

УДК 621.44.533.697

В. М. ЛАПОТКО, А. В. ЕЛАНСКИЙ, Ю. П. КУХТИН

ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ДВУХКОНТУРНОГО СПВРД В ТРАНСПОРТНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ

Исследование работоспособности двухконтурного СПВРД выполнялось на основе разработанной модели газодинамического процесса двигателя [1]. Полетные условия транспортной космической системы (ТКС): $M=2.5-6.5$; высота $H=18-30$ км. Элементами управления двигателем являлись входное устройство 1-го контура, реактивное сопло 1-го контура и входное устройство 2-го контура. В качестве топлива был использован авиационный керосин Т-6. В качестве характерных параметров были использованы расходы газа через 1-й и 2-й контуры, а также внутренняя и располагаемая тяга двигателя. Результаты расчетов показали, что: располагаемая тяга двигателя, по видимому, достаточна для ускорения ТКС в диапазоне $M=2.5-6.5$ и высоты $H=18-30$ км; начиная с режима $M=5.0$, $H=28.0$ км наблюдается сильное падение тяги, так что при $M=6.5$ располагаемое значение тяги составило меньше 1000 кг; значение тяги двигателя на заключительном участке полета (от $M=5.0$ до $M=6.5$) может быть существенно поднято путем использования специальных топлив, имеющих высокую скорость сгорания

Ключевые слова: транспортная космическая система, программа полета, двухконтурный СПВРД, располагаемая тяга двигателя.

Введение

Авторы работы придерживаются той точки зрения, что весьма привлекательно использовать в качестве двигательной установки ТКС двухконтурного СПВРД (рис. 1). Однако, на пути реализации такой задумки имеется множество нерешенных проблем, в числе которых обеспечение характеристик СПВРД в широком диапазоне полетных условий.

Проведение детальных, лабораторных и натуральных исследований в этом плане связано как с ограниченными возможностями, так и с большими материальными затратами. Поэтому, опираясь на разработанную модель газодинамического процесса двухконтурного СПВРД [1], авторы выполнили исследования по анализу работоспособности указанной схемы двигателя в предполагаемых полетных условиях.

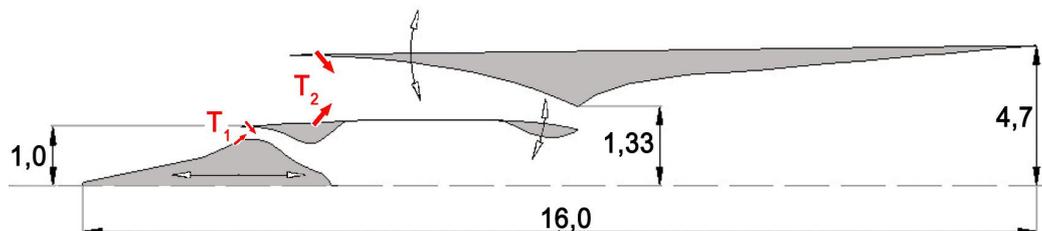


Рис. 1. Схема двухконтурного СПВРД

1. Обозначения

P , ρ , T – давление, плотность и температура соответственно;

O , Q – массовая доля «чистого» воздуха и массовая доля газообразного топлива в суммарной смеси трехкомпонентного газа соответственно;

W_x , W_r , W_φ – компоненты скорости в цилиндрической системе координат;

k_T – энергия пульсационного движения;

ε – диссипация энергии пульсационного движения;

M – число Маха;

H – высота полета;

G – расход газа;

P_a , T_a – давление и температура на свободной границе;

α – коэффициент избытка воздуха;

Δt_c – время достижения максимальной скорости сгорания топлива;

L_0 – коэффициент стехиометрического сгорания;

Q_H – низшая теплотворная способность топлива;
 \bar{C} , \bar{H} , \bar{S} , \bar{O} – относительный состав топлива по углероду, водороду, сере и кислороду, соответственно;

F_{int} – внутренняя тяга двигателя;

F_{loc} – располагаемая тяга двигателя.

2. Исходные данные

Предполагаемые полетные условия ТКС включали в себя определенный диапазон скоростей. Каждому значению полетного числа Маха соответствовала определенная высота полета [2, 3] (табл. 1).

Таблица 1

Условия полета

М	2.5	3.0	3.5	4.0	4.5	5.0	5.5	6.0	6.5
км	18.	20.	22.	24.	26.	28.	29.	29.5	30.

