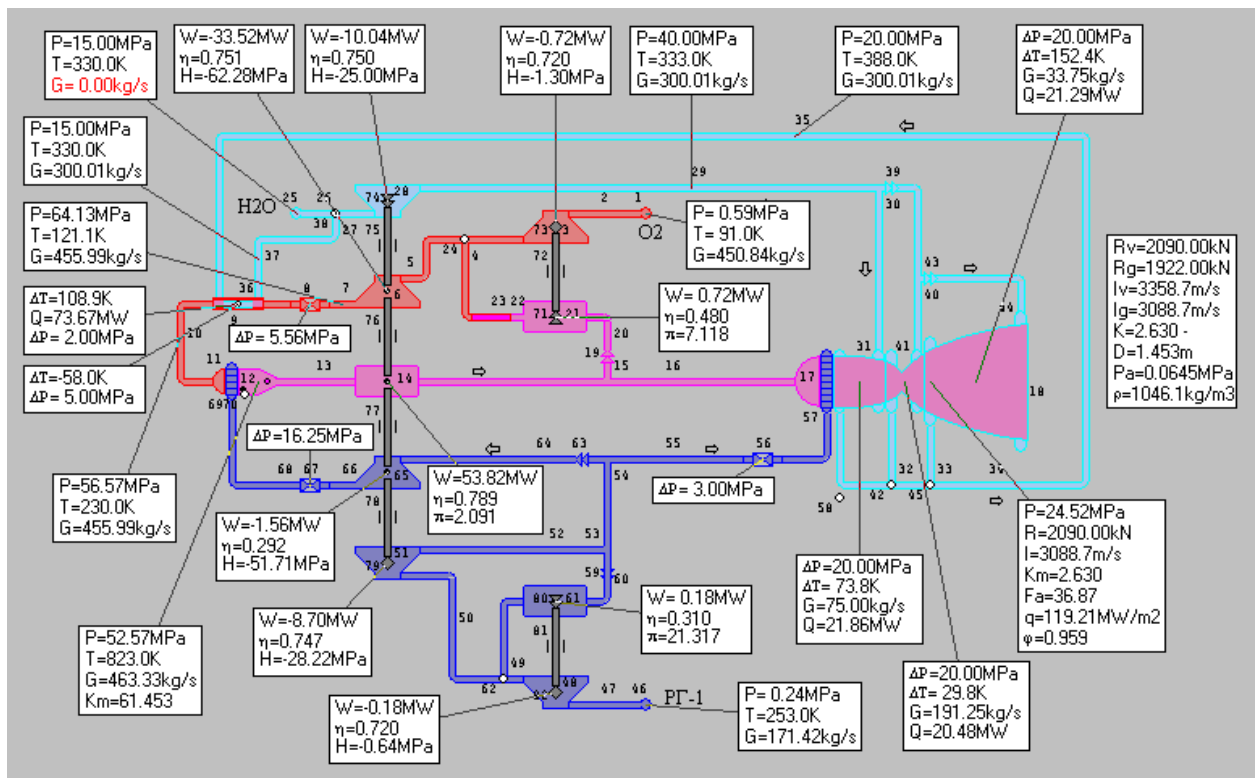
4. Результаты расчетов и их анализ для двигателя тягой 2090 кН

4.1. Базовый вариант двигателя тягой 2090 кН в пустоте приведен на Фиг. 8. Этот двигатель выполнен по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа. Давление в камере сгорания 24.52 МПа. Ориентировочное значение коэффициента удельного импульса тяги $\varphi_l \approx 0.947$. Доля керосина идущего на организацию завесного охлаждения составляет 1.37% от суммарного расхода. Температура генераторного газа 823°K, мощность ТНА ~ 44.68 MW. Тепловая мощность, снимаемая керосином 36,13 MW. Масса двигателя ~ 2200 кг.



Фиг. 8

4.2. Трансформация схемы базового варианта двигателя путем организации замкнутого контура охлаждения камеры сгорания водой приведена на Фиг. 9.



Фиг. 9

Переход на охлаждение водой позволил получить увеличение пустотного удельного импульса тяги на 41.8 м/с (~ 4.26 сек). Однако при этом мощность турбины увеличилась до 53.8 MW, что по сравнению с базовым вариантом увеличило массу ТНА на 16 кг. При массе теплообменника ~ 180 кг, общее увеличение массы новой схемы двигателя составляет 196 кг.

Результаты оценки энергетической эффективности нового варианта ЖРД тягой 2090кН при его использовании в ДУ первой ступени РН были получены на примере выведения ПГ на низкую околоземную орбиту.

Ожидаемое увеличение массы ПГ за счет использования кислородно-керосинового ЖРД новой схемы в составе первой ступени двухступенчатой РН может составить ~160кг.

Проблем связанных с использованием воды в качестве хладагента для этого класса двигателей нет. Контур охлаждения может быть заправлен водой перед началом пуска от водяных систем космодрома.

Заключение

1. Проанализированы перспективы совершенствования современных кислородно-керосиновых ЖРД в направлении улучшения их энергетических показателей и повышения надежности.
2. Показано, что перевод двигателя тягой 80 кН на охлаждение кислородом позволяет:
 - отказаться от завесного охлаждения камеры сгорания и поднять удельный импульс тяги на 127 м/с (13 сек)
 - реализовать безгенераторную схему ЖРД с приводом предкамерной турбины газообразным кислородом
3. В плане модернизации кислородно-керосинового ЖРД перспективной оказалась новая схема ЖРД с замкнутым автономным контуром охлаждения камеры сгорания третьим компонентом – водой.
Предложенная схема работает для двигателей размерности 80 кН, 800 кН, 2000 кН и позволяет поднять удельный импульс тяги соответственно на 175.4 м/с (18 сек), 57.6 м/с (5.87 сек), 41.8 м/с (4.26 сек).

Благодарности

Авторы признательны сотрудникам Исследовательского Центра им. Келдыша Е.А. Государеву и И.О. Елисееву за плодотворное обсуждение результатов работы и приведенные ими оценки баллистической эффективности новых схем ЖРД.

Ссылки

1. С.П. Уманский. «Ракеты-носители, космодромы», под редакцией Ю.Н. Коптева, Издательство «Рестарт+», Москва 2001 г.
2. Lebedinsky E.V. «Multifunctional Mathematical Simulation of Liquid Rocket Engines (Principles of System Synthesis)» Conference on Propulsive Flows in Space Transportation Systems. Bordeaux, France, 11-15 September 1995, p 514-528.
3. Григорьев А.М., Крохин Ю.А. «Тепло - и массообменные аппараты криогенной техники». М.; Энергоиздат, 1982.