

УДК 621.452.225

К выбору параметров прямоточного воздушно-реактивного двигателя, обеспечивающих заданный режим маршевого полёта летательного аппарата

Борисов А.Д.*, Васютичев А.С., Лаптев И.В.*****

Исследовательский центр имени М.В. Келдыша,

Онежская ул., 8, Москва, 125438, Россия

**e-mail: a-d-borisov@yandex.ru*

***e-mail: aleksey.vas@mail.ru*

****e-mail: igor_laptev@hotmail.ru*

Аннотация

В работе рассматриваются вопросы выбора параметров прямоточного воздушно-реактивного двигателя, обеспечивающих заданный режим маршевого полёта летательного аппарата. Представлена инженерная методика их оптимизации. Приводится пример расчёта для одного из вариантов разгонно-маршевого прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

Ключевые слова: прямоточный воздушно-реактивный двигатель, летательный аппарат, маршевый полет, оптимизация.

Введение

Основной особенностью прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) [1] является прямая связь параметров внутри двигательной установки (ДУ) с параметрами набегающего воздушного потока, которые в свою очередь определяют

действующие на аппарат аэродинамические силы [2]. Поэтому процесс создания ПВРД неотделим от проектирования летательного аппарата (ЛА) в целом [3,4]. Выбор компоновочной схемы ЛА с ПВРД требует рассмотрения большого количества вариантов. При разработке новой схемы, как правило, руководствуются существующими прототипами и/или аналогами [5-7]. Определение проходных сечений рабочего тракта ДУ, запаса топлива и способа разгона до точки запуска ПВРД, диапазонов регулирования и прочих параметров осуществляется в процессе их оптимизации на траекториях полёта [8] при заданных ограничениях, в первую очередь габаритно-массовых.

Большое количество параметров, определяющих полёт ЛА и рабочие характеристики его ДУ, их существенное влияние друг на друга затрудняют анализ качества принятого схемного решения. Возникает необходимость в создании инженерных методик, позволяющих увязать параметры ДУ и ЛА.

Определение геометрии и параметров ДУ

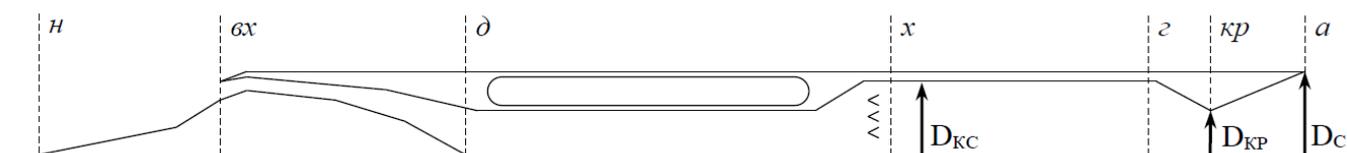


Рисунок 1. Схема ПВРД

Будем считать, что, исходя из массово-габаритных ограничений, известны характерные размеры:

D – диаметр миделя ЛА (для несимметричной схемы – площадь миделя);

L – длина ЛА.

Параметры топлива:

H_u – низшая теплотворная способность;

L_0 – стехиометрический коэффициент;

$\rho_{топл}$ – плотность топлива.

Заданные высота и скорость маршевого полёта определяют параметры на входе в воздухозаборное устройство (ВЗУ):

p_n, T_n – давление и температура в зависимости от заданной высоты;

M – число Маха набегающего потока.

Исходя из этих значений выбирается ВЗУ для ЛА. Так как рассматривается маршевый полёт на фиксированной высоте, необходимо задать:

$\sigma_{ВЗУ}$ – коэффициент восстановления полного давления;

$\varphi_{ВЗУ}$ – коэффициент расхода ВЗУ;

C_{x0} – коэффициент сопротивления по жидкой линии тока.