Двигатель принятой двухконтурной схемы состоял из (см. рис.1): входного устройства 1-го контура; дозвуковой камеры сгорания 1-го контура; реактивного сопла 1-го контура; входного устройства 2-го контура; сверхзвуковой камеры сгорания 2-го контура, которая являлась одновременно основным реактивным соплом.

Стрелками, обозначенными T_1 и T_2 , на рис. 1 указаны места подвода жидкого топлива соответственно в 1-м и 2-м контуре двигателя.

Все величины приводились к безразмерному виду. В качестве эталона длины выбран радиус обечайки входного устройства 1-го контура. Эталоном давления и температуры принимались, соответственно, значения P_a , T_a на свободной границе. В качестве эталона скорости служила изотермическая скорость звука соответствующая конкретным полетным условиям $\sqrt{RT_a}$.

Предполагалось также, что элементами управления двигателя являлись: входное устройство 1-го контура; реактивное сопло 1-го контура; и входное устройство 2-го контура. Конфигурация сверхзвуковой камеры сгорания и основного сопла оставались неизменными на всем протяжении полета. Предполагалось, что диаметр кромки входа 2-го контура ограничен диаметром выходной кромки сопла 2-го контура.

В качестве топлива задавался авиационный керосин Т-6 с составом: $\bar{C}=0.865$, $\bar{H}=0.135$, $\bar{S}=0.0$, $\bar{O}=0.0$, и свойствами: $L_0=14.6$, $Q_H=10246.5$ ккал/кг. Коэффициент избытка воздуха для первого и второго контура соответствовал стехиометрическому сгоранию $\alpha_1=1.0$, $\alpha_2=1.0$.

В качестве характерных параметров двигателя определялись величины расходов газообразной сре-

ды через 1-й и 2-й контуры, а также внутренняя и располагаемая тяги двигателя.

3. Результаты расчетов

Согласно полетной программе ТКС (см. табл. 1), при различных полетных режимах проводились расчеты газодинамических процессов в СПВРД. Целью таких расчетов являлось выяснение возможности достижения на данной схеме двигателя максимальной располагаемой тяги, при соответствующем регулировании элементов управления.

Установлено, что максимальная располагаемая тяга двигателя достигалась на каждом полетном режиме при некоторой максимальной степени двухконтурности G_2/G_1 двигателя при отсутствии выбитых скачков уплотнения на входе 1-го и 2-го контуров.

В соответствии с результатами расчетов всю полетную программу можно разделить на три полетные зоны:

1. Начальный режим. Обеспечение максимальной тяги двигателя на режиме его запуска при $M=2.5$ на высоте $H=18$ км.

2. Средний участок полета. Такой участок начинается после запуска двигателя ($M=3.0$) и заканчивается достижением максимального раскрытия входного устройства 2-го контура, что происходит при $M=5.0$.

3. Заключительный участок полета. Этот режим наступает при полетном числе $M=5.0$ и характеризуется исчерпанием термодинамических возможностей двигателя, что выражается в существенном падении величины располагаемой тяги.

3.1. Начальный режим

На этом режиме ТКС имеет максимальный вес, и для его ускорения необходимо получение максимальной тяги двигателя. При выбранной конструкции двигателя режим $M=2.5$ является критическим. При таком режиме входное устройство первого контура находится в состоянии минимального дросселирования, сопло первого контура полностью раскрыто. В этом режиме невозможно обеспечить большой расход и сжатие через второй контур. Все попытки в этом направлении заканчивались образованием выбитого скачка уплотнения на входе первого контура и катастрофическим падением тяги. В этом режиме большая доля внутренней тяги двигателя идет на преодоление внешнего сопротивления.

Достигнутые параметры СПВРД на этом режиме: $G_1=83$ кг/с, $G_2=137$ кг/с, $F_{int}=11900$ кг, $F_{loc}=10900$ кг.

На рис. 2-5 показаны некоторые поля параметров, характеризующие этот режим.

