

On the Method for Estimating the Integral Characteristics of a Generic Scramjet with an Integrated Propulsion System

R. K. Seleznev ^{1,2}

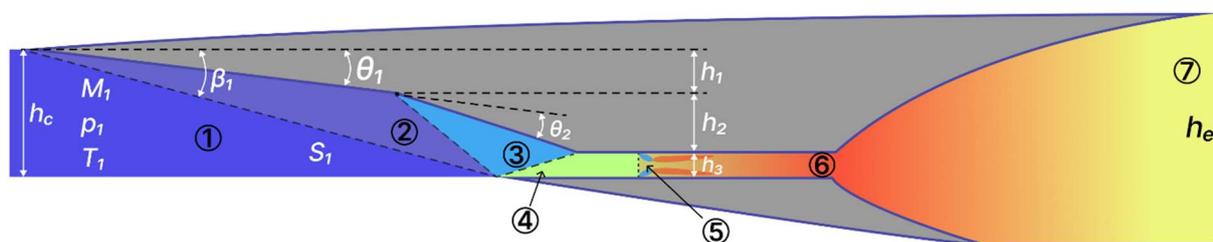
¹ *Ishlinsky Institute for Problem in Mechanics of the Russian Academy of Science (IPMech RAS)
Moscow, 119526, Russian Federation*

² *Dukhov Research Institute of Automatics (VNIIA), Moscow, Russian Federation
rkseleznev@gmail.com*

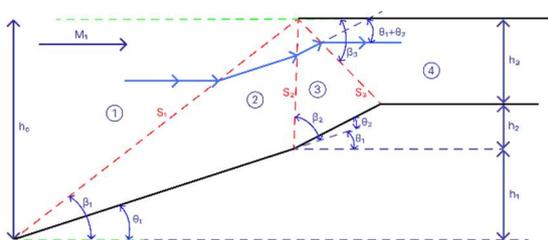
Abstract

This paper describes the method for estimating the integral characteristics of a generic scramjet with an integrated propulsion system. Calculations of the specific impulse and heat fluxes in the propulsion system for the X-43 and X-51 generic scramjets have been carried out. The results obtained are in good agreement with the estimates of other authors (in the speed range $5 < M < 10$), as well as with the known graphs of the dependence of the specific impulse for various types of engines depending on the flight Mach number.

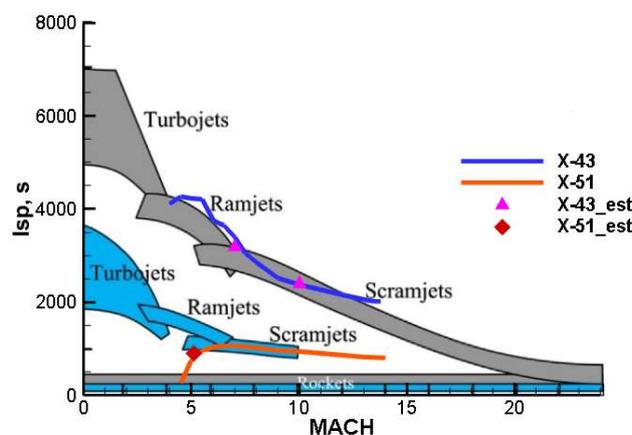
Keywords: scramjet, specific impulse, combustion.



Airframe-integrated scramjet



The air intake



Dependence of the specific impulse on the Mach number for the X-43 and X-51

УДК 532.529

О методе оценки интегральных характеристик концептуального ГЛА с интегрированной двигательной установкой

Р. К. Селезнев^{1,2}

¹ *Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук, Россия, Москва, 119526, проспект Вернадского, д. 101-1,*

² *Всероссийский научно-исследовательский институт автоматики им. Н.Л. Духова, Россия, Москва*

rkseleznev@gmail.com

Аннотация

В работе изложена методика оценки интегральных характеристик концептуального ГЛА с интегрированной двигательной установкой. Проведены расчеты удельного импульса и тепловых потоков в двигательной установке для ГЛА Х-43 и Х-51. Полученные результаты находятся в хорошем соответствии с оценками других авторов (в диапазоне скоростей $5 < M < 10$), а также с известными графиками зависимости удельного импульса для различных типов двигателей в зависимости от числа Маха полета и типа используемого топлива.

Ключевые слова: ГЛА, удельный импульс, горение.

1. Введение

В настоящее время в мире активно ведутся работы по созданию Гиперзвуковых Летательных Аппаратов (ГЛА) [1–4]. Несмотря на кажущуюся простоту конструкций, разработка работающего ГЛА является серьезной инженерной задачей. На начальном этапе проектирования важно уметь быстро оценить жизнеспособность исследуемого ГЛА. Существуют достаточное количество работ по исследованию течения отдельно в воздухозаборнике [5–7], двигателе [7–18] и сопле [19]. Однако в этих работах общие характеристики Гиперзвуковых Прямоточных Воздушно-Реактивных Двигателей (ГПВРД) не могут быть четко определены, поскольку между камерой сгорания и воздухозаборным устройством происходит интенсивное взаимодействие. Вместо этого эффективность двигателя можно рассчитать с помощью анализа термодинамического цикла, который описывает эффективность всей термодинамической системы и дает теоретические результаты независимо от детальной конструкции двигателя. Это ценный инструмент для проектирования ГЛА перед наземными или летными испытаниями, и он способен прогнозировать важные тенденции и чувствительность характеристик двигателя. Входными переменными таких упрощенных моделей ГПВРД являются число Маха, температура и давление набегающего потока, а также расход топлива.