Для определения всех параметров потока за ВЗУ требуется установить значение ещё одной величины – площади входа ВЗУ $F_{ВЗУ}$, фиксирующей расход воздуха через ДУ. Эта величина рассматривается как один из переменных параметров, и расчёты производятся для набора её значений.

В соответствии с габаритными и другими (например, обеспечение нужных уровней скоростей) ограничениями выбираются геометрические характеристики воздушного канала и КС:

$d_{кан}$ – диаметр воздушного канала;

$l_{кан}$ – длина воздушного канала;

$d_{КС}$ – диаметр камеры сгорания;

$l_{КС}$ – длина камеры сгорания;

и оцениваются потери полного давления:

$\sigma_{кан}$ – потери полного давления по тракту (от ВЗУ до камеры);

$\sigma_{фр}$ – потери полного давления на фронтальных устройствах.

С учётом переменности свойств воздуха определяются параметры торможения набегающего потока: $p_{0н}$, $T_{0н}$, $i_{0н}$ – полное давление, температура и энтальпия [9-15]. Полное давление в начальном сечении камеры сгорания $p_{0х}$ определяется полным давлением в набегающем потоке и потерями: на торможение ВЗУ, на трение в канале и т.д. (σ_{Σ}): $p_{0х} = p_{0н} \cdot \sigma_{\Sigma}$.

По заданной площади поперечного сечения камеры сгорания $F_{КС}$ из уравнения расхода определяется приведённая скорость λ_x в сечении, предшествующем месту подачи горючего в камеру дожигания, т.н. «холодное» сечение.

Для цилиндрической камеры сгорания импульс потока в горячем сечении камеры сгорания I_2 равен импульсу в холодном:

$$I_x = p_{0x} \sigma_{\text{ктр}} F_{\text{КС}} f(\lambda_x, \kappa_x)$$

где $\sigma_{\text{ктр}}$ – коэффициент потерь полного давления в камере сгорания из-за трения;

$$f(\lambda, \kappa) = (\lambda^2 + 1) \left(1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}}.$$

Из закона сохранения энергии определяется полная энтальпия в горячем сечении камеры дожигания: [16]

$$i_{0z} = \frac{1}{\beta} \left[i_{0x} + \frac{H_u \varphi_{c2} + i_{\text{ствозд}}}{\alpha L_0} \right]$$

где

α – коэффициент избытка воздуха;

φ_{c2} – коэффициент полноты сгорания;

$\beta = 1 + \frac{1}{\alpha L_0}$ – коэффициент изменения массы;

$i_{\text{ствозд}}$ – энтальпия воздуха при стандартной температуре.

В рамках используемой методики расчёта тягово-экономических характеристик ПВРД коэффициент полноты сгорания задаётся в виде зависимости от коэффициента избытка воздуха. Сам коэффициент избытка воздуха является варьируемым параметром, чьё оптимальное значение требуется выбрать.

Совместным решением уравнений расхода и сохранения импульса определяется приведённая скорость λ_z и полное давление p_{0z} в горячем сечении камеры сгорания. Из уравнения расхода определяется площадь критического сечения сопла $F_{\text{кр}}$ и параметры потока на срезе сопла.

Тяга прямооточного двигателя R_x есть разность входного I_{ex} и выходного I_a импульсов [17]:

$$R_x = I_a - I_{ex} - p_n(F_a - F_{ex}) - C_{x0} F_{mid} q_n$$

где F_{ex} , F_{mid} , F_a – площади входа ВЗУ, миделя аппарата и среза сопла соответственно; q_n – скоростной напор набегающего на аппарат потока.

Результатом расчёта характеристик ПВРД являются тяга, импульс и площадь критического сечения сопла [4,18].