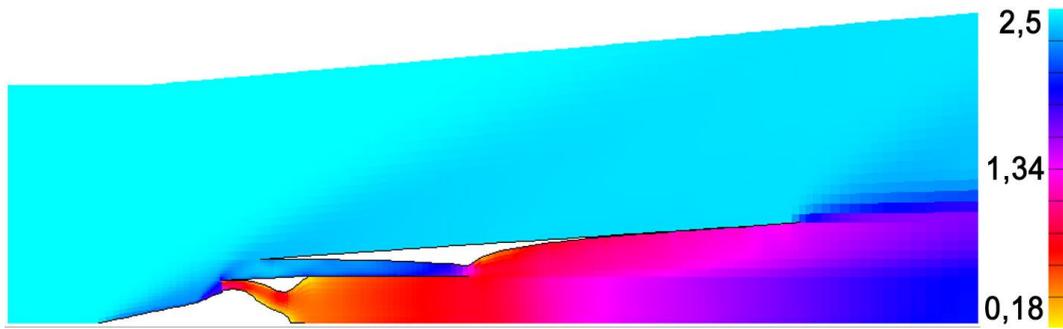
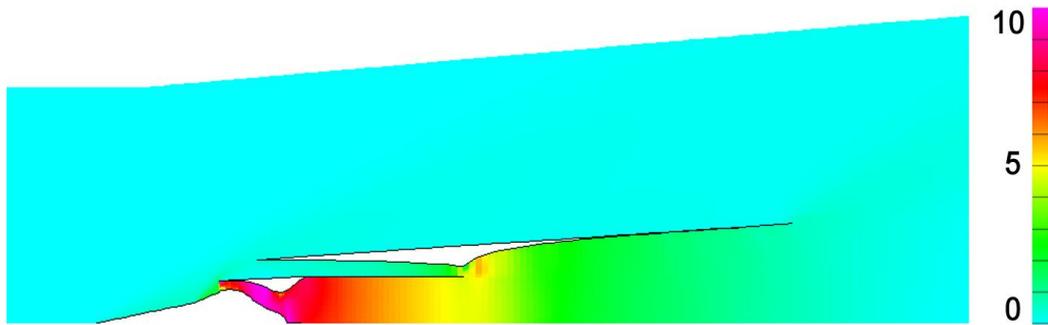
Рис. 2. Поле безразмерного параметра скорости M 

Рис. 3. Поле статического давления

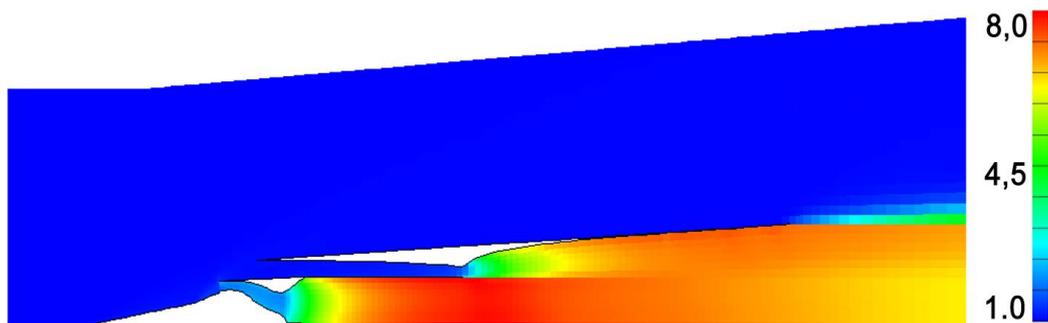


Рис. 4. Поле статической температуры

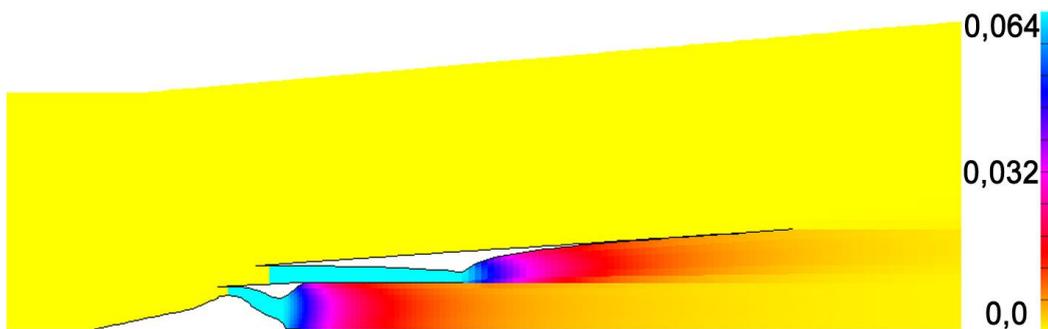


Рис. 5. Поле массовой доли газообразного топлива

3.2. Средний участок полета

Этот участок полета характеризуется постепенным дросселированием потока газа на входе первого контура. Вместе с постепенным закрытием створок сопла первого контура происходит постепенное открытие горла второго контура. Вместе с тем в течение этого участка полета происходит по-

степенное раскрытие воздухозаборного устройства второго контура.

