

# Исследование параметров и характеристик комбинированной силовой установки параллельной схемы перспективного высокоскоростного пассажирского самолета

Полев А.С., Грунин А.Н., Шлякотин В.Е., Алendarь А.Д.

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

e-mail: angrunin@ciam.ru

Представлено исследование рабочего процесса в комбинированной силовой установке (КСУ) параллельной схемы на базе турбореактивного двухконтурного двигателя в классе взлетной тяги 1800 кгс и прямоточного воздушно-реактивного двигателя с дозвуковыми скоростями горения в составе высокоскоростного пассажирского самолета. Анализ выполнен с помощью разработанной комплексной математической модели, объединяющей в себе математические модели воздухозаборника, газотурбинного и прямоточного контуров и системы перепуска избыточного воздуха. Параметры и характеристики рассчитаны по траектории набора высоты, соответствующей скоростному напору 60 кПа. Рассмотрены вопросы работы КСУ на различных режимах и согласования работы элементов силовой установки. Уделено внимание проблеме влияния диссоциации и рекомбинации продуктов сгорания на протекание рабочего процесса в КСУ.

**Ключевые слова:** комбинированная силовая установка, воздухозаборник, газотурбинный контур, прямоточный контур, совместный режим работы

## Research of parameters and characteristics of the turbine-based combined cycle propulsion system of an advanced high-speed aircraft

Polev A.S., Grunin A.N., Shlyakotin V.E., Alendar' A.D.

CIAM, Moscow

The paper presents the study of an operation of the turbine-based combined cycle (TBCC) propulsion system based on a turbofan engine in the class of 1800 kgf take-off thrust and a ramjet engine with subsonic combustion speeds as part of a high-speed passenger aircraft. The analysis was carried out using the developed complex mathematical model that combines mathematical models of an air intake device, turbojet, ramjet and bypass system for excess air. Parameters and characteristics were calculated according to the climb trajectory corresponding to the velocity pressure of 60 kPa. The issues of the TBCC in various operating modes, as well as coordination of the operation of the propulsion system's elements, are considered. The problem of the effect of the dissociation and recombination of combustion products on the flow of the working process in the TBCC is given attention.

**Keywords:** turbine-based combined cycle propulsion system, air intake, turbojet, ramjet, combined operation mode

### Введение

Начиная с 1960...1970-х годов вопросам разработки высокоскоростных летательных аппаратов, способных совершать длительные полеты на скорости, соответствующей числу Маха  $M > 5$ , было посвящено множество

научно-исследовательских работ [1–4]. Интерес к данной тематике носит переменный характер, и в настоящее время вновь стал актуальным вопрос об увеличении скорости полета летательных аппаратов гражданского назначения. Об этом свидетельствует множество открытых работ в передовых, технологически развитых стра-

нах мира по созданию как сверхзвукового, так и гиперзвукового пассажирского самолета [5–7].

Решение данной задачи невозможно без создания эффективных, экономичных силовых установок (СУ), обладающих большим ресурсом работы. Согласно анализу исследований в области разработки силовых установок высокоскоростных летательных аппаратов [8; 9], данные СУ разрабатываются на основе воздушно-реактивных двигателей (ВРД) и представляют собой комбинацию двигателей разного типа. В публикациях такие СУ получили название комбинированных (КСУ). Одними из перспективных схем являются КСУ на базе турбореактивного и прямоточного двигателя с соосным или параллельным расположением контуров. В ЦИАМ исследованию КСУ уделяли особое внимание. В 1970-х годах были проведены экспериментальные исследования рабочего процесса и характеристик демонстрационных КСУ соосной схемы, созданных на базе серийно выпускавшихся турбореактивных двигателей с форсажной камерой (ФК) и двухконтурных двигателей [10–12]. Изучение схемы КСУ с параллельным расположением контуров не выходило за рамки расчетно-теоретических исследований.

Настоящая статья содержит в себе результаты исследования рабочего процесса, тягово-экономических характеристик на всех режимах работы, а также результаты оптимизации законов управления КСУ параллельной схемой с применением математического моделирования.