Определение основных характеристик ЛА

Выделим в массе ЛА три составляющие: массу конструкции (без учёта массы крыльев) m_{dry} , массу крыльев m_{wings} и запас топлива m_{fuel} необходимый для совершения полёта на маршевом участке траектории:

$$m_{ЛА} = m_{dry} + m_{wings} + m_{fuel} \quad (1)$$

Запас топлива, требуемый для совершения маршевого полёта длительностью τ , определяется формулой (R_x – тяга аппарата, I – удельная тяга (импульс)):

$$m_{fuel} = G_{fuel} \cdot \tau = \frac{R_x}{I} \cdot \tau \quad (2)$$

Масса крыльев:

$$m_{wings} = \rho_{wings} \cdot f_{wings} \quad (3)$$

где f_{wings} – площадь крыльев в плане, ρ_{wings} – среднее значение массы, приходящейся на единицу площади крыла.

Значения m_{dry} и ρ_{wings} выбираются исходя из анализа существующих образцов и прототипов.

Необходимо, чтобы сила тяжести, действующая на ЛА, уравновешивалась подъёмной силой, которую можно выразить через коэффициент подъёмной силы [20]:

$$R_y = C_y \cdot f_{wings} \cdot \frac{\rho u^2}{2} = \frac{1}{2} C_y \cdot f_{wings} \cdot \kappa M^2 p_n \quad (4)$$

Здесь κ – показатель адиабаты воздуха, M – число Маха полёта, p_n – давление набегающего потока.

Согласно [1] для расчёта производной коэффициента подъёмной силы в связанной системе координат по углу атаки $C_{y1.из.кр}^a$ для изолированных крыльев с трапецевидными консолями при больших значениях параметра $\lambda_k \sqrt{M^2 - 1}$ (λ_k – удлинение консолей) можно пользоваться теоретическими выражениями для крыльев бесконечного размаха:

$$C_{y1.из.кр}^a = \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}} \quad (5)$$

C_{y1} при этом в рамках линейной теории может быть выражено формулой:

$$C_{y1} = C_{y1.из.кр}^a \cdot \alpha_{attack} \quad (6)$$

где α_{attack} – угол атаки в радианах.

С учетом формул (4) - (6) получим соотношение, при котором проекции сил на вертикальную ось уравновешиваются, т.е. ЛА летит на фиксированной высоте:

$$m_{ЛА} = \frac{2\kappa M^2}{\sqrt{M^2 - 1}} \frac{p_n}{g} \cdot \alpha_{attack} \cdot f_{wings} \quad (7)$$

Изменение массы аппарата $m_{ЛА}$ обусловлено выработкой (расходом) топлива G_{fuel} и уносом теплозащитных покрытий конструкции $G_{ТЗП}$. Потребная для

горизонтального полёта с постоянной скоростью тяга аппарата R_x связана с его весом посредством коэффициента $K = C_y / C_x$, называемого аэродинамическим качеством: $R_x = m_{ЛА} \cdot g / K$.

Уменьшение массы аппарата за время dt (I – удельная тяга (импульс), м/с):

$$-dm_{ЛА} = (G_{fuel} + G_{ТЭП})dt = \left(\frac{R_x}{I} + G_{ТЭП} \right) dt = \left(\frac{m_{ЛА}}{I} \frac{g}{K} + G_{ТЭП} \right) dt$$

Интегрируя данное уравнение, получим:

$$t = \frac{KI}{g} \ln \frac{m_0 + \frac{KI}{g} G_{ТЭП}}{m_1 + \frac{KI}{g} G_{ТЭП}} \quad (8)$$

Откуда (далее под I будем иметь в виду импульс в секундах, $m_{ЛА_0}$ – масса ЛА в начале участка марша, τ – его продолжительность до полной выработки топлива):

$$e^{\frac{\tau}{KI}} = \frac{m_{ЛА_0} + KIG_{ТЭП}}{(m_{ЛА_0} - m_{fuel}) + KIG_{ТЭП}}$$

Если считать, что унос материала конструкции пренебрежимо мал, то

$$m_{ЛА_0} = m_{fuel} \frac{e^{\frac{\tau}{KI}}}{e^{\frac{\tau}{KI}} - 1} \quad (9)$$

