


УДК 621.452.223

Сравнение интегральных тягово-экономических характеристик широкодиапазонных высокоскоростных прямооточных ВРД различных схем

Д.И. Серебряков¹, Р.С. Сидоров¹, Р.В. Стяжкин²¹ ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», 111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2.² ГосМКБ «Радуга» им. А.Я. Березника, 141980, Дубна, Российская Федерация, Жуковского ул., д. 2а.

Comparing the integral thrust-economic characteristics of ramjets in a wide range of speeds and flight levels

D.I. Serebryakov¹, R.S. Sidorov¹, R.V. Styazhkin²¹ Central Institute of Aviation Motors n.a. P.I. Baranov, CIAM, Aviamotornaya str., 2, 111116, Moscow, Russian Federation.² State Machine-Building Design Bureau «Raduga» n.a. A.Y. Bereznik, Zhukovskogo str., 2a, 141980, Dubna, Russian Federation. e-mail: sidorov.rodion@gmail.com, stiajkin@mail.ru

i В аэрокосмических системах и высокоскоростных транспортных летательных аппаратах (ЛА) в качестве разгонно-маршевого двигателя предполагается использовать прямооточный воздушно-реактивный двигатель. В работе проанализированы пять различных схем таких двигателей, предназначенных для использования в составе силовой установки ЛА, способного совершать полет в широком диапазоне высот и скоростей. Приведены результаты расчетов и сравнения тягово-экономических характеристик. В качестве критериев для сравнения выбраны удельная тяга и удельный импульс.

Ключевые слова: прямооточный воздушно-реактивный двигатель, камера сгорания, тягово-экономические характеристики, удельная тяга, удельный импульс.

i Ramjet engines are proposed to be used as accelerating rocket engines in aerospace systems and high-speed transport aircrafts. In this paper, five different schemes of such engines to be installed on high-speed wide-range aircrafts are described. The results of calculations and the comparison of their thrust-economic characteristics are presented. The specific thrust and specific impulse are compared and analyzed.

Keywords: ramjet, combustion chamber, thrust, specific impulse, numerical simulation.

Проектируемые в настоящее время аэрокосмические системы, а также высокоскоростные транспортные летательные аппараты (ЛА) должны совершать полет в широких скоростном и высотном диапазонах. Это требование не позволяет использовать двигатели традиционных схем на всей траектории полета. Поэтому рассматриваются возможности применения комбинированных силовых установок. В соста-

ве таких силовых установок могут использоваться двигатели сложных схем, например, ракетно-прямоточный [1], турборакетный, двигатель типа SABRE (проект Skylon [2]).

Возможны также различные варианты размещения на ЛА нескольких двигателей разных типов. Так, на ЛА проекта ZENST [3] планируется использовать воздушно-реактивный двигатель (ВРД) для полета с дозвуковыми скоро-

стями, ракетный двигатель для разгона до скорости, необходимой для старта прямооточного ВРД, который должен обеспечивать разгон ЛА и полет на крейсерской скорости. А проект LARCAT [4] предусматривает разгон ЛА до скорости, соответствующей $M \approx 4$, после чего должен произвестись запуск разгонно-маршевого прямооточного ВРД, имеющего два режима работы: с до- и сверхзвуковой скоростью в камере сгорания (КС).

Таким образом, в подобных проектах в качестве разгонно-маршевого двигателя используется широкодиапазонный прямооточный ВРД. Его регулирование в процессе полета может производиться посредством изменения подачи топлива, а также изменения (перемещения) элементов конструкции проточного тракта, которые могут быть непрерывные и дискретные. Применение дискретного способа регулирования режима работы двигателя позволяет упростить его конструкцию по сравнению с двигателем с непрерывным регулированием, сделать ее легче и дешевле. Далее рассматриваются именно такие двигатели. Предполагается, что они имеют два режима работы: разгонный и маршевый.

На основании результатов интегральных расчетов проведено сравнение тягово-экономических характеристик широкодиапазонных прямооточных ВРД пяти различных схем. Такие расчеты позволяют также установить принципиальную возможность реализации пяти схем

на этапе предварительного анализа. Подобные подходы к расчету широко исследовались многими авторами, например [5, 6].

Цель работы — выбор принципиальной схемы прямооточного ВРД для ЛА, способного совершать полет в широких диапазонах высот и скоростей, которые обеспечат наибольшую тягу на разгонном режиме и при этом будут экономичными на маршевом.

Постановка задачи и метод расчета. Предполагается, что рассматриваемые ВРД обеспечивают тягу как на разгонном режиме с коэффициентом избытка воздуха $\alpha = 1$, так и при полете с крейсерской скоростью, соответствующей числу Маха полета $M = M_{\max}$, с $\alpha = 1,5$.