На рис. 6-9 показаны некоторые поля параметров, характеризующие режим $M=4.0$, принадлежащий указанному участку.

Достигнутые интегральные параметры СПВРД этого режима: $G_1=61$ кг/с, $G_2=219$ кг/с, $F_{int}=10000$ кг, $F_{loc}=9900$ кг.

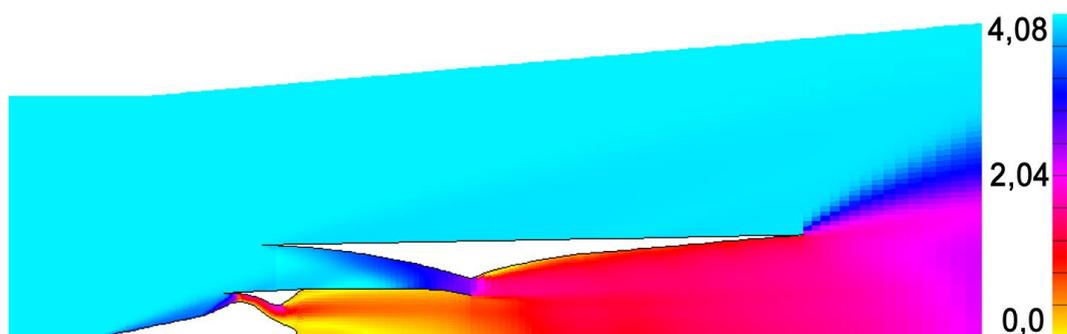
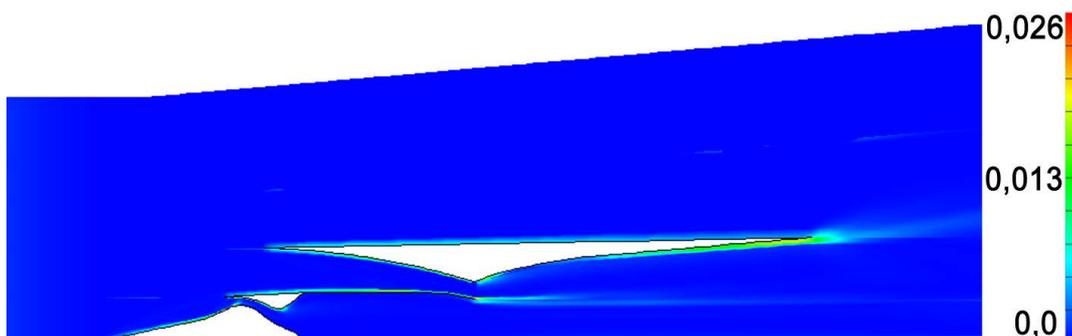
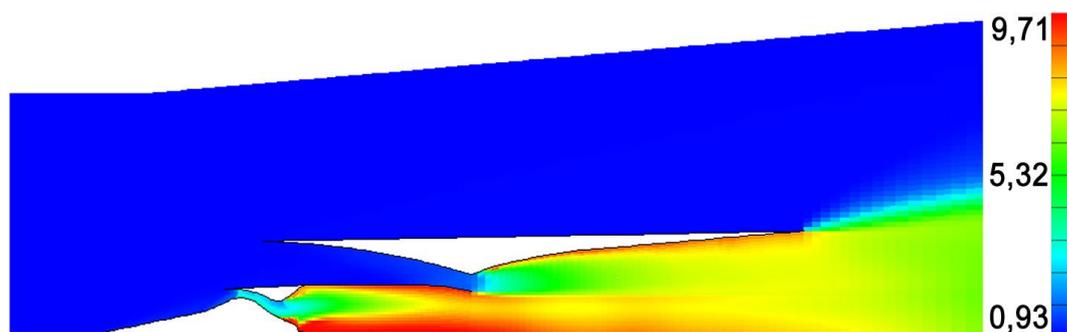
Рис. 6. Поле безразмерного параметра скорости M Рис. 7. Поле энергии пульсационного движения: $k_T \cdot 1000$ 