Одна из первых инженерных методик расчета ГПВРД описана в книге Хайзера и Пратта [1]. В работе [20] с помощью подобной инженерной методики исследуется летательный аппарат с ПВРД. В работе [21] была описана квазиодномерная модель ГПВРД интегрированного в ГЛА. Модель камеры сгорания имела обратную связь с моделью изолятора, что соответствует процессу автоматической регулировки изолятора. В работе [22] использовалась квазиодномерная модель для описания течения в камере сгорания и сопле, однако не исследовалась возможность термического запираания потока. В работе [23] исследовался концептуальный ГЛА на водородном топливе, с тремя компрессионными рампами и различными

углами расширения сопла. В работе [24] проводится оптимизация формы осесимметричного ГЛА с воздухозаборником Буземана [25], а также исследуется зависимость удельного импульса от числа Маха. Результаты аналитических вычислений сравнивались с результатами двумерного турбулентного расчета. В статье [26] с помощью метода оценки интегральных характеристик проводилась многопараметрическая оптимизация концептуального ГЛА.

В данной работе в качестве концептуального ГЛА используется модель с двумя компрессионными рампами, внешний вид которой представлен на рис. 1. Используемая модель позволяет быстро проводить оптимизацию ГЛА, а также в отличие от описанных выше моделей позволяет оценить конвективный тепловой поток к стенке камеры сгорания. В используемой модели используются приведенные ниже приближения [27]:

- модель является двумерной с постоянной шириной;
- газ является совершенным (постоянная величина c_p);
- поток воздуха через ДУ \gg потока вдуваемого топлива;
- поток на входе в изолятор параллелен стенкам;
- пренебрегается эффектами вязкости. Рассматривается только внутренняя часть ЛА (пренебрегается трением внешней обшивки).

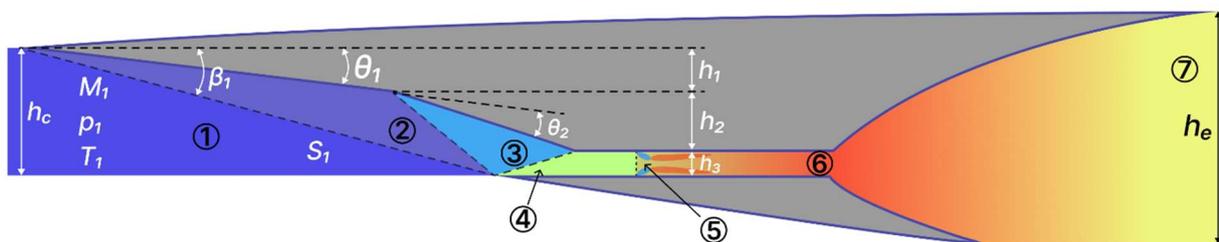


Рис. 1. Схема концептуального ГЛА с интегрированной двигательной установкой

На первом этапе задаются параметры полета (M_1, p_1, T_1, γ), а также геометрические особенности установки ($\theta_1, \theta_2, h_e, h_1, h_2, h_3$). Далее последовательно производится расчет параметров на выходе из воздухозаборника, которые являются условиями на входе в изолятор. После этого происходит расчет течения в изоляторе (используя модель течения Фанно). В случае, если из-за трения (например, при длинном изоляторе) возникает запирание потока, требуется изменить условия полета или геометрию ЛА. Если пренебречь трением в изоляторе, то рассчитанные условия на выходе из воздухозаборника являются сразу начальными условиями на входе в камеру сгорания. Задавая тип топлива, полноту сгорания и скорость его подачи (коэффициент избытка топлива или окислителя), определяется температура и скорость на выходе из камеры сгорания. В случае термического запирания горение будет продолжаться и энергия поступать в поток, однако это будет приводить к уменьшению расхода воздуха. Если поток сверхзвуковой и происходит его термическое запирание, то это приводит к возникновению нормальной ударной волны, что приведет к сильному увеличению сопротивления и уменьшению силы тяги. Поэтому следует избегать термического запирания. Если возникает термическое запирание, то итерационно уменьшается количество подачи топлива, пока не пропадет термическое запирание. После этого, с использованием изоэнтропических соотношений производится расчет течения в сопле. После проведения расчета, необходимо убедиться, что скорость на выходе из сопла превосходит скорость полета. Таким образом, рассчитав газодинамические параметры во всех сечениях ЛА можно вычислить силу тяги и удельный импульс всей установки, а также произвести оценку теплового потока на стенку камеры сгорания. В случае, если сила тяги положительная, то результат расчета запоминается и отображается на общем графике зависимости удельного импульса от числа Маха полета. В противном случае необходимо произвести изменения геометрии ЛА. После проведенных оценок исследуемый ЛА можно анализировать более подробно с помощью 2D и 3D моделей [9].

Скачки 1 и 2 сойдутся на кромке внешней стенки только при определенных условиях полета (расчетный режим). В этом случае двигательная установка работает максимально эффективно. Если скорость ЛА будет выше это оптимального режима, то внутри изолятора возникнет система скачков, которая приведет к снижению эффективности. Если скорость будет ниже расчетного режима, то скачки вообще не попадут на стенку изолятора и поток воздуха через изолятор будет меньше оптимального значения. Использование приближения расчетного режима является частой практикой при решении подобного рода задач [1].