Оценки характеристик проводились для чисел Маха полета $M_{\min} = 3,5$ и $M_{\max} = 5,5$ (угол атаки в обоих случаях одинаковый). Предварительно были выполнены расчеты течения в воздухозаборном устройстве (ВЗУ) с тремя панелями внешнего сжатия (рис. 1), построенному согласно критерию Осватича [7]. Расчетный режим работы ВЗУ (когда скачки уплотнения от панелей внешнего сжатия фокусируются на передней кромке обечайки, рис. 2) соответствует M_{\max} . Для всех рассмотренных вариантов использовались одинаковые воздухозаборные устройства, поэтому сравнительный анализ представляется вполне корректным. При расчете ВЗУ были определены параметры в горле. Эти данные использовались для дальнейшего

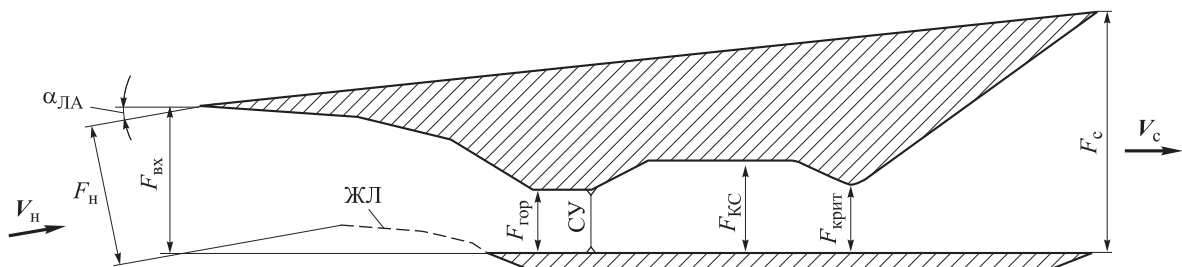


Рис. 1. Общая схема модели:

F_n — площадь поперечного сечения трубки тока невозмущенного течения воздуха, попадающего в проточный тракт двигателя; $F_{вх}$ — площадь входного сечения ВЗУ; $\alpha_{ЛА}$ — угол атаки ЛА; $F_{гор}$ — площадь сечения горла ВЗУ; СУ — прямой скачок уплотнения перед КС; $F_{КС}$ — площадь сечения КС; $F_{крит}$ — площадь критического сечения сопла; F_c — площадь выходного сечения сопла; ЖЛ — жидкая линия тока

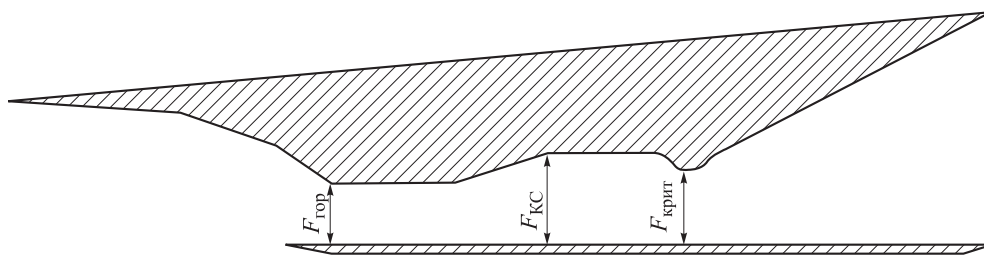


Рис. 2. Конфигурация модели для схемы № 1

определения тягово-экономических характеристик — удельной тяги двигателя и удельного импульса в направлении, совпадающем со строительной осью аппарата. Тяга вычислялась как разность импульсов на срезе сопла и в поперечном сечении трубки тока невозмущенного течения воздуха, поступающего в проточный тракт ВРД:

$$R = (p_c + \rho_c V_c^2) F_c - (p_n + \rho_n V_n^2) F_n \cos \alpha_{\text{ЛА}},$$

а удельная тяга и удельный импульс — соответственно по формулам

$$R_{\text{уд}} = R / G_{\text{возд}}; \quad I_{\text{уд}} = R / G_{\text{Т}}.$$

Здесь индекс «н» соответствует параметрам течения в невозмущенном потоке, а индекс «с» — на срезе сопла; p , ρ , V — соответственно давление, плотность и скорость потока в рассматриваемом сечении, площадь которого F ; $G_{\text{возд}}$ — расход воздуха через проточный тракт двигателя; $G_{\text{Т}}$ — расход топлива.

Трение и теплоотвод в стенки по тракту не учитывались.

В большинстве случаев предполагается, что в сечении $F_{\text{кр}}$ число Маха $M = 1$. Параметры в этом сечении рассчитываются для полного сгорания топлива. При этом поток в КС является дозвуковым. Течение, в котором осуществляется переход к дозвуковой скорости, моделируется прямым скачком уплотнения, располагающимся в расширяющейся части тракта КС. Топливо (метан) подается в КС в направлении течения со скоростью звука. Химический состав и термодинамические параметры продуктов сгорания на выходе из КС считаются равновесными. Для расчета термодинамических параметров решается система уравнений на основе интегральных законов сохранения для реагирующей смеси топлива и окислителя [8]. Термодинамические свойства и равновесный состав продуктов сгорания рассчитываются в программе, созданной в ЦИАМ на основе ме-

тода, описанного в [8]. При расчете полагается, что смесь состоит из следующих элементов: Н, О, С, N, H₂, O₂, N₂, OH, H₂O, NH₃, NO, CH₄, CO, CO₂, Ar, NO₂.

Течение в сопле рассчитывается в изоэнтропической постановке. Отношение площади выходного сечения сопла к площади входного сечения ВЗУ во всех вариантах одинаково и равно 1,5. Следует отметить, что течение в сопле считается «замороженным» (т. е. состав продуктов сгорания не изменяется).

Схема № 1. При расчете по этой схеме рассматриваются конфигурации КС с изменяемой площадью критического сечения (рис. 2).