Рис. 8. Поле статической температуры

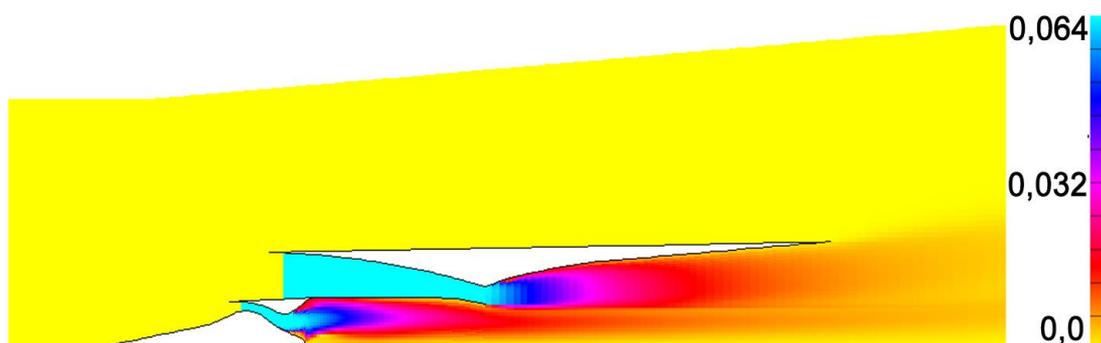


Рис. 9. Поле концентрации газообразного топлива

Средний участок полета заканчивается при достижении $M=5.0$, $H=28$ км. При этом наблюдается падение как внутренней, так и располагаемой тяги. Здесь, по-видимому, мы достигли предела термодинамических возможностей двигателя. При дальнейшем продвижении по числу M и по высоте полета H наблюдается интенсивное падение тяги. Так, при

$M=6.5$ и высоте полета $H=30$ км, располагаемая тяга двигателя составила менее 1000 кг.

Термодинамические возможности двигателя определяются не только совершенством термодинамических процессов, составляющих цикл работы двигателя, но и характеристиками используемого топлива.

3.3. Заключительный участок полета

Для улучшения характеристик двигателя на заключительном участке полета было предложено использовать другие виды топлива, обладающие высокой скоростью их выгорания. Другой альтернативой этому может быть использование специальных добавок к керосину Т-6, которые приводят к сокращению времени его выгорания.

Так, если принять время достижения максимальной скорости горения керосина на начальном режиме и на среднем участке полета за единицу, то на заключительном участке полета время достижения максимальной скорости горения уменьшалось в соответствии с Таблицей 2. Как видно из таблицы 2, представленное уменьшение времени сгорания топлива привело к значительному улучшению термодинамических характеристик двигателя на заключительном участке полета.

Таблица 2

Влияние времени горения топлива на тягу двигателя

Режимы полета		Заключительный участок полета		Заключительный участок полета	
М	Н км)	Δt_c	F_{loc} (кг)	Δt_c	F_{loc} (кг)
5.0	28.0	1.0	6600	0.85	7370
5.5	29.0	1.0	4380	0.75	5640
6.0	29.5	1.0	2560	0.50	4820
6.5	30.0	1.0	860	0.20	4600

На рис. 10 - 13 показаны некоторые поля параметров, характеризующие режим $M=6.5$, $H=30.0$ км при уменьшении времени достижения максимальной скорости горения топлива в пять раз.

Достигнутые интегральные параметры СПВРД этого режима: $G_1=61$ кг/с, $G_2=219$ кг/с, $F_{int}=4700$ кг, $F_{loc}=4600$ кг.

В заключение на рис. 14 представлен график изменения располагаемой тяги и расхода рабочей среды двигателя по высоте и скорости полета.