На первом этапе задаются параметры полета (M_1, p_1, T_1, γ), а также геометрические особенности установки ($\theta_1, \theta_2, h_e, h_1, h_2, h_3$). Можно задать высоту полета и по значениям стандартной атмосферы получить начальные значения плотности давления и температуры. Универсальная газовая постоянная $R = 8.31$ Дж/моль·К. Молекулярный вес воздуха $\mu = 0.029$ кг/моль. Рассчитаем плотность воздуха из уравнения состояния

$$\rho_1 = \frac{p_1 \mu}{RT} \quad (1)$$

Полное давление набегающего потока будет равно

$$p_{01} = p_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2)$$

Проекция числа Маха вдоль продольной оси (рис. 4) сохраняется

$$M_{n1} = M_1 \sin \beta_1 \quad (3)$$

$$\frac{\tan \beta}{\tan(\beta - \theta)} = \frac{(\gamma + 1) M_{n1}^2}{2 + (\gamma - 1) M_{n1}^2} \quad (4)$$

Решая численно данное уравнение, можем определить величину β .

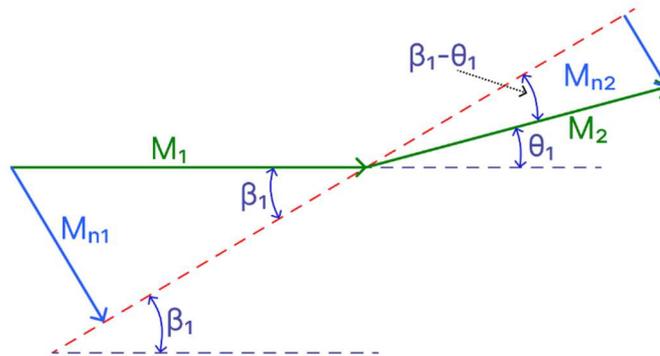


Рис. 4. Схема потока при прохождении скачка уплотнения

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2\gamma M_{n1}^2 - \gamma + 1}{\gamma + 1} \quad (5)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma + 1) M_{n1}^2}{2 + (\gamma - 1) M_{n1}^2} \quad (6)$$

$$M_{n2} = \left\{ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{n1}^2}{\gamma M_{n1}^2 - \frac{\gamma-1}{2}} \right\}^{1/2} \quad (7)$$

Зная, что $M_{n2} = M_2 \cdot \sin(\beta_1 - \theta_1)$ можем определить величину M_2 .

Температуру можно определить из уравнения состояния.

$$T_2 = \frac{p_2 \mu}{R \rho_2} \quad (8)$$

Аналогично определяются условия в области (2), (3), (4). Так как поток на входе в изолятор параллелен стенкам, угол $\theta_3 = \theta_1 + \theta_2$. Таким образом удастся рассчитать газодинамические параметры (M_4, p_4, T_4), на входе в изолятор. Данный подход легко обобщить и на воздухозаборники с другим количеством компрессионных рампы.

3. Расчет течения в изоляторе

В качестве модели течения в изоляторе используем приближение потока Фанно [28]. Течение Фанно это адиабатический поток через канал постоянной площади, в котором учитывается эффект трения. Формула, которая описывает такое течение следующая [28]:

$$\frac{4fL^*}{D_h} = \left(\frac{1-M^2}{\gamma M^2} \right) + \left(\frac{\gamma+1}{2\gamma} \right) \ln \left[\frac{M^2}{\left(\frac{2}{\gamma+1} \right) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)} \right] \quad (9)$$

Здесь гидравлический диаметр $D_h = \frac{2ab}{a+b}$ для прямоугольного канала; f – коэффициент трения Фаннинга (в данной работе считается постоянным и равным 0.002); L^* – расстояние от начала камеры от места термического заклинивания потока.

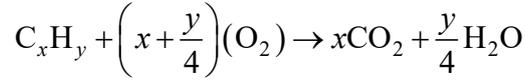
Дозвуковой поток в канале при наличии трения будет ускоряться, а сверхзвуковой будет замедляться. Таким образом, в адиабатическом канале постоянной площади с трением на некотором расстоянии от начала канала возникнет заклинивание потока (при $M=1$). Для того, чтобы определить, насколько изменится скорость потока в результате трения в канале, необходимо воспользоваться формулой (9), подставив вместо числа Маха значение скорости на входе в камеру и определить значение L^* . Если длина канала L_X больше или равна критической длины L^* , то возникнет термическое заклинивание и поток на выходе будет звуковым. Если длина канала L_X меньше критической длины L^* , то воспользуемся формулой (9) для определения величины M , подставив вместо L^* значение $L^* - L_X$. Полученное уравнение проще всего решить численно. Определив величину скорости по формулам для течения Фанно можно определить давление, температуру и плотность на выходе из изолятора.

3. Расчет течения в камере сгорания

Для описания потока в камере сгорания воспользуемся моделью течения Рэлея [28]. Течение Рэлея описывает неадиабатическое течение без трения через канал постоянной площади, где учитывается эффект подвода или отвода тепла. Энергия, выделяемая в результате химической реакции при сгорании массы топлива \dot{m}_f будет равна $\dot{Q}_f = \dot{m}_f \cdot h_r$, где h_r – энергия, выделяемая при химической реакции. Для водорода и JP-7 энергия, выделяемая в результате полного сгорания равна 120 Дж/кг и 43 Дж/кг, соответственно. Полнота сгорания η_c принимается равной 0.8. Расход топлива связан с расходом воздуха через коэффициент избытка топлива

$$\phi = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{O_2}} \cdot \left(\frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{O_2}} \right)_{st}^{-1} = \frac{\dot{m}_f}{0.21 \cdot \dot{m}_{air}} \cdot \left(\frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{O_2}} \right)_{st}^{-1} = \frac{\dot{m}_f}{0.21 \cdot \dot{m}_{air} f_{st}} \quad (10)$$

Здесь f_{st} – отношение масс топлива и окислителя в стехиометрической смеси. Для водорода $f_{st} = 0.125$. Для углеводородного топлива в общем виде химическую реакцию можно представить в следующем виде:



В этом случае

$$f_{st} = \frac{12x + y}{8(4x + y)} \quad (11)$$

Удельная энергия, подводимая в поток воздуха

$$q = \frac{\eta_c \cdot \dot{Q}_f}{\dot{m}_{air}} = \frac{\eta_c \cdot \dot{m}_f h_r}{\dot{m}_{air}} = 0.21 \cdot \varphi \cdot h_r \cdot \eta_c \left(\frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{O_2}} \right)_{st} \quad (12)$$

Полная температура на выходе из камеры сгорания

$$T_{06} = \left(T_{05} + \frac{q}{C_p} \right), \quad (13)$$

где $C_p = 1003$ Дж/кг·К – теплоемкость газа (будем считать равной теплоемкости воздуха). Обозначая T_0^* – температуру загорания, можно воспользоваться формулой для потока Реллея [28]

$$\frac{T_{05}}{T_0^*} = \frac{2(\gamma + 1)M_5^2}{(1 + \gamma M_5^2)^2} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_5^2 \right) \quad (14)$$

Аналогично, как и в случае потока Фанно, дозвуковой поток в канале при подводе тепла будет ускоряться, а сверхзвуковой будет замедляться. Таким образом, в канале постоянной площади с подводом тепла на некотором расстоянии от начала канала возникнет термическое загорание. Если полная температура на выходе из камеры T_{06} больше температуры загорания потока T_0^* , то поток на выходе будет звуковым. В этом случае целесообразно уменьшать величину подачи топлива до того момента, пока эти температуры не сравняются. Если же температура T_{06} меньше температуры термического загорания потока T_0^* , то воспользуемся следующим соотношением:

$$\frac{T_{06}}{T_0^*} = \frac{T_{06}}{T_0^*} \frac{T_{05}}{T_{05}} = \frac{T_{05}}{T_0^*} \frac{T_{06}}{T_{05}} = \frac{2(\gamma + 1)M_6^2}{(1 + \gamma M_6^2)^2} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_6^2 \right) \quad (15)$$

Подставляя в (15) выражения (14) и (13) можем определить величину скорости M_6 на выходе из камеры сгорания. Зная полную температуру T_{06} и скорость T_{06} можно вычислить температуру T_6 . По формулам для течения Рэля можно определить остальные газодинамические параметры на выходе из камеры сгорания.

4. Расчет течения в сопле

Для описания течения газа в сопле применим модель изоэнтروпийного потока с изменяемой площадью. Используем изоэнтропические соотношения

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{2} \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{2} \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \quad (16)$$

Здесь A^* – это критическая площадь сечения в сопле (в этом месте поток звуковой). Используя выражение (16) определим площадь критического сечения. Зная площадь на выходе из сопла можно определить число Маха на выходе из сопла. Используя тот факт, что полная температура и давление в изоэнтропийном потоке сохраняется, можно найти температуру, давление и плотность на выходе из сопла.

Вторым способом расчета условий на выходе из сопла является предположение, что давление на срезе сопла должно равняться атмосферному давлению. Используя это предположение и выражение (16) можно определить оптимальную площадь выходного сечения.

5. Метод оценки теплового потока

Существуют различные подходы для оценки тепловых потоков к поверхности при больших скоростях течения [29]. В качестве упрощенной модели оценки теплового потока рассмотрим сверхзвуковой пограничный слой на бесконечной пластине. Толщина пограничного слоя на пластине определяется следующим соотношением:

$$\delta = \frac{x}{\sqrt{\text{Re}_x}}$$

Будем считать температуру стенки постоянной и равной $T_w = 500$ К. Температура потока T в камере сгорания определяется из методики, изложенной выше. Тепловой поток на стенку получается $q_w = k \frac{dT}{dx} = k \frac{T - T_w}{\delta}$, где k – теплопроводность воздуха. Теплопроводность воздуха зависит от температуры и давления. Для нашей оценки будем считать теплопроводность равной 0.06 Вт/(м·К). Число Рейнольдса $\text{Re} = \frac{\rho u L}{\mu}$, где μ – динамическая вязкость воздуха. Примем равной $\mu = 18.6 \times 10^{-6}$ Па·с. Таким образом, тепловой поток оценивается по следующей формуле:

$$q_w = k(T - T_w) \sqrt{\frac{\rho u}{\mu L}} \quad (17)$$

6. Определение интегральных характеристик

Для того, чтоб определить интегральные характеристики необходимо определить силу тяги сопла по формуле

$$F_{\text{nozzle}} = \dot{m}_7 V_7 - \dot{m}_6 V_6 = \rho_6 V_6 A_6 (V_7 - V_6) \quad (18)$$

Помимо силы тяги, создаваемой соплом, на ЛА действуют силы (рис. 5) давления на воздухозаборник

$$D_2 = F_2 \sin \theta_1 = \frac{P_2}{h_1 \cdot \sin \theta_1 \cdot w} \sin \theta_1 = \frac{P_2}{h_1 \cdot w}$$