В схеме № 1а (табл. 1) критическое сечение выбрано для случая, когда скачок уплотнения находится в горле воздухозаборника при числе Маха набегающего потока $M_{\text{мин}}$ и коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 1$ (при этом в процессе поиска решения сохранялось отношение $F_{\text{крит}}/F_{\text{КС}} = 0,5$). Чтобы получить звуковое течение в критическом сечении для числа Маха полета $M_{\text{макс}}$, для данной схемы скачок уплотнения должен располагаться в расширяющейся части КС. При использовании схемы № 1а для числа Маха $M_{\text{макс}}$ в табл. 1 приведены данные для коэффициента избытка воздуха $\alpha = 1$ и для $\alpha = 1,5$. Для данной схемы были получены следующие характеристики: при $M = M_{\text{мин}}$ $R_{\text{уд}} = 97$ с, $I_{\text{уд}} = 1\,675$ с; при $M = M_{\text{макс}}$ $R_{\text{уд}} = 46$ с, $I_{\text{уд}} = 1\,190$ с. К данным величинам будут соответственно отнесены характеристики двигателей всех схем, рассматриваемых далее.

Для схемы № 1б критическое сечение выбирается для $M = M_{\text{макс}}$ при расположении скачка уплотнения в горле ВЗУ с $\alpha = 1$, а для варианта № 1в — с $\alpha = 1,5$. Сравнительные данные приведены в табл. 1.

Схема № 2. Рассматривается последовательное расположение секций КС. На крейсерском

Таблица 1

Данные для схемы № 1

Вариант схемы	Число Маха	Выбор площади критического сечения	Коэффициент избытка воздуха	Удельная тяга	Удельный импульс
1а	$M_{\text{мин}}$	$M = M_{\text{мин}}, \alpha = 1,0$	1,0	1,00	1,00
1а	$M_{\text{макс}}$	$M = M_{\text{мин}}, \alpha = 1,0$	1,0	1,31	0,88
		$M = M_{\text{мин}}, \alpha = 1,0$	1,5	1,00	1,00
1б	$M_{\text{макс}}$	$M = M_{\text{макс}}, \alpha = 1,0$	1,0	1,45	0,97
1в	$M_{\text{макс}}$	$M = M_{\text{макс}}, \alpha = 1,5$	1,5	1,19	1,19

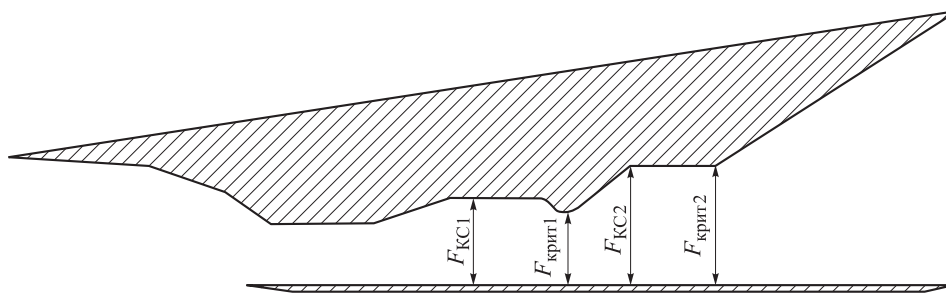


Рис. 3. Конфигурация модели для схемы № 2

Таблица 2

Данные для схемы № 2

Число Маха	Течение во второй секции КС ($F_{крит1} - F_{крит2}$)	Коэффициент избытка воздуха	Удельная тяга	Удельный импульс
M_{min}	Равновесное	1,0	1,00	1,00
M_{max}	Замороженное	1,5	1,19	1,20

режиме полета ($M = M_{max}$) горение осуществляется только в первой по ходу течения секции, на разгонном режиме — в обеих (рис. 3).

Площадь критического сечения $F_{крит1}$ выбирается для числа Маха полета $M = M_{max}$ и коэффициента избытка воздуха $\alpha = 1,5$, а площадь сечения $F_{КС2}$ (численно равна $F_{крит2}$) находится из условия критического течения на входе в сопло для полета при $M = M_{min}$ и $\alpha = 1$. Прямой скачок уплотнения расположен в горле ВЗУ и при $M = M_{min}$ и при $M = M_{max}$. Рассматривается двухпоясная система подачи топлива. Первый пояс располагается в конце расширяющейся части ($F_{КС1}$), а второй — после критического сечения (в сечении $F_{КС2}$). На режиме работы для числа Маха $M = M_{max}$ все топливо подается в первый пояс, а для числа Маха $M = M_{min}$ в первый пояс подается топливо с $\alpha = 7,62$ (чтобы в сечении $F_{крит1}$ число Маха было близко к 1), а во второй — все остальное для достижения суммарного коэффициента избытка воздуха $\alpha = 1$.

Таким образом, при полете с $M = M_{max}$ вторая секция КС работает как участок расширяющейся части сверхзвукового сопла. Поэтому в расчетах полагалось, что при $M = M_{max}$ сечение мгновенного замораживания находится в $F_{крит}$ (при $M = M_{min}$ оно находится в сечении $F_{крит2}$).

Результаты расчетных оценок для данного варианта приведены в табл. 2.