Решая систему уравнений (1), (7) и (9), получим соотношения для полной массы ЛА, запаса топлива и потребной площади крыльев при совершении маршевого полёта продолжительностью τ :

$$\left\{ \begin{array}{l} m_{fuel} = \frac{m_{dry}}{B - \rho_{wings} \cdot \frac{B}{W} - 1} \\ m_{LA_0} = \frac{B \cdot m_{dry}}{B - \rho_{wings} \cdot \frac{B}{W} - 1} \\ f_{wings} = \frac{1}{W} \frac{B \cdot m_{dry}}{B - \rho_{wings} \cdot \frac{B}{W} - 1} \end{array} \right. \quad (10)$$

Здесь введены обозначения: $B = \frac{\tau}{e^{KI} - 1}$ и $W = \frac{2\kappa M^2}{\sqrt{M^2 - 1}} \frac{p_n}{g} \cdot \alpha_{атаки}$.

Оптимизация параметров

Полученная выше формула является несколько изменённой формулой Бреге, которая, в свою очередь, является адаптированной для полёта в атмосфере формулой Циолковского. При выводе формулы предполагалось, что импульс ДУ и угол атаки остаются постоянными. Поддержание заданной высоты приводит к необходимости некоторой корректировки режима работы. Таким образом, время, определяемое формулой (8) не есть, строго говоря, реальное время работы двигательных установок, но является некоторым критерием, с помощью которого можно оценить относительное совершенство рассматриваемых схем.

Расчёт проводился при скорости полёта соответствующей числу $M = 6$ на высоте 30000 метров. При этом варьировались относительная площадь входного сечения ВЗУ $F_{ex} = 0.3 \div 1.6$ и коэффициент избытка воздуха $\alpha = 1 \div 2.5$. Относительные величины площадей отнесены к площади цилиндрической камеры сгорания.

Были приняты следующие исходные данные:

- Диаметр камеры сгорания $D_{КС} = 600$ мм.
- ВЗУ на число $M=5$. Коэффициент восстановления полного давления σ , коэффициент расхода ВЗУ φ , коэффициент сопротивления по жидкой линии тока $C_{х\delta}$ в соответствии с Табл. 1.

Табл. 1

M	1.5	2	2.5	3	3.5	4	4.5	5	6
σ	0.9	0.98	0.79	0.66	0.54	0.44	0.33	0.24	0.16
φ	0.14	0.2	0.29	0.41	0.55	0.68	0.83	1	1
$C_{х\delta}$	0.54	0.47	0.36	0.22	0.12	0.06	0.02	0	0

- Коэффициент восстановления полного давления в воздушном канале и предкамерном диффузоре $\sigma_{кан} = 0,9$.
- Диаметр воздушного канала принят исходя из условия получения в конце канала скорости, соответствующей безразмерному коэффициенту скорости $\lambda_{кан} = 0,3$.
- Коэффициент гидравлических потерь на фронтных устройствах $\zeta = 3$.
- Коэффициент полноты сгорания в зависимости от коэффициента избытка воздуха в соответствии с Табл. 2.

Табл. 2

α	1	1.2	1.4	1.6	1.8	2	2.2	2.3	2.4	2.5	2.6	2.8	3	10
$\varphi_{ср}$	0.84	0.874	0.9	0.915	0.92	0.925	0.91	0.9	0.873	0.84	0.795	0.7	0.615	0.5

- Коэффициент потери импульса сопла $\eta_c = 0.98$.
- Диаметр выходного сечения сопла $D_c=600$ мм.
- Низшая теплотворная способность $H_u = 10250$ ккал/кг [19]; стехиометрический коэффициент $L_0 = 14.8$.