и

$$D_3 = \frac{P_3}{h_2 \cdot w}$$

Тогда полная сила, действующая на ЛА (без учета силы трения), равна

$$F_{\text{total}} = F_{\text{nozzle}} - D_2 - D_1 \quad (19)$$

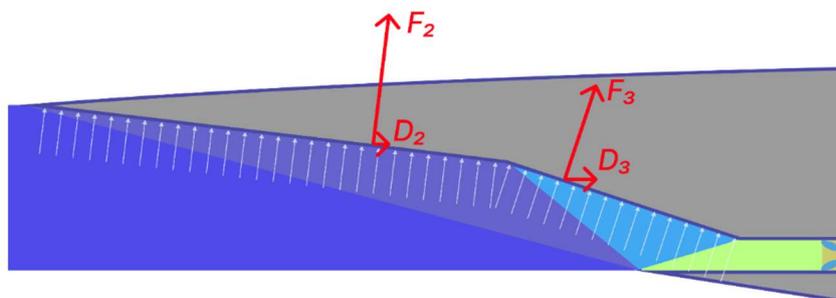


Рис. 5. Схематическое изображение сил давления, действующих на воздухозаборник

Удельный импульс рассчитывается по формуле

$$I_{sp} = \frac{F_{total}}{\dot{m}_f g} \quad (20)$$

7. Результаты численного моделирования

Пробный расчет был проведен для аппарата похожего на X-51 [30]. Были заданы следующие геометрические параметры: $\theta_1 = 3^\circ$, $\theta_2 = 7.37^\circ$, $h_1 = 0.035$ м, $h_2 = 0.18$ м, $h_3 = 0.036$ м, $h_e = 0.58$ м. Коэффициент избытка топлива задавался равным $\varphi = 1$, а эффективность горения $\eta_{comb} = 0.8$. В качестве топлива был выбран водород. Давление и температура набегающего потока соответствуют полету на высоте 21 км. При расчёте силы давления на воздухозаборник учитывалось, что воздухозаборника имеет переменную ширину.

Также был проведен расчет для аппарата похожего на X-43 [31]. Были заданы следующие геометрические параметры: $\theta_1 = 3^\circ$, $\theta_2 = 11.5^\circ$, $h_1 = 0.06$ м, $h_2 = 0.2225$ м, $h_3 = 0.1$ м, $h_e = 0.48$ м. Коэффициент избытка топлива задавался равным $\varphi = 1$, а эффективность горения $\eta_{comb} = 0.8$. В качестве топлива был выбран авиационный керосин (JP-7). Давление и температура набегающего потока соответствуют полету на высоте 30 км.

На рис. 6 показана рассчитанная зависимость удельного импульса от числа Маха для аппаратов X-43 и X-51. Закрашенные области рисунка взяты из работы [32].

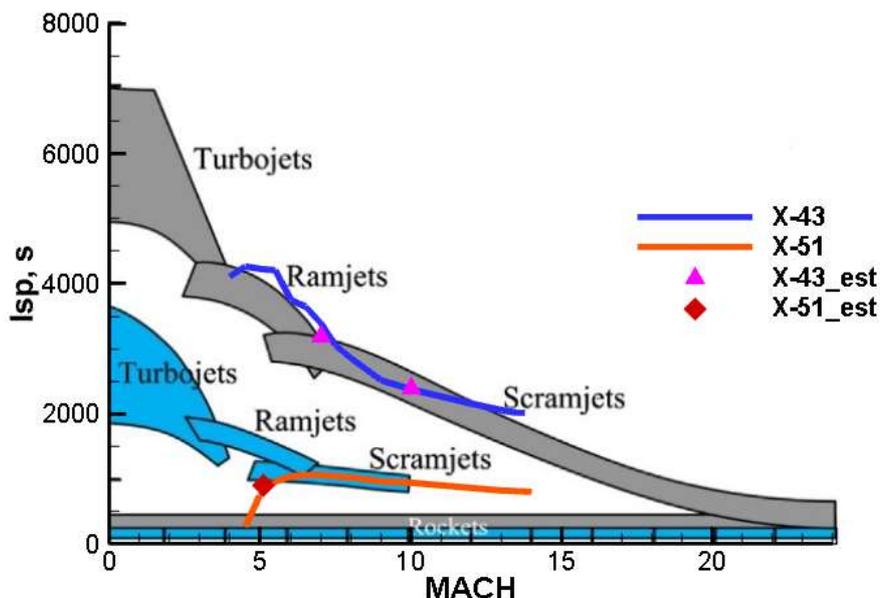


Рис. 6. Зависимость удельного импульса от числа Маха для аппаратов X-43 и X-51. Задний фон рисунка взят из работы [32]. Линии соответствуют результат расчетов. Знаками отмечены результаты удельного импульса из работы [33]

Серым цветом обозначена область для водорода, голубым – для углеводородного топлива. Линии соответствуют результатам расчетов данной работы. Синяя линия – это результат расчета для аппарата X-43. Розовыми (X-43) красными (X-51) знаками отмечены результаты из работы [33]. Следует отметить хорошее согласие между полученными результатами и результатами других авторов [33]. Также полученные результаты хорошо соответствуют теоретическим областям зависимости удельного импульса от числа Маха. Модель также позволяет оценить теоретически возможный диапазон чисел Маха для предложенных геометрий. Для аппарата X-51 этот диапазон от 4.5 до 14 М. Для аппарата X-43 этот диапазон от 4 до 13.8 М. Следует также отметить, что с уменьшением числа Маха удельный импульс растет. Однако, при некотором значении скорости (~ 5 М) удельный импульс стремительно уменьшается. Это связано с тем, что геометрия исследуемых аппаратов оптимизирована на работу в режиме ГПВРД. Уменьшение скорости полета приводит к небольшой скорости на входе в камеру сгорания, что приводит к термическому закипанию потока и уменьшению эффективности работы двигательной установки. При высокой скорости полета (> 13 М) силы тяги двигателя не хватает для преодоления силы сопротивления.