## Анализ параметров и характеристик КСУ на базе ТРДДФ

Рассматриваемая комбинированная силовая установка параллельной схемы входит в состав высокоскоростного делового самолета и представляет собой сочетание общего плоского регулируемого воздухозаборника (ВЗ) внешнего сжатия, турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ, газотурбинный контур), прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД, прямоточный контур) и выходного устройства с общей сверхзвуковой частью (рис. 1).

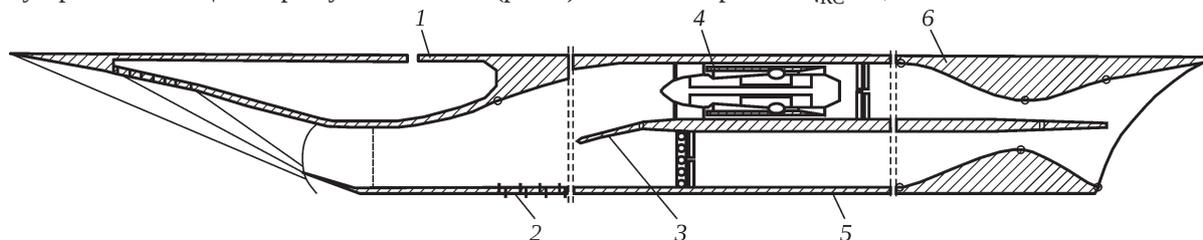


Рис. 1. Схема КСУ с параллельным расположением контуров:

1 – воздухозаборник; 2 – система перепуска избыточного воздуха; 3 – устройство переключения контуров; 4 – газотурбинный контур (ТРДДФ); 5 – прямоточный контур (ПВРД); 6 – выходное устройство

Расчет параметров и характеристик данной СУ осуществляется с помощью математической модели, созданной в рамках данной работы. Математическая модель газотурбинного контура основана на методике [13]. Описание турбомашин – покасадное. Математическая модель прямоточного контура основана на методиках [14] и фактически сводится к расчету прямоточной камеры сгорания (КС), сопряженной с регулируемым реактивным соплом. Математическая модель плоского ВЗ внешнего сжатия базируется на методиках [15; 16]. Расчет осуществляется с использованием эмпирических методик, теории околосреднего подбора и известных соотношений газовой динамики для скачков уплотнения. Данная математическая модель предусматривает описание газодинамических процессов в равновесном приближении с учетом реакций диссоциации и рекомбинации [17].

На первом этапе определялся облик КСУ. Газотурбинный контур представляет собой ТРДДФ с низкой степенью двухконтурности –  $m = 0,5$ . Расчетный режим двигателя соответствует максимальному бесфорсажному режиму в условиях  $M = 0$  и высоты  $H = 0$ , без потерь в ВЗ (стендовые условия), с внутренней тягой  $R_{вн} = 1800$  кгс, суммарной степенью повышения давления  $\pi_{к\Sigma}^* = 18$  и температурой газа перед турбиной высокого давления  $T_t^* = 1400$  К. Тяга двигателя на максимальном форсажном режиме (коэффициент избытка воздуха  $\alpha_{ФК} = 1,12$ ) в тех же условиях составляет  $R_{вн} = 3000$  кгс.

Прямоточный контур – однорежимный ПВРД с дозвуковыми скоростями горения в КС. Целесообразное значение  $M$  для включения ПВРД определяется «вырождением» ТРДДФ: при  $M = 2,9$   $\pi_{дв}^* \approx 1$ . Но ввиду того, что параллельная схема позволяет осуществлять независимую работу контуров, для начала работы ПВРД и его расчетного режима были приняты условия  $M = 2,5$ ,  $H = 14,2$  км, коэффициент восстановления полного давления  $\sigma_{вх}^* = 0,8$ . При этом  $\sigma_{вх}^*$  уточнялся итерационно. Тяга ПВРД на расчетном режиме соответствует тяге, создаваемой ТРДДФ на максимальном форсажном режиме, и принята  $R_{вн} = 3000$  кгс. Полнота сгорания в КС принята  $\eta_{КС} = 0,9$ .