Схема № 3. Рассматривается параллельное расположение секций КС (рис. 4). Размеры критических сечений боковых каналов выбираются для $M = M_{min}$ $\alpha=1,0$, а для центрального канала — для $M = M_{max}$ $\alpha = 1,0$. В результате при полете с числом Маха M_{min} центральный канал работает при $\alpha = 5,11$ (при этом значении α

обеспечивается максимальный теплоподвод), а при полете с числом Маха M_{max} боковые каналы работают при расположении скачка уплотнения в сечении, соответствующем $F_{Су}/F_{гор} = 1,85$, и коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 1,5$.

При оценке удельной тяги варьировалось отношение площадей поперечного сечения центрального и боковых каналов. Приведенные в табл. 3 результаты соответствуют случаю, когда данные площади равны. Следует обратить внимание при сравнении схем № 1 и 2, что суммарный коэффициент избытка воздуха не совпадает с рассмотренными ранее. Однако, если для $M = M_{max}$ можно провести расчеты с суммарным коэффициентом избытка воздуха 1,5, то для $M = M_{min}$ течение в центральном канале определяется площадью критического сечения, выбранной для $M = M_{max}$, что не позволяет приблизить суммарный коэффициент избытка воздуха к 1.

Схема № 4. В отличие от варианта № 3 в данном случае (рис. 5) центральный канал является укороченным (занимает примерно 1/2 длины участка с постоянной площадью поперечного сечения). Рассматривается решение для числа Маха набегающего потока M_{max} . Приведенные ниже результаты соответствуют случаю, когда площадь поперечного сечения на входе в центральный канал равняется сумме площадей поперечных сечений на входе в боковые каналы ($F_{КС2} = 2F_{КС1}$). Поэтому при суммарном коэффициенте избытка воздуха $\alpha_{\Sigma} = 1,5$ коэффициент избытка воздуха для центрального канала $\alpha = 0,75$ (при $M = M_{max}$ топливо подается только в центральный канал). По боковым каналам течет «холодный» воздух. Площадь критического

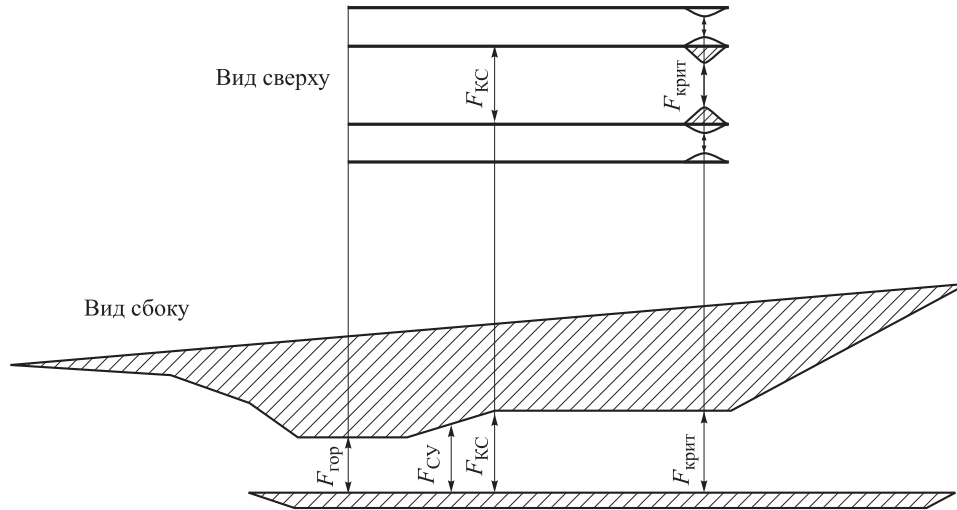


Рис. 4. Конфигурация модели для схемы № 3:

$F_{СУ}$ — площадь сечения, в котором расположен прямой скачок уплотнения (определяется в расчете)

Таблица 3

Данные для схемы № 3

Число Маха	Коэффициент избытка воздуха по каналам	Суммарный коэффициент избытка воздуха	Удельная тяга	Удельный импульс
M_{\min}	Боковые 1,0; центральный 5,11	1,67	0,67	1,35
M_{\max}	Боковые 1,5 центральный 1	1,20	1,22	0,98

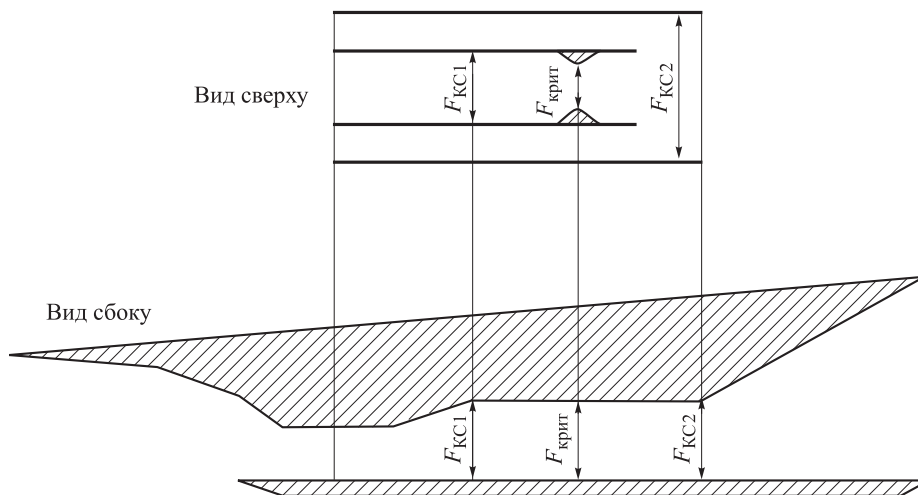


Рис. 5. Конфигурация модели для варианта № 4

Таблица 4

Данные для схемы № 4

Число Маха	Суммарный коэффициент избытка воздуха	Удельная тяга	Удельный импульс	Примечание
M_{\max}	1,5	0,62	0,62	Нет горения во второй секции
		1,19	1,19	Полное сгорание и перемешивание топлива

сечения в центральном канале выбирается для $\alpha = 0,75$. Предполагается, что остаток топлива будет догорать во второй части КС, начиная с выхода из центрального канала.