Масса топлива в аппарате X-51 была равна 120 кг. В расчетах ширина аппарата принималась равной 80 см. В этом случае легко оценить время полета, разделив объем топливного бака на расход топлива. Умножив рассчитанное время на скорость полета, можно определить, что дальность полета составляет 765 км. В эксперименте [30] дальность полета равнялась 400 морским милям (~ 740 км). В работе [22], используя другой метод оценки дальности полета аппарата X-51 при массе топлива 120 кг дальность ~ 980 км.

Зададим длину камеры сгорания 1 м для X-51 и X-43. Тогда используя предложенную методику оценки теплового потока получим, что для аппарата X-51 максимальный тепловой поток на стенку камеры равен 4.9 Вт/см². Для аппарата X-43 тепловой поток составляет 9.9 Вт/см². Полученные значения являются типичными для подобного типа ЛА [34–36].

8. Заключение

Описан метод оценки интегральных характеристик типового ГЛА с интегрированной двигательной установкой. С помощью предложенной методики проведен тестовый расчет для ГЛА X-51 и X-43. Были вычислены теоретически возможные диапазоны скоростей для исследуемых геометрий ГЛА. Полученные результаты находятся в хорошем соответствии с оценками других авторов (в диапазоне скоростей $5 < M < 10$), а также с известными графиками зависимости удельного импульса для различных типов двигателей в зависимости от числа Маха полета. Произведенная оценка максимальных тепловых потоков к стенкам камеры сгорания соответствует типичным значениям для аналогичных ГЛА. Оценка дальности полета ГЛА X-51 близка к экспериментально наблюдаемой величине.

Литература

1. Heiser W., et al. Hypersonic Airbreathing Propulsion. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1994. Vol. 26. Pp. 430–436.
2. Waltrup P.J., et al. History of U.S. Navy Ramjet, Scramjet, and Mixed-Cycle Propulsion Development // J. Propuls. Power. 2002. Vol. 18, № 1. P. 14–27.
3. Seleznev R.K. History of scramjet propulsion development // J. Phys. Conf. Ser. 2018. Vol. 1009, № 1. P. 012028.
4. Seleznev R.K., Surzhikov S.T., Shang J.S. A review of the scramjet experimental data base // Prog. Aerosp. Sci. Elsevier Ltd, 2019. Vol. 106, № February. P. 43–70.
5. Seleznev R.K. Numerical study of the flow structure in the supersonic inlet-isolator // J. Phys. Conf. Ser. 2018. Vol. 1009. P. 012034.
6. Seleznev R.K. Validation of two-dimensional model by the example of a supersonic inlet-isolator // J. Phys. Conf. Ser. 2018. Vol. 1009. P. 012030.

7. Seleznev R.K. Validation of 3D model by the example of a supersonic inlet-isolator // J. Phys. Conf. Ser. 2018. Vol. 1009. P. 012031.
8. Surzhikov S.T., et al. Unsteady Thermo-Gasdynamics Processes in Scramjet Combustion Chamber with Periodical Input of Cold Air // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2014. P. 25.
9. Seleznev R.K., Surzhikov S.T. Quasi-One-Dimensional and Two-Dimensional Numerical Simulation of Scramjet Combustors // 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015. P. 28.
10. Суржиков С. Т. Моделирование радиационно-конвективного нагрева модельных камер ПВРД на водородном и углеводородном топливе//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т.15, вып. 3. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-3/articles/230/>.
11. Полежаев Ю.В., Селезнев Р.К. Численное исследование процессов возникновения резонанса в экспериментальной установке импульсно-детонационного двигателя // Теплофизика высоких температур. 2014. Vol. 52, № 2. Pp. 234–239.
12. Seleznev R.K., Surzhikov S.T., Shang J.S. A Quasi-One-Dimensional Analysis of Hydrogen-Fueled Scramjet Combustors // 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2016. Pp. 1–27.
13. Селезнев Р.К. Сравнение ПВРД и ГПВРД режимов в камере сгорания эксперимента HIFIRE-2 // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2021. Т.22, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-4/articles/945/>
14. Селезнев Р. К., Жорник К. А. Квазиодномерное численное моделирование водородо-воздушной смеси в канале ГПВРД//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т.15, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-4/articles/30/>
15. Seleznev R.K. Comparison of two-dimensional and quasi-one-dimensional scramjet models by the example of VAG experiment // J. Phys. Conf. Ser. 2016. Vol. 755, № 1. P. 011001.
16. Суржиков С.Т., Селезнев Р.К. Нестационарные газодинамические процессы в осесимметричном канале ГПВРД с периодическим вдувом холодного воздуха // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2015. Т.16, вып. 3. <http://chemphys.edu.ru/issues/2015-16-3/articles/499/>
17. Селезнев Р.К. Численное исследование ПВРД и ГПВРД режимов работы камеры сгорания HIFIRE-2 // Изв. РАН. МЖГ. 2022. Vol. 6. Pp. 63–72.
18. Seleznev R.K. Numerical Investigation of the Ramjet and Scramjet Operation Regimes of the HIFiRE-2 Combustion Chamber // Fluid Dyn. 2022. Vol. 57, № 6. Pp. 758–767.
19. Dalle D. J., Torrez S. M., Driscoll J. F. Reduced-Order Modeling of Reacting Supersonic Flows in Scramjet Nozzles // 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010. № July. Pp. 1–19.
20. Жорник К.А., Селезнев Р.К. Расчет интегральных характеристик силовых установок ПВРД // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т. 15, вып. 2. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-2/articles/219/>
21. Xi Z., et al. Control-oriented quasi-one dimensional modeling method for scramjet // Int. J. Turbo Jet Engines. 2021. № 29.
22. Селезнев Р. К., Суржиков С. Т., Жорник К. А. Использование квазиодномерной методики для расчета интегральных характеристик ГЛА // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2015. Т.16, вып. 3. <http://chemphys.edu.ru/issues/2015-16-3/articles/553/>
23. Carneiro R., et al. Leading-to-trailing edge theoretical design of a generic scramjet // AIP Adv. 2022. Vol. 12, № 5.
24. Flock A.K., Riehmer J.C., Gülhan A. Axisymmetric scramjet engine design and performance analysis // 20th AIAA Int. Sp. Planes Hypersonic Syst. Technol. Conf. 2015. 2015. № July. Pp. 1–11.
25. Mölder S., Szpiro E.J. Busemann inlet for hypersonic speeds // J. Spacecr. Rockets. 1966. Vol. 3, № 8. Pp. 1303–1304.