Потребная площадь входа ВЗ определяется в максимальных условиях полета –  $M = 6$ ,  $H = 25$  км. Поверхность торможения состоит из трех панелей. Регулирование ВЗ осуществляется с целью согласования работы его и контуров и обеспечивает режим работы ВЗ вблизи угловой точки дроссельной характеристики. Регулирование производится изменением положений второй и третьей панели, первая панель неподвижна. При этом располагаемый коэффициент расхода воздуха ВЗ ( $\varphi_p$ ) изменяется от допустимого минимального ( $\varphi_{\min}$ ) до максимального ( $\varphi_{\max}$ ). Под  $\varphi_{\min}$  понимается расход, который обеспечивает система скачков уплотнения и геометрия ВЗ при максимально поднятых панелях торможения, что в свою очередь определяет минимальную площадь горла ВЗ. Под  $\varphi_{\max}$  понимается расход при регулировании ВЗ, когда вторая и третья панель являются продолжением первой панели. При этом площадь горла является максимальной. Обечайка нерегулируемая.

#### Площадь характерных сечений, отнесенная к площади входного сечения ВЗ

Горло ВЗ ( $M = 6$ )	0,12
Вентилятор ТРДДФ	0,27
ФК ТРДДФ	0,48
Критическое сечение сопла ТРДДФ	
( $M = 0, H = 0$ )	0,30
КС ПВРД	0,66
Критическое сечение сопла ПВРД	
( $M = 2,5, H = 14,2$ км)	0,55

$$\bar{F}_c = F_c / F_{ВЗ},$$

где  $F_c$  – площадь характерного сечения;  $F_{ВЗ}$  – площадь входного сечения ВЗ.

Далее был проведен расчет параметров и характеристик КСУ по траектории набора высоты (рис. 2), соответствующей скоростному напору  $q = 60$  кПа.

Регулирование работы ТРДДФ и ПВРД осуществляется исходя из условия обеспечения потребной эффективной тяги летательного аппарата для выполнения программы набора высоты.

#### Потребная эффективная тяга $R_{эф}$ , кгс

$M = 0$	2500
$M = 1,3$	2060
$M = 1,5$	2000
$M = 2,5$	2140
$M = 3$	2640
$M = 4$	2260
$M = 6$	1860

Эффективная тяга КСУ определялась по следующей формуле:

$$R_{эф} = (R_c - G_{ВРД}v_n) - X_{п.и} - X_{ВЗ},$$

где  $R_c$  – тяга сопла КСУ;  $G_{ВРД}$  – расход воздуха на входе в воздушно-реактивный двигатель (ПВРД или ТРДДФ);  $v_n$  – скорость полета;  $X_{п.и} = R_{пер} - G_{пер}v_n$  – потери вход-

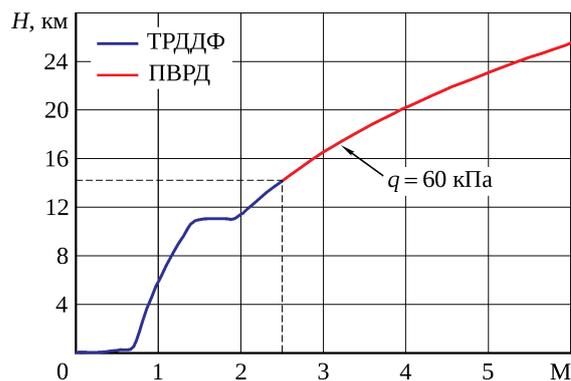


Рис. 2. Изменение высоты полета высокоскоростного летательного аппарата по числу Маха

ного импульса;  $X_{ВЗ}$  – потери, связанные с внешним аэродинамическим сопротивлением ВЗ;  $R_{пер}$  – осевая составляющая тяги, создаваемая системой перепуска;  $G_{пер}$  – расход воздуха, перепускаемого из канала ВЗ.

Устройство системы перепуска выполнено в виде жалюзи, обеспечивающего отклонение воздушного потока от осевого направления  $\alpha = 30^\circ$  с последующим выбросом воздуха в атмосферу. Осевая составляющая тяги, создаваемая системой перепуска, учитывается по следующей формуле:

$$R_{пер} = G_{пер}c_{пер}\cos\alpha,$$

где  $c_{пер}$  – скорость истечения перепускаемого воздуха.

Данная система может быть выполнена в виде створок, жалюзи или отверстий в стенке канала с последующим выбросом воздуха в атмосферу или через подкапотное пространство в сопло [18].

Следует обратить внимание на то, что исследование КСУ осуществлялось в одномерной постановке, а выходное устройство данной СУ имеет достаточно сложную конфигурацию, и потери, возникающие в нем из-за пространственности течения [19], на данном этапе в модели не учитываются.