В табл. 4 приведены результаты для двух случаев. В первом случае нет горения во втором участке КС. Давление на входе в сопло считается одинаковым для холодной и горячей струй. Во втором случае на выходе из КС (входе в сопло) предполагается, что топливо пол-

ностью сгорело, и потоки перемешались. Течение в данном сечении является сверхзвуковым.

Для проверки возможности смешения и горения на втором участке КС решена модельная плоская задача. Расчеты выполнялись с помощью комплекса программ для интегрирования полной осредненной системы уравнений Навье — Стокса для многокомпонентного реагирующего газа, разработанного в ЦИАМ [9].

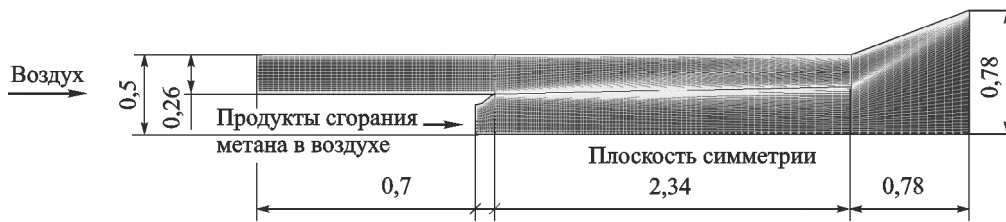


Рис. 6. Расчетные область КС и сетка

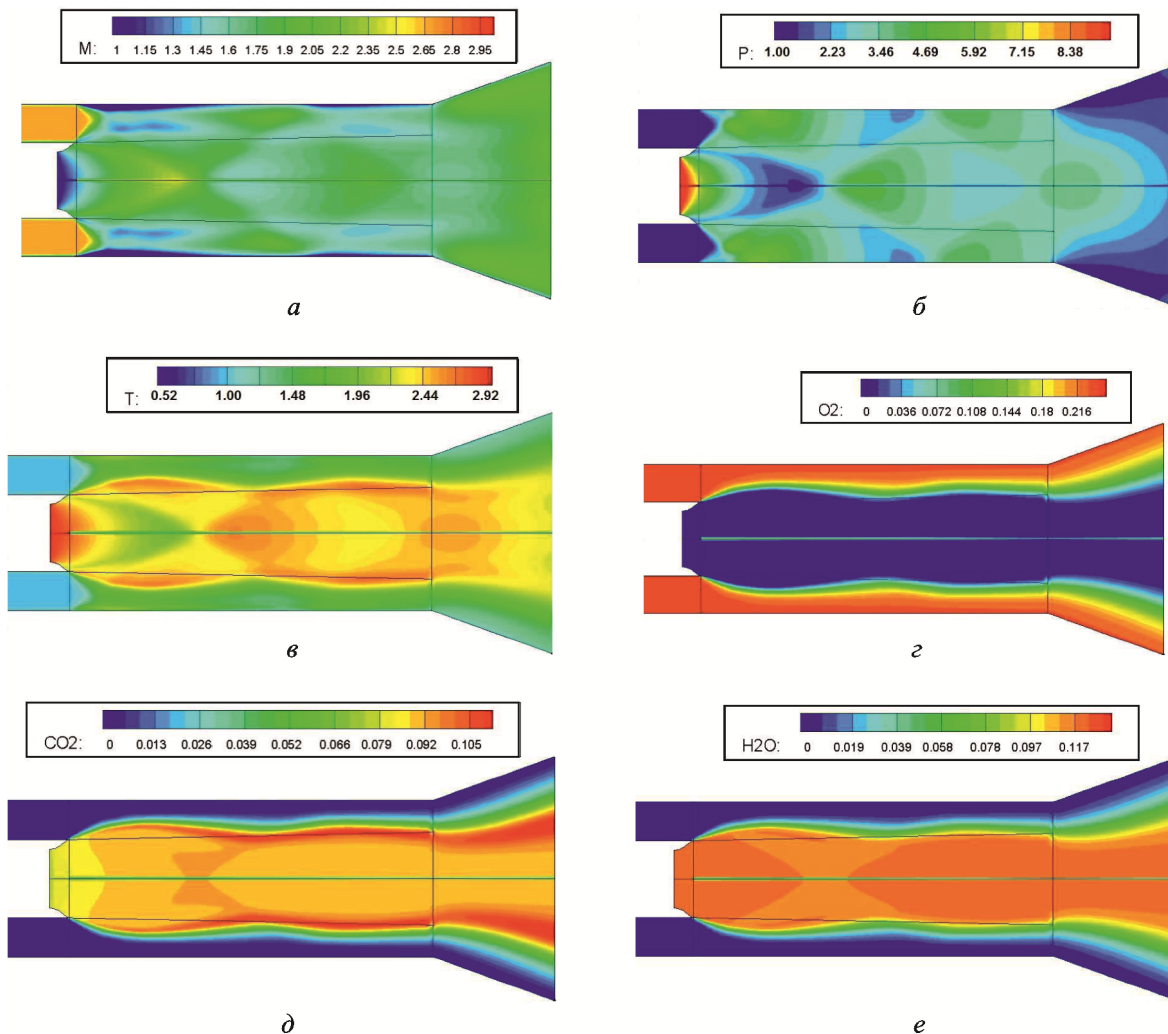


Рис. 7. Поля параметров потока:

a — число Маха; *б* — давление; *в* — температура; *г* — массовая концентрация кислорода; *д* — массовая концентрация углекислого газа; *е* — массовая концентрация паров воды

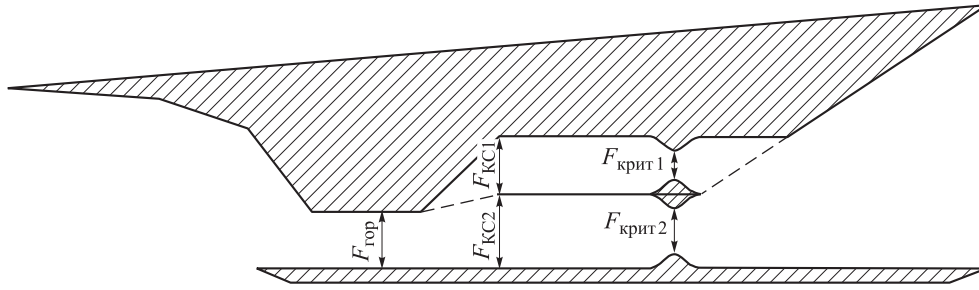


Рис. 8. Конфигурация модели для схемы № 5

Таблица 5

Данные для схемы № 5

Число Маха	Суммарный коэффициент избытка воздуха	Удельная тяга	Удельный импульс	Примечание
M_{\min}	1,0	1,00	1,00	Нет горения во второй секции
M_{\max}	1,5	1,17	1,18	Полное сгорание и перемешивание

Использовались модель турбулентности А.Н. Секундова [10] и модель редуцированной химической кинетики [11].

Исследовалось смешение продуктов сгорания метана в воздухе из центрального канала двигателя с воздухом из боковых каналов. Расчетная область КС (линейные размеры отнесены к ширине проточного тракта КС) показана на рис. 6. Коэффициент избытка воздуха продуктов сгорания $\alpha = 0,75$.

Поля параметров потока образующегося течения (давление и температура отнесены к ста-

тическим параметрам воздуха на входе в КС) представлены на рис. 7.

Смешение потока воздуха из боковых каналов с продуктами сгорания из центрального канала происходит слабо (см. рис. 7). Особенно хорошо это заметно на поле температур, где четко наблюдается граница раздела двух потоков. На границе соприкосновения потоков видно небольшое повышение температуры и увеличение концентрации CO_2 . Это свидетельствует о том, что в данном месте идет горение, но с малой интенсивностью.

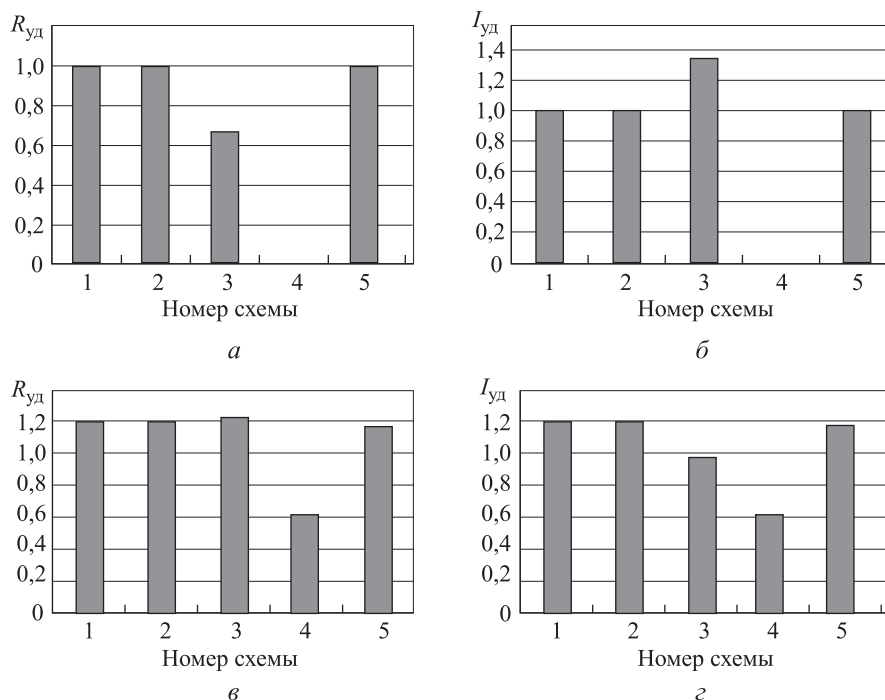


Рис. 9. Сравнительные характеристики:

а, б — $M = M_{\min}$; в, г — $M = M_{\max}$

Схема № 5. Рассматривается горизонтальное разделение КС на секции. Конфигурация модели изображена на рис. 8.