26. Zhu M., Zhang S., Zheng Y. Conceptual design and optimization of scramjet engines using the exergy method // *J. Brazilian Soc. Mech. Sci. Eng.* Springer Berlin Heidelberg, 2018. Vol. 40, № 12. Pp. 1–12.
27. MacDonald, Linda, Zornig, John, and Dekker, Andrew (2015). *Hypersonics - From Shock Waves to Scramjets (HYPER301x)*. UQx Course Report. St Lucia QLD, Australia: The University of Queensland Institute for Teaching and Learning Innovation. [Electronic resource].
28. Zucker R. D., Biblarz O. *Fundamentals of Gas Dynamics*, 3rd Edition // John Wiley&Sons. 2019. Vol.3. Pp. 1–560.
29. Суржиков С.Т., Яцухно Д.С. Анализ летных данных по конвективному и радиационному нагреву поверхности спускаемого марсианского космического аппарата Schiaparelli // *Изв. РАН. МЖГ*. 2022. № 6. С. 74–85.
30. Hank J., Murphy J., Mutzman R. *The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstration Program* // 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008. № May. Pp. 1–13.
31. McClinton C. et al. *Hyper-X program status* // 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001.
32. Zhang D., et al. Thermodynamic analysis on optimum performance of scramjet engine at high Mach numbers // *Energy*. Elsevier Ltd, 2015. Vol. 90. Pp. 1046–1054.
33. Lv C., et al. Recent research progress on airbreathing aero-engine control algorithm // *Propuls. Power Res.* Beihang University, 2022. Vol. 11, № 1. Pp. 1–57.
34. Суржиков С. Т. Термогазодинамика модельной камеры сгорания этилена в сверхзвуковом потоке // *Изв. РАН. МЖГ*. 2022. № 3. С. 115–134.
35. Crow A. J., Boyd I. D., Terrapon V. E. Radiation Modeling of a Hydrogen Fueled Scramjet // *J. Thermophys. Heat Transf.* 2013. Vol. 27, № 1. Pp. 11–21.
36. Nelson H.F. Radiative heating in scramjet combustors // *J. Thermophys. Heat Transf.* 1997. Vol. 11, № 1. Pp. 59–64.

References

1. Heiser W., et al, *Hypersonic Airbreathing Propulsion*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994. <https://doi.org/10.2514/4.470356>
2. Waltrup P. J., et al., History of U.S. Navy Ramjet, Scramjet, and Mixed-Cycle Propulsion Development, *J. Propuls. Power*, 2002, vol. 18, no. 1, pp. 14–27. <https://doi.org/10.2514/2.5928>
3. Seleznev R. K., History of scramjet propulsion development, *J. Phys. Conf. Ser.*, 2018, vol. 1009, no. 1, P. 012028. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1009/1/012028>
4. Seleznev R. K., Surzhikov S. T., Shang J. S., A review of the scramjet experimental data base, *Prog. Aerosp. Sci.*, Elsevier Ltd, 2019, vol. 106, pp. 43–70. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2019.02.001>
5. Seleznev R. K., Numerical study of the flow structure in the supersonic inlet-isolator, *J. Phys. Conf. Ser.*, 2018, vol. 1009, P. 012034, <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1009/1/012034>
6. Seleznev R. K., Validation of two-dimensional model by the example of a supersonic inlet-isolator, *J. Phys. Conf. Ser.*, 2018, vol. 1009, P. 012030. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2019.02.001>
7. Seleznev R. K., Validation of 3D model by the example of a supersonic inlet-isolator, *J. Phys. Conf. Ser.*, 2018, vol. 1009, P. 012031. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1009/1/012031>
8. Surzhikov S. T., et al, Unsteady Thermo-Gasdynamic Processes in Scramjet Combustion Chamber with Periodical Input of Cold Air, AIAA Paper 2014-3917. <https://doi.org/10.2514/6.2014-3917>
9. Seleznev R. K., Surzhikov S. T., Quasi-One-Dimensional and Two-Dimensional Numerical Simulation of Scramjet Combustors, AIAA 2015-4166. <https://doi.org/10.2514/6.2015-4166>
10. Surzhikov S. T., Modeling of radiative-convective heating of model chambers of ramjet engines on hydrogen and hydrocarbon fuels, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2014, vol. 15, no. 3. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-3/articles/230/> [in Russian].