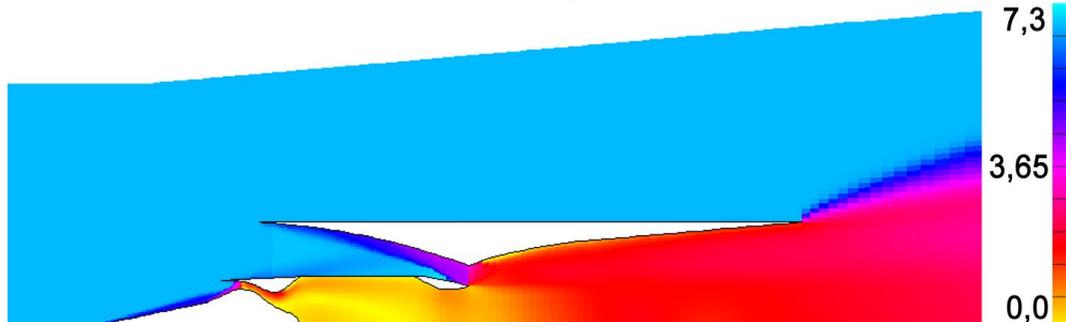


Рис. 10. Поле безразмерного параметра скорости М

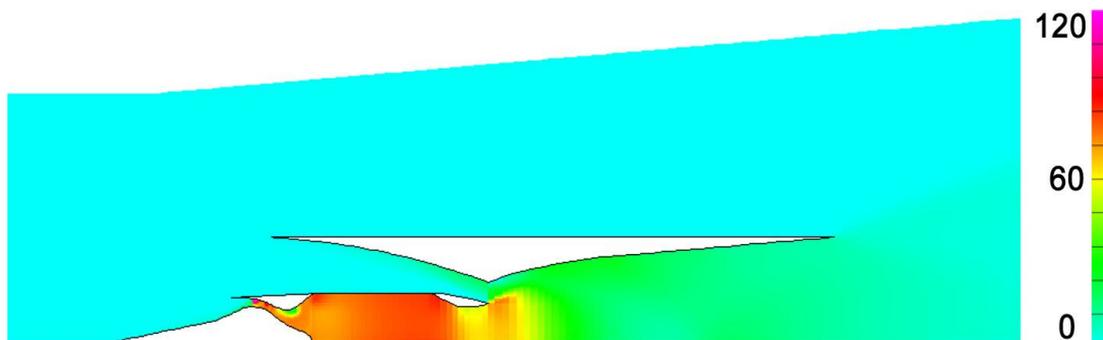


Рис. 11. Поле статического давления

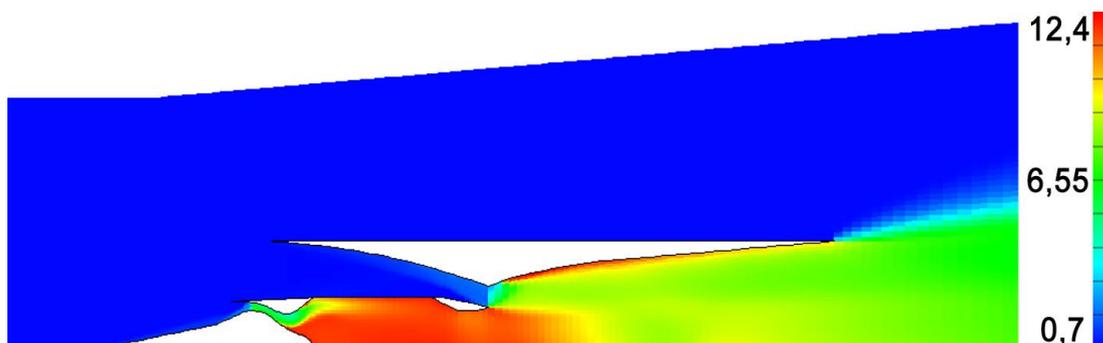


Рис. 12. Поле статической температуры

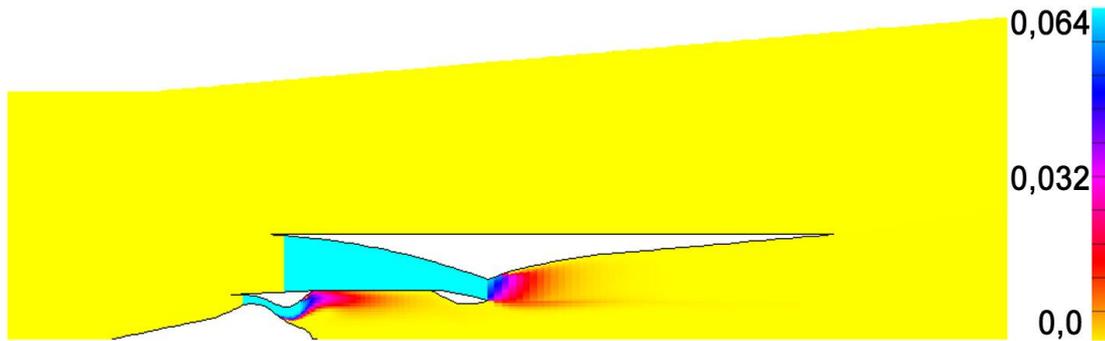


Рис. 13. Поле концентрации газообразного топлива

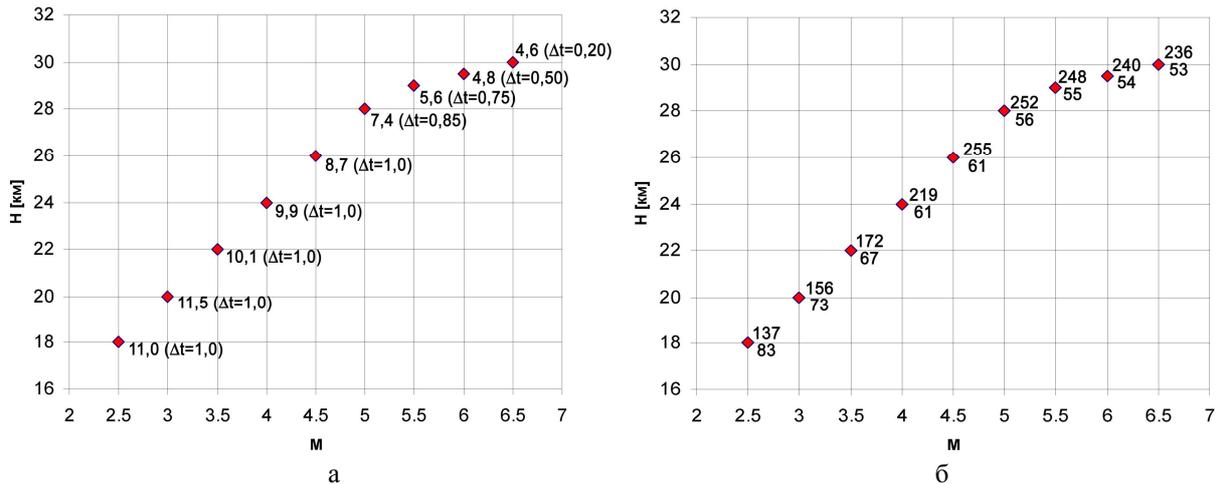


Рис. 14. Изменение а) тяги двигателя (в тоннах) и б) расхода (кг/с) через контуры двигателя (в знаменателе – расход газа через 1-й контур, в числителе - через 2-й контур) по скорости и высоте полета

Выводы

Результаты расчетов показали, что:

1. Располагаемая тяга двигателя, по-видимому, достаточна для ускорения ТКС в диапазоне $M=2.5 - 5.0$ и высоты $H=18 - 28$ км и сохраняет положительные значения, включая заключительный этап $M=5.0 - 6.5$ при $H=28-30$ км.

2. Начиная с $M=5.0$, $H=28.0$ км наблюдалось интенсивное падение тяги, так что при $M=6.5$, $H=30$ км располагаемое значение тяги составило меньше 1000 кг.

3. Значение тяги двигателя на заключительном участке полета (от $M=5.0$ до $M=6.5$) может быть существенно поднято путем использования специальных топлив, имеющих высокую скорость сгорания.

Литература