Были получены зависимости характеристик (тяги, удельного импульса, площади критического сечения сопла) от двух параметров – коэффициента избытка

воздуха α в КС и относительной площади входа ВЗУ $F_{вх}$. Следует обратить внимание, что от 0,3 до 1 $F_{вх}$ увеличивается за счёт увеличения абсолютной площади входа ВЗУ, диаметр КС при этом остаётся неизменным и равным диаметру миделя двигателя. Дальнейшее увеличение $F_{вх}$ достигается путём уменьшения площади камеры сгорания. Этим объясняется характерный излом в полученных зависимостях (рисунок 2, рисунок 3).

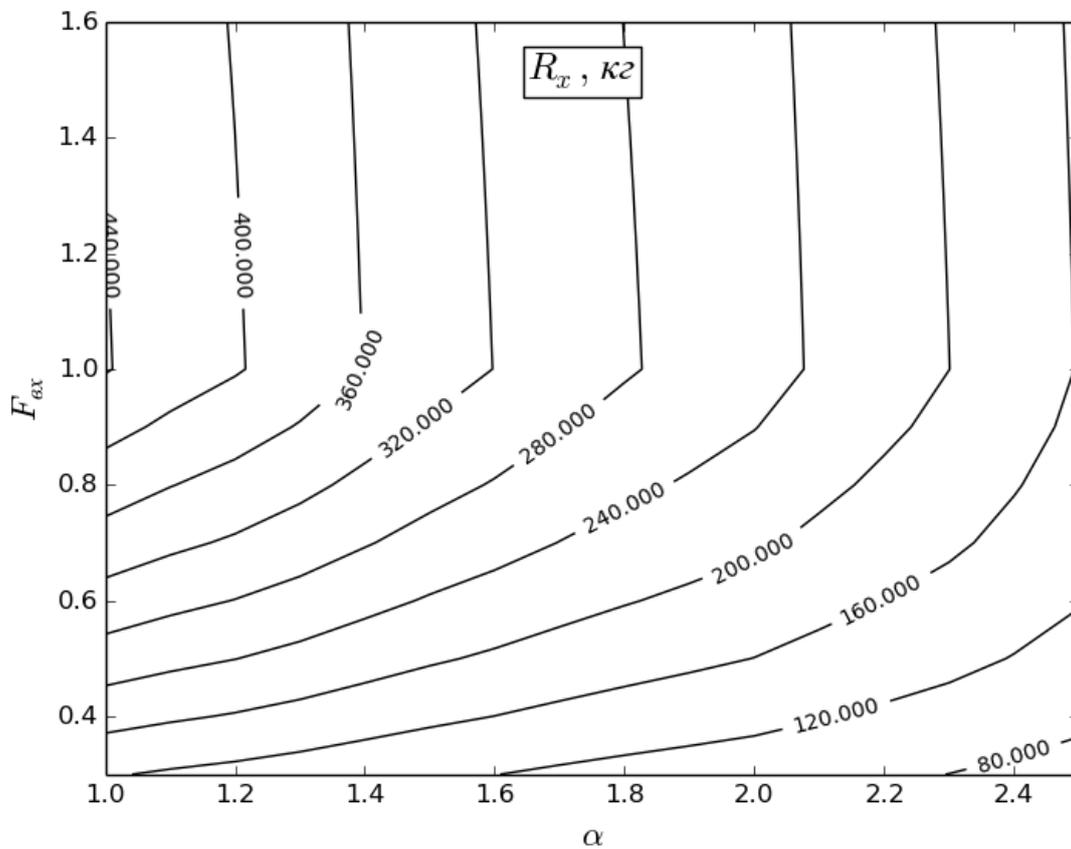


Рисунок 2. Зависимость тяги двигателя от коэффициента избытка воздуха и относительной площади входа ВЗУ