11. Polezhaev Yu. V., Seleznev R. K., Numerical study of the processes of resonance emergence in the experimental set-up of a pulse detonation engine, *High temperature*, 2014, vol. 52, pp. 225–229.
12. Seleznev R. K., Surzhikov S. T., Shang J. S., A Quasi-One-Dimensional Analysis of Hydrogen-Fueled Scramjet Combustors, AIAA Paper 2016-4569. <https://doi.org/10.2514/6.2016-4569>
13. Seleznev R. K., Comparison of ramjet and scramjet modes in the combustion chamber of the HIFiRE-2 experiment, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2021, vol. 22, issue. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-4/articles/945/> [in Russian].
14. Seleznev R. K., Zhornik K. A., Quasi-one-dimensional numerical simulation of a hydrogen-air mixture in a scramjet channel, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2014, vol. 15, issue 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-4/articles/30/> [in Russian].
15. Seleznev R. K., Comparison of two-dimensional and quasi-one-dimensional scramjet models by the example of VAG experiment, *J. Phys. Conf. Ser.*, 2017, vol. 815, P. 012007. DOI 10.1088/1742-6596/815/1/012007
16. Surzhikov S. T., Seleznev R. K., Unsteady thermo-gasdynamic processes in axisymmetric scramjet combustion chamber with periodical input of cold air, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2015, vol. 16, issue. 3. <http://chemphys.edu.ru/issues/2015-16-3/articles/499/> [in Russian].
17. Seleznev R. K., Numerical study of ramjet and scramjet operating modes of the HIFiRE-2 combustion chamber, *Izv. RAN. MJG*, 2022, vol. 6, pp. 63–72. [in Russian]. <https://doi.org/10.1134/S0015462822601164>
18. Seleznev R. K., Numerical Investigation of the Ramjet and Scramjet Operation Regimes of the HIFiRE-2 Combustion Chamber, *Fluid Dyn.*, 2022, vol. 57, no. 6, pp. 758–767. <https://doi.org/10.1134/S0015462822601164>
19. Dalle D. J., Torrez S. M., Driscoll J. F., Reduced-Order Modeling of Reacting Supersonic Flows in Scramjet Nozzles, AIAA Paper 2010-6958. <https://doi.org/10.2514/6.2010-6958>
20. Zhornik K. A., Seleznev R. K., Calculation of integral characteristics of ramjet power plants, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2014, vol. 15, issue 2. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-2/articles/219/> [in Russian].
21. Xi Z., et al, Control-oriented quasi-one dimensional modeling method for scramjet, *Int. J. Turbo Jet Engines*, 2021, no. 29. <https://doi.org/10.1515/tjj-2021-0004>
22. Seleznev R. K., Surzhikov S. T., Zhornik K. A., The use of a quasi-one-dimensional technique for calculating the integral characteristics of the GЛА, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2015, vol. 16, issue. 3. <http://chemphys.edu.ru/issues/2015-16-3/articles/553/> [in Russian].
23. Carneiro R., et al, Leading-to-trailing edge theoretical design of a generic scramjet, *AIP Adv.*, 2022, vol. 12, no. 5. <https://doi.org/10.2514/6.2010-6958>
24. Flock A. K., Riehmer J. C., Gülhan A., Axisymmetric scramjet engine design and performance analysis, AIAA Paper 2015-3628. <https://doi.org/10.2514/6.2015-3628>
25. Mölder S., Szpiro E. J., Busemann inlet for hypersonic speeds, *J. Spacecr. Rockets*, 1966, vol. 3, no. 8, pp. 1303–1304. <https://doi.org/10.2514/6.2015-3628>
26. Zhu M., Zhang S., Zheng Y., Conceptual design and optimization of scramjet engines using the exergy method, *J. Brazilian Soc. Mech. Sci. Eng. Springer Berlin Heidelberg*, 2018. vol. 40, no. 12, pp. 1–12. <https://doi.org/10.1007/s40430-018-1468-y>
27. MacDonald, Linda, Zornig, John, and Dekker, Andrew (2015). Hypersonics - From Shock Waves to Scramjets (HYPER301x). UQx Course Report. St Lucia QLD, Australia: *The University of Queensland Institute for Teaching and Learning Innovation*. [Electronic resource].
28. Zucker R. D., Biblarz O., *Fundamentals of Gas Dynamics, 3rd Edition*, John Wiley & Sons. 2019. 560 p.
29. Surzhikov S. T., Yatsukhno D. S., Analysis of the Flight Data on Convective and Radiative Heating of the Surface of Martian Schiaparelli Descent Space Vehicle, *Fluid Dynamics*, 2022, vol. 57, no. 6, pp. 768–779. DOI: 10.1134/s0015462822600924

30. Hank J. M., Murphy J. S., Mutzman R. C., The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstration Program, AIAA Paper 2008-2540. <https://doi.org/10.2514/6.2008-2540>
31. McClinton C. R., et al, Hyper-X program status, AIAA Paper 2001-828. <https://doi.org/10.2514/6.2001-828>
32. Zhang D., et al., Thermodynamic analysis on optimum performance of scramjet engine at high Mach numbers, *Energy. Elsevier Ltd*, 2015, vol. 90, pp. 1046–1054. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2015.08.017>
33. Lv C., et al, Recent research progress on airbreathing aero-engine control algorithm, *Propuls. Power Res. Beihang University*, 2022, vol. 11, no. 1, pp. 1–57. <https://doi.org/10.1016/j.jppr.2022.02.003>
34. Surzhikov S. T., Thermogasdynamics of a Model Ethylene-Fueled Combustion Chamber in Supersonic Flow, *Fluid Dynamics*, vol. 57, Issue 3, pp. 351–370. <https://doi.org/10.1134/S0015462822030144>
35. Crow A. J., Boyd I. D., Terrapon V. E., Radiation Modeling of a Hydrogen Fueled Scramjet, *J. Thermophys. Heat Transf.*, 2013, vol. 27, no. 1, pp. 11–21. <https://doi.org/10.2514/1.T3751>
36. Nelson H. F., Radiative heating in scramjet combustors, *J. Thermophys. Heat Transf.*, 1997, vol. 11, no. 1, pp. 59–64. <https://doi.org/10.2514/2.6201>

Статья поступила в редакцию 17 ноября 2022 г.