Проходные сечения выбирали следующим образом: находились площади критического сечения $F_{крит1}$ и $F_{крит2}$ обоих каналов для числа Маха полета $M_{мин}$ при условии размещения скачка уплотнения в горле воздухозаборника и для коэффициента избытка воздуха $\alpha = 1$. На данном режиме створки открыты (см. рис. 8, пунктирные линии). При интегральных оценках параметры на входе в нижний и верхний каналы одинаковы. Отношение площади критического сечения к площади канала камеры $F_{крит1}/F_{КС1} = F_{крит2}/F_{КС2} = 0,5$ (одинаково для обоих каналов). Для числа Маха полета M_{max} створки перекрывают верхний канал и весь поток идет через нижний канал. В данном случае варьируется высота нижнего канала ($F_{КС2}$) таким образом, чтобы в сечении $F_{крит2}$ число Маха $M = 1$ для коэффициента избытка воздуха $\alpha = 1,5$ при условии размещения скачка уплотнения в горле воздухозаборника. При этом общая высота камеры сгорания не меняется. В результате проведенных расчетов установлено, что площадь нижнего канала должна составлять 0,62 от общей площади КС, т. е. $F_{КС1}/(F_{КС1} + F_{КС2}) = 0,62$. Результаты расчетов приведены в табл. 5.

Сравнение тягово-экономических характеристик. Диаграммы сравнения тягово-экономических характеристик для рассмотренных вариантов приведены на рис. 9.

При полете с числом Маха $M = M_{мин}$ коэффициент избытка воздуха $\alpha = 1,0$ для вариантов № 1, 2 и 5. При полете с числом Маха $M = M_{max}$ коэффициент избытка воздуха $\alpha = 1,5$ для схем № 1, 2, 4 и 5 (схема № 4 без перемешивания потоков и горения во второй секции). Следует обратить внимание, что для схемы № 3 приведенные на диаграмме результаты соответствуют $\alpha = 1,67$ для $M = M_{мин}$ и $\alpha = 1,2$ для $M = M_{max}$.

При сравнении характеристик двигателей представленных схем на разгонном режиме предпочтение отдается двигателю с более высоким показателем удельной тяги, а на маршевом — удельного импульса.

Вывод

В результате проведенного анализа (без учета гидравлических и тепловых потерь и с полной сгорания, равной 1) пяти схем конфигураций КС высокоскоростных широкодиапазонных двигателей установлено, что наиболее предпочтительными по удельной тяге и удельному импульсу для числа Маха полета $M_{мин}$ с коэффициентом избытка воздуха 1 и для числа Маха полета M_{max} с коэффициентом избытка воздуха 1,5 являются:

- 1) конфигурация КС с изменяемой площадью критического сечения сопла (схема № 1);
- 2) конфигурация КС с двухпоясной системой подачи топлива при последовательном расположении секций (схема № 2);
- 3) конфигурация с горизонтальным разделением КС (схема № 5).

Литература

- [1] Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. *Теория авиационных двигателей*. Ч. 1. Москва, Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2005. 366 с.
- [2] Eggers T., Dittrich R. Numerical analysis of the SKYLON spaceplane in hypersonic flow. *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2011, San Francisco, code 98131.
- [3] Defoort S., Serre L., Grenon R., Varnier J., Carrier G., Scherrer D., Narmada. ZEHST: environmental challenges for hypersonic passenger transport. *18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2012, Tours, France, code 98236.
- [4] Langener T., Steelant J., Roncioni P., Natale P., Marini M. Preliminary Performance Analysis of the LAPCAT-MR2 by means of Nose-to-Tail Computations. *18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2012, Tours, France, code 98236.
- [5] Александров В.Г., Крайко А.Н., Рент К.С. Определение характеристик сверхзвукового пульсирующего детонационного прямооточного двигателя. *Аэромеханика и газовая динамика*, 2001, № 2, с. 3–15.
- [6] Бабушенко Д.И., Батура С.Н., Безгин Л.В., Гуськов О.В., Данилов М.К., Копчёнов В.И. *Расчетная оценка интегральных характеристик модели «летательный аппарат»*

- высокоскоростной ВРД»: Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ (2009–2010 гг.). Москва, ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2010, с. 154–162.
- [7] Ганжело А.Н. Определение системы 2N скачков уплотнения, реализующей максимум полного давления. *Известия РАН. Механика жидкости и газа*, 2012, № 2, с. 130–139.
- [8] Дорофеев А.А. *Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчет и проектирование*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 2014, 571 с.
- [9] Гуськов О.В., Копченков В.И. Численное исследование структуры течения в канале при сверхзвуковых условиях на входе. *Аэромеханика и газовая динамика*, 2001, № 1, с. 28–39.
- [10] Гуляев А.Н., Козлов В.Е., Секундов А.Н. К созданию универсальной однопараметрической модели для турбулентной вязкости. В 2 т. Т. 2. *Газодинамика. Избранное*. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2005, с. 440–454.
- [11] Старик А.М., Титова Н.С. Об интенсификации окисления богатых метановоздушных смесей при возбуждении молекул O_2 в состояние $a^1\Delta_g$. *Кинетика и катализ*, 2006, т. 47, № 4, с. 504–513.