1. Лапотко, В. М. Модель газодинамического процесса в двухконтурном СПВРД [Текст] / В. М. Лапотко, Ю. П. Кухтин, А. В. Еланский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2016. – № 4 (131). – С. 18-24.

2. Макеич, Г. С. Проект «Молот» гиперзвукового беспилотного самолета-разгонщика с комбинированной экранной турбопрямоточной силовой установкой [Электронный ресурс] / Г. С. Макеич, М. Ю. Тюкаев, Я. Н. Чибисов. – Режим доступа: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29075>

3. Калиниченко, Д. С. Методический подход к проектированию транспортно-космической системы [Текст] / Д. С. Калиниченко, А. В. Аксёненко, А. Э. Кашианов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 4(91). – С. 27–33.

References

1. Lapotko, V. M., Kukhtin, Yu. P., Yelanskiy, A. V. Model' gazodinamicheskogo protsessa v dvukhkонтурном SPVRD [Gasdynamic process model in bypass supersonic ramjet]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2016, no. 4 (131), pp. 18-24.

2. Makeich, G. S., Tjukaev, M. J., Chibisov, J. N. Projekt «Molot» giperzvukovogo bespilnogo samoletarazgonshhika s kombinirovannoj jekrannoj turboprjamotchnoj silovoj ustanovkoj [Project «Hammer» hypersonic pilotless aircraft response combined display Turboremont power plant]. *Trudy MAI*, 2012, vol. 51. [The global pharmaceutical industry]. Available at :

<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29075>.