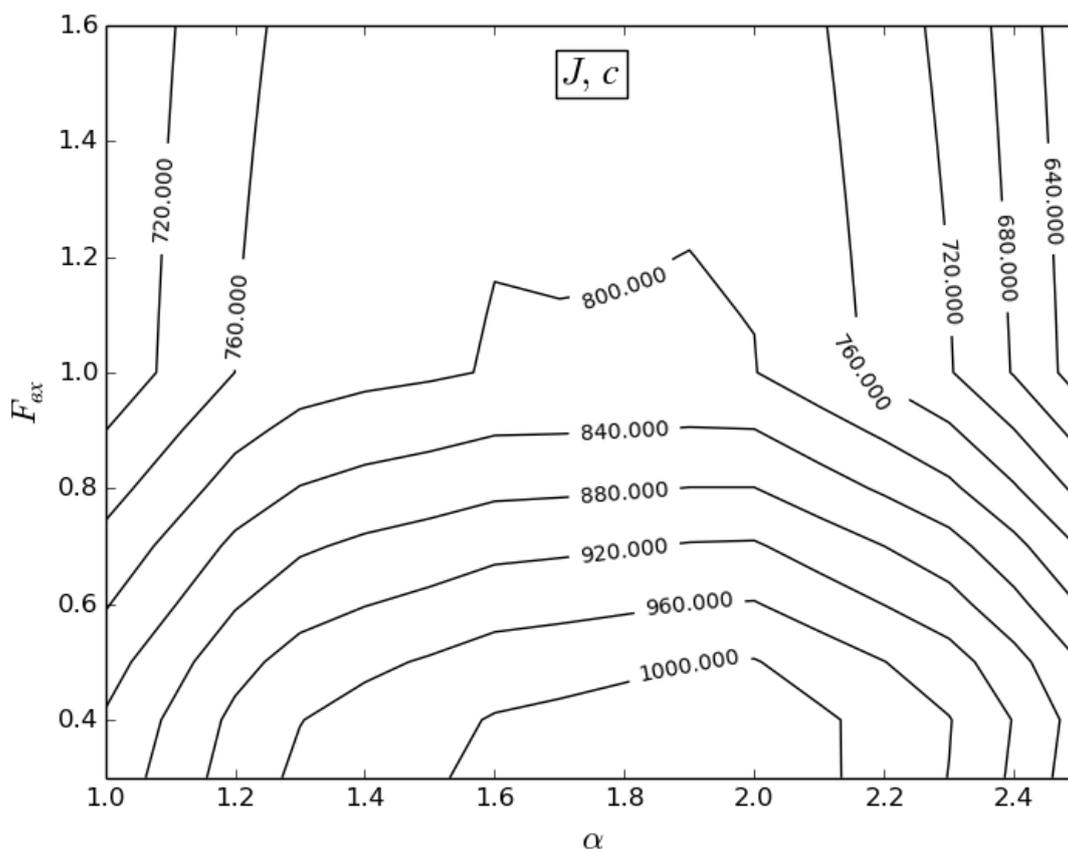


Рисунок 3. Зависимость удельного импульса двигателя от коэффициента избытка воздуха и относительной площади входа ВЗУ

При выбранном значении K (в диапазоне 3...5) можно найти точку (табл. 3) на плоскости $(\alpha, F_{вх})$, в которой расход топлива минимален:

Табл. 3

Коэффициент аэродинамического качества, K	5.0
Относительная площадь входа ВЗУ, $F_{вх}$	1.0
Коэффициент избытка окислителя, α	1.09
Запас топлива, M_T [кг]	58.45
Тяга, R_x [кг]	422.8
Удельный импульс, J [с]	723.7
Площадь крыльев, $F_{кр}$ [м ²]	9.706
Относительная площадь критического сечения сопла, $F_{крит}$	0.1867

Выводы

Разработана инженерная методика оптимизации параметров ПВРД, обеспечивающих заданный режим маршевого полёта.

Выполнены параметрические расчеты для варианта ЛА с ПВРД диаметром камеры 600 мм.

Представлены зависимости тяги и удельного импульса от относительной площади входа воздухозаборного устройства и коэффициента избытка воздуха. Наблюдается характерный излом зависимостей, связанный с тем, что увеличение площади входа больше 1 возможно только при уменьшении площади камеры сгорания.