References

- [1] Nechaev Iu.N., Fedorov R.M., Kotovskii V.N., Polev A.S. *Teoriia aviatsionnykh dvigatelei* [Theory of aircraft engines]. Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo publ., 2005, pt. 1, 366 p.
- [2] Eggers T., Dittrich R. Numerical analysis of the SKYLON spaceplane in hypersonic flow. *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2011, San Francisco, code 98131.
- [3] Defoort S., Serre L., Grenon R., Varnier J., Carrier G., Scherrer D., Narmada. ZEHST: Environmental challenges for hypersonic passenger transport. *18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2012, Tours, France, code 98236.
- [4] Langener T., Steelant J., Roncioni P., Natale P., Marini M. Preliminary Performance Analysis of the LAPCAT-MR2 by means of Nose-to-Tail Computations. *18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2012, Tours, France, code 98236.
- [5] Aleksandrov V.G., Kraiko A.N., Rent K.S. Opredelenie kharakteristik sverkhzvukovogo pul'siruiushchego detonatsionnogo priamotochnogo dvigatel'ia [Characterisation of supersonic pulse detonation ramjet engine]. *Aeromekhanika i gazovaia dinamika* [Aeromechanics & Gasdynamics]. 2001, no. 2, pp. 3–15.
- [6] Babushenko D.I., Batura S.N., Bezgin L.V., Gus'kov O.V., Danilov M.K., Kopchenov V.I. *Raschetnaia otsenka integral'nykh kharakteristik modeli «letatel'nyi apparat – vysokoskorostnoi VRD»: Osnovnye rezul'taty nauchno-tekhnicheskoi deiatel'nosti TSIAM (2009–2010 gg.)* [The estimated integral characteristics of the model «aircraft – High WFD»: The main results of scientific and technological activities of CIAM (2009–2010 yy.)]. Moscow, TSIAM im. P.I. Baranova, 2010, pp. 154–162.
- [7] Ganzhelo A.N. Determination of a system consisting of 2n shock pairs realizing the total pressure maximum. *Fluid Dynamics*, 2012, vol. 47, no. 2, pp. 254–262. Doi: 10.1134/S0015462812020123.
- [8] Dorofeev A.A. *Osnovy teorii teplovykh raketnykh dvigatelei. Teoriia, raschet i proektirovanie* [Fundamentals of the theory of thermal rocket engines. Theory, calculation and design]. Moscow, Bauman Press, 2014, 571 p.
- [9] Gus'kov O.V., Kopchenov V.I. Chislennoe issledovanie struktury techeniia v kanale pri sverkhzvukovykh usloviakh na vkhode [Numerical study of flow structure in the channel at supersonic conditions at the inlet]. *Aeromekhanika i gazovaia dinamika* [Aeromechanics & Gasdynamics]. 2001, no. 1, pp. 28–39.
- [10] Guliaev A.N., Kozlov V.E., Sekundov A.N. K sozdaniiu universal'noi odnoparametricheskoi modeli dlia turbulentnoi viazkosti [Towards a universal one-parameter model for the turbulent viscosity]. *Gazodinamika. Izbrannoe* [Gas dynamics. Favourites]. Moscow, FIZMATLIT publ., 2005, vol. 2, pp. 440–454.

- [11] Starik A.M., Titova N.S. Intensification of the oxidation of rich methane/air mixtures by O₂ molecules excited to the a¹Δ_g state. *Kinetics and Catalysis*, 2006, vol. 47, no. 4, pp. 487–496.

Статья поступила в редакцию 11.09.2014

Информация об авторах

СЕРЕБРЯКОВ Дамир Ильдарович (Москва) — ведущий конструктор ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2).

СИДОРОВ Родион Сергеевич (Москва) — инженер ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: sidorov.rodion@gmail.com).

СТЯЖКИН Роман Владимирович (Дубна) — ведущий конструктор ГосМКБ «Радуга» им. А.Я. Березника (141980, Дубна, Российская Федерация, Жуковского ул., д. 2а, e-mail: stiajkin@mail.ru).

Information about the authors

SEREBRYAKOV Damir Il'darovich (Moscow) — Leading Designer of Central Institute of Aviation Motors n.a. P.I. Baranov (CIAM, Aviamotornaya str., 2, 111116, Moscow, Russian Federation).

SIDOROV Rodion Sergeevich (Moscow) — Engineer of Central Institute of Aviation Motors n.a. P.I. Baranov (CIAM, Aviamotornaya str., 2, 111116, Moscow, Russian Federation, e-mail: sidorov.rodion@gmail.com).

STYAZHKIN Roman Vladimirovich (Dubna) — Leading Designer of State Machine-Building Design Bureau «Raduga» n.a. A.Y. Bereznik (Zhukovskogo str., 2a, 141980, Dubna, Russian Federation, e-mail: stiajkin@mail.ru).



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышел в свет учебник
Э.А. Гладкова, В.Н. Бродягина, Р.А. Перковского

«Автоматизация сварочных процессов»

Приведено описание основных элементов автоматизации сварочных установок. Даны принципы построения и примеры реализации современных систем управления оборудованием и процессами дуговой, контактной и электронно-лучевой сварки. Рассмотрены системы управления пространственным положением источника нагрева относительно линии стыка, автоматизированные комплексы с микроконтроллерами и ЭВМ для управления качеством сварного соединения, а также проблемы роботизации дуговой и контактной сварки.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; www.baumanpress.ru