Наибольшие потери в тяге (40%) характерны для области малых сверхзвуковых скоростей полета,  $M = 1,3 \dots 1,5$  (рис. 3). Это объясняется значительной площадью входа в ВЗ, что определяет рассогласование расхода воздуха воздухозаборника и ТРДДФ. Так, при  $M = 1,5$  для согласования ВЗ по расходу воздуха необходимо перепустить через систему перепуска 38% располагаемого расхода (рис. 4). При переходе на прямооточный режим работы (на данном этапе было принято допущение, что газотурбинный контур перекрывается мгновенно, далее будет рассмотрен вопрос совместной работы контуров) в условиях  $M = 2,5, H = 14$  км потери тяги не превышают 13%. В условиях крейсерского полета ( $M = 6, H = 25,4$  км), ввиду того, что ВЗ работает в расчетных условиях, потери в эффективной тяге незна-

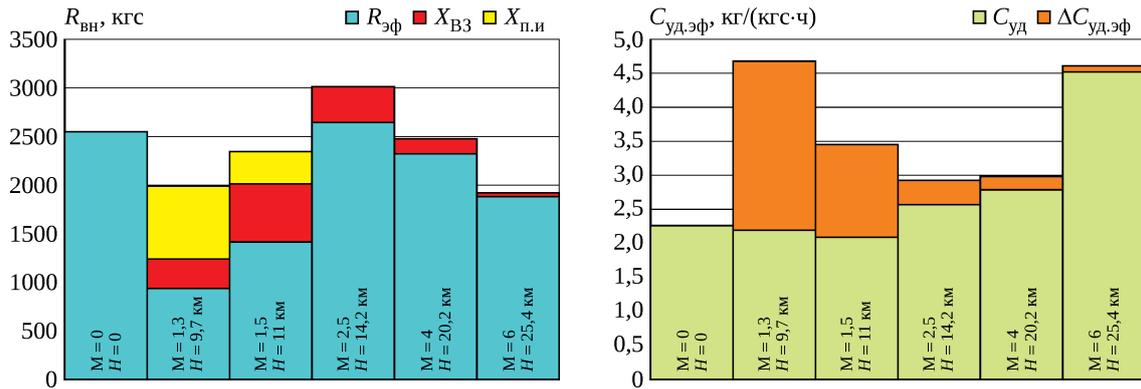


Рис. 3. Изменение тяги и удельного расхода топлива КСУ по траектории полета

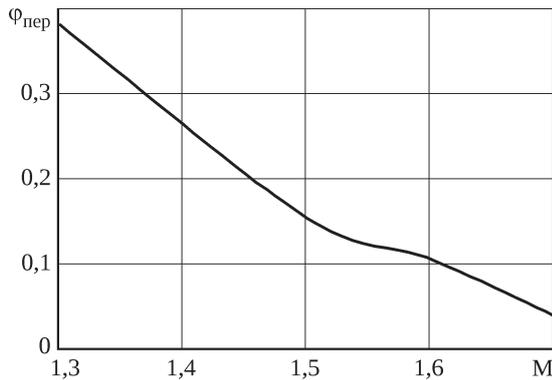


Рис. 4. Изменение коэффициента расхода перепускаемого воздуха в области малых сверхзвуковых скоростей полета

чительные, не превышают 2%. Удельный расход топлива от взлета до крейсерского числа Маха полета вырастает в два раза. Наибольшее увеличение удельного эффективного расхода топлива ( $\Delta C_{уд,эф}$ ) наблюдается в области малых сверхзвуковых скоростей полета вследствие высокого внешнего сопротивления.

### Совместные режимы работы КСУ

В комбинированных силовых установках параллельной схемы возможно организовать совместную работу газотурбинного и прямоточного контуров в широком диапазоне числа Маха полета, в отличие от КСУ последовательной (тандемной) схемы, обеспечив тем самым дополнительные возможности в форсировании по тяге на наиболее напряженных участках полета (область трансзвуковых скоростей, перехода с газотурбинного режима работы на прямоточный). Также данная схема позволяет осуществлять перепуск избыточного воздуха, поступающего в ВЗ, через канал неработающего прямоточного контура, снижая таким образом аэродинамическое сопротивление ВЗ. При этом потери, возникающие в прямоточном канале из-за потерь входного импульса, будут меньше, чем при отводе воздуха из канала ВЗ через систему перепуска, ввиду того, что поток движется в профилированном канале большого диаметра и не отклоняется от осевого направления.

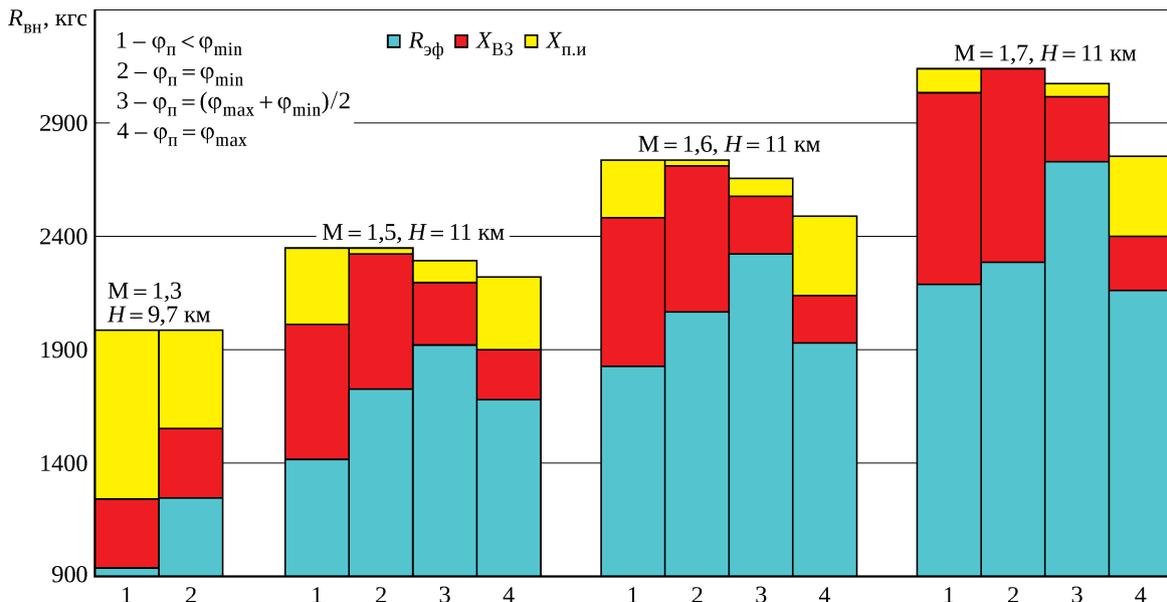


Рис. 5. Изменение тяги КСУ при разном перепуске воздуха в области малых сверхзвуковых скоростей полета

На втором этапе работы был проведен расчет характеристик КСУ при перепуске избыточного воздуха через канал ПВРД и совместной работе контуров. Регулирование работы прямооточного контура КСУ при перепуске избыточного воздуха осуществляется из условия равенства потребного и располагаемого коэффициентов расхода воздуха:  $\varphi_{\text{п}} = \varphi_{\text{р}}$ . Ограничением в данном случае выступает пропускная способность канала, которая определяется максимальной площадью критического сечения сопла ПВРД, соответствующей расчетному значению:  $F_{\text{кр}} \leq F_{\text{кр,р}}$ .

Наибольшее рассогласование по расходу воздуха, как было сказано ранее, наблюдается в области малых сверхзвуковых скоростей полета ( $M = 1,3 \dots 1,7, H = 11 \text{ км}$ ), ввиду значительной площади входного сечения ВЗ. Сравнение тяговых характеристик КСУ в данной области представлено на рис. 5. Рассмотрены следующие условия перепуска избыточного воздуха:

- перепуск через жалюзи в атмосферу при регулировании ВЗ на минимальную пропускную способность (1);
- перепуск через неработающий канал ПВРД при регулировании ВЗ на минимальную (2), среднюю (3) и максимальную (4) пропускную способность.

В рассматриваемом диапазоне числа Маха полета на газотурбинном режиме работы КСУ при регулировании ВЗ на минимальную пропускную способность и перепуске избыточного воздуха через жалюзи (1) потери тяги составляют 30...53%, при этом на ВЗ приходится 15...27%, остальное составляют потери входного импульса. В условиях полета  $M = 1,3, H = 9,7 \text{ км}$  канал ПВРД при максимальной пропускной способности ( $F_{\text{кр}} = F_{\text{кр,р}}$ ) обеспечивает перепуск лишь 87% (2) суммарного расхода избыточного воздуха ( $\varphi_{\text{пер}} = 0,38$ ), поэтому дополнительно осуществляется перепуск воздуха через жалюзи (13%). В сравнении с перепуском только через жалюзи, при данной организации потери входного импульса снижаются с 760 до 450 кгс. При увеличении числа Маха полета ( $M = 1,5$ ) канал прямооточного контура полностью обеспечивает перепуск воздуха ( $\varphi_{\text{пер}} = 0,16$ ), что приводит к росту эффективной тяги из-за снижения потерь входного импульса на 91%. Изменение регулирования ВЗ на максимальную пропускную способность (4) в тех же условиях приводит к снижению сопротивления ВЗ, но уровень эффективной тяги при этом остается на том же уровне, что и при перепуске минимального количества воздуха вследствие возрастания потерь входного импульса ( $X_{\text{п.и}} = 330 \text{ кгс}$ ).

Изменение регулирования ВЗ приводит к снижению внутренней тяги, создаваемой КСУ. Данное влияние объясняется тем, что из-за увеличения расхода воздуха возрастает интенсивность замыкающего прямого скачка уплотнения и возрастают потери в канале ВЗ ввиду роста приведенной скорости. Так, в условиях  $M = 1,7,$

$H = 11 \text{ км}$  изменение регулирования ВЗ с минимальной пропускной способности на максимальную приводит к снижению  $\sigma_{\text{вх}}^*$  на 10% (рис. 6) и, как следствие, к снижению внутренней тяги, создаваемой ТРДДФ, на 12%.

Как было сказано ранее, при параллельной работе контуров КСУ можно обеспечить дополнительное форсирование по тяге для преодоления наиболее напряженных участков полета. Было принято, что при совместной работе контуров в камере сгорания ПВРД поддерживается горение обедненной топливовоздушной смеси ( $\alpha_{\text{КС}} = 3$ ). Изменение площади критического сечения сопла ПВРД ( $F_{\text{кр}}$ ) в диапазоне  $M = 1,3 \dots 1,7$  осуществляется исходя из условия поддержания приемлемой приведенной скорости в КС ( $\lambda_{\text{х}} = 0,2$ ). В условиях  $M = 1,3, H = 9,7 \text{ км}$  параллельная работа ПВРД обеспечивает увеличение эффективной тяги на 95%, с 940 до 1830 кгс (рис. 7). Прирост эффективной тяги ПВРД ( $\Delta R_{\text{ПВРД эф}}$ ) при  $M = 1,5 \dots 1,7$  изменяется в диапазоне 560...890 кгс. Потребный коэффициент расхода воздуха увеличивается с 0,41 до 0,53 (рис. 8). Небольшое увеличение расхода воздуха возможно за счет некоторого раскрытия критического сечения сопла ПВРД ( $F_{\text{кр}}/F_{\text{кр,р}} = 0,85$  при  $M = 1,3$  и  $F_{\text{кр}}/F_{\text{кр,р}} = 0,80$  при  $M = 1,7$ ), но в дальнейшем это приведет к запиранию камеры

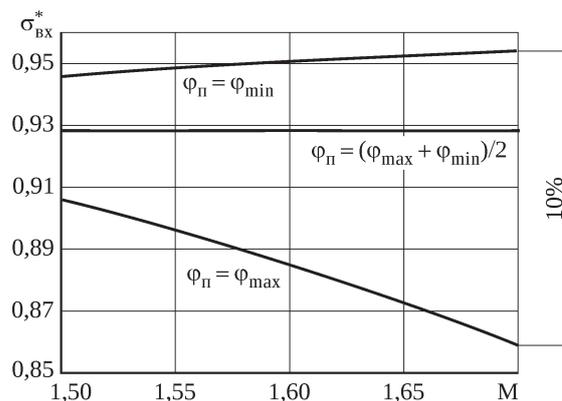


Рис. 6. Изменение коэффициента восстановления полного давления при разном перепуске воздуха