Созданная методика используется при предварительном определении параметров разгонно-маршевых ПВРД.

Библиографический список

1. Fry R.S. A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution // Journal of Propulsion and Power, 2004, vol. 20, no. 1, pp. 27 - 58.
2. Александров В.Н., Быцкевич В.М., Верховомов В.К. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твёрдых топливах. Основы теории и расчёта / Под ред. Л.С. Яновского. – М.: Академкнига, 2006. – 343 с.
3. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов. Учебное пособие для вузов. Изд. 2-е, переработанное и доп. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.

4. Карасев В.Н., Левин В.М. Моделирование тяговых характеристик прямооточного воздушно-реактивного двигателя для больших сверхзвуковых скоростей полета // Труды МАИ, 2013. № 64. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=36551>
5. Escher W.J.D., Foreman K.M. Major ramjet programs in the U.S. // ISABE Paper 2003-1072, 2003, pp. 1 - 56.
6. Hewitt P. Status of Ramjet Programs in the United States // AIAA Paper 2008-5265, 2008, pp. 1 - 10.
7. Verstraete D., Palmer J.L., Hornung M. Preliminary Sizing Correlations for Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle Characteristics // Journal of Aircraft, 2018, vol. 55, no. 2, pp. 715 - 726.
8. Ahuja V., Hartfield R.J. Optimization of Combined Rocket and Ramjet/Scramjet Ballistic Missile Designs // Journal of Propulsion and Power, 2015, vol. 31, no. 6, pp. 1544 - 1550.
9. Ананьев А.В., Борисов Д.М., Васютичев А.С. и др. Численное моделирование пространственных смешанных двухфазных течений с химическими превращениями применительно к воздушно-реактивным двигателям // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 2. С. 131 - 140.
10. Petters D.P., Leingang J.L. Rapid computer simulation of ramjet performance // AIAA Paper 1993-2049, 1993, pp. 1 - 8.
11. Ананьев А.В., Борисов Д.М., Лаптев И.В. Моделирование горения углеводородного топлива в сверхзвуковых потоках в каналах сложной формы // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 5. С. 42 - 48.

12. Brilliant H.M. Analysis of Scramjet Engines Using Energy Methods // AIAA Paper 1995-2767, 1995, pp. 1 - 12.
13. Сунцов П.С., Луковников А.В., Фокин Д.Б. Особенности математического моделирования ракетно-прямоточных двигателей для высокоскоростных летательных аппаратов // Труды МАИ. 2011. № 46. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=26090>
14. Riggins D.W., McClinton CR. Thrust Modeling for Hypersonic Engines // AIAA Paper 1995-6081, 1995, pp. 1 - 18.
15. Варшавский Г.А., Губер Е.Я., Киселёв А.П. К вопросу о термодинамике равновесных течений газовых смесей, образованных соединениями С, Н, N, О. Труды ЦАГИ, вып. № 978. – М.: Бюро научной информации ЦАГИ, 1966. – 69 с.
16. Angelucci S., Roffe G., Baronti P. The single throat ramjet and its application to cruising and accelerating systems // AIAA Papers 1979-7043, 1979, pp. 1 - 10.
17. Huang S., Tan Y., Li X.-D., Ren H., Li H. Quasi-one-dimensional analysis on thrust performance of ramjet and scramjet // AIAA Paper 2017-2166, 2017, pp. 1 - 10.
18. Борисов А.Д. Исследование влияния способа подачи струй в камеру на эффективность смешения и горения топливо-воздушной смеси // Труды МАИ. 2016. № 90. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=74721>
19. Smith N.K., Good W.D. Enthalpies of Combustion of Ramjet Fuels // AIAA Journal, 1979, vol. 17, no. 8, pp. 905 - 907.
20. Drela M. Flight vehicle aerodynamics, Cambridge, Massachusetts, The MIT Press, 2014, 304 p.