4. Kalinichenko, D. S., Aksenenko, A. V, Kашанов, А. Е. Metodicheskii podkhod k proektirovaniyu

transportno-kosmicheskoi sistemy [Technical Approach to the Development of Space Conveying System]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologija – Aerospace technic and technology*, 2012, no. 4 (91), pp. 27–33.

Поступила в редакцию 12.05.2016, рассмотрена на редколлегии 15.06.2016

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой конструкции авиационных двигателей С. В. Елифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ МОЖЛИВОСТІ ВИКОРИСТАННЯ ДВОКОНТУРНОГО НППРД В ТРАНСПОРТНІЙ КОСМІЧНІЙ СИСТЕМІ

В. М. Лапотко, О. В. Єланський, Ю. П. Кухтін

Дослідження працездатності двоконтурного НППРД виконувалося на основі розробленої моделі газодинамічного процесу двигуна [1]. Польотні умови транспортної космічної системи (ТКС): $M=2.5-6.5$; висота $H=18-30$ км. Елементами управління двигуном були вхідне облаштування 1-го контура, реактивне сопло 1-го контура і вхідне облаштування 2-го контура. В якості палива був використаний авіаційний гас Т-6. В якості характерних параметрів були використані витрати газу через 1-й і 2-й контури, а також внутрішня тяга двигуна, що розташовується. Результати розрахунків показали, що: тяга двигуна, що розташовується, по видимому достатня для прискорення ТКС в діапазоні $M=2.5-6.5$ і висоти $H=18-30$ км.; починаючи з режиму $M=5.0$, $H=28.0$ км. спостерігається сильне падіння тяги, так що при $M=6.5$ значення тяги, що розташовується, складе менше 1000 кг; значення тяги двигуна на завершальній ділянці польоту (від $M=5.0$ до $M=6.5$) може бути істотно підняте шляхом використання спеціальних палив що мають високу швидкість згорання.

Ключові слова: Транспортна космічна система, Польотні умови, двоконтурний НППРД, розташована тяга двигуна

ANALYSIS OF POSSIBILITY OF BYPASS SUPERSONIC RAMJET APPLICATION IN THE SPACE CONVEYING SYSTEM

V. M. Lapotko, A. V. Yelanskiy, Yu. P. Kukhtin

The bypass supersonic ramjet operability analysis was carried out on the base of designed model of gasdynamic process in the engine [1]. Space conveying system (SCS) flight conditions are: $M = 2.5 - 6.5$, altitudes of $H = 18 - 30$ km. Elements of engine control were air inlet section of the main duct, jet nozzle of the main duct and air inlet section of the bypass duct. Aviation kerosene T-6 was used as fuel. Main and bypass ducts gas mass flow values and also engine inner and net thrust values were used as the generic parameters. Calculation results have shown that: by all appearances, the engine net thrust is sufficient to accelerate the SCS in the range of $M = 2.5 - 6.5$ and $H = 18 - 30$ km altitudes; there is sudden drop of thrust beginning from the flight conditions of $M = 5.0$ and $H = 28$ km, so the net thrust value will be less than 1000 kg; the engine thrust value on the final flight leg (from $M = 5.0$ to $M = 6.5$) may be substantially risen by application of the fuel special sorts, which have the high rate of combustion.

Key words: Space Conveying System, Flight Program, Bypass Supersonic Ramjet, Engine Available Thrust

Лапотко Василь Михайлович – канд. техн. наук, ведучий інженер ГП «Івченко-Прогрес», Запоріжжє, Україна, e-mail: flow_gd@mail.ru.

Єланський Александр Віталєвич – канд. техн. наук, начальник бригади ГП «Івченко-Прогрес», Запоріжжє, Україна, e-mail: 03527@ivchenko-progress.com.

Кухтін Юрій Петрович – канд. техн. наук, ведучий інженер ГП «Івченко-Прогрес», Запоріжжє, Україна, e-mail: flow_gd2@mail.ru.

Lapotko Vasyl Michailovich – Candidate of Technical Science, advanced engineer, SE “Ivchenko-Progress”, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: flow_gd@mail.ru.

Yelanskiy Alexandr Vitalevich – Candidate of Technical Science, the head of the brigade advanced development, SE “Ivchenko-Progress”, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: 03527@ivchenko-progress.com.

Kukhtin Yuriy Petrovich – Candidate of Technical Science, advanced engineer, SE “Ivchenko-Progress”, Zaporozhye, Ukraine, e-mail: flow_gd2@mail.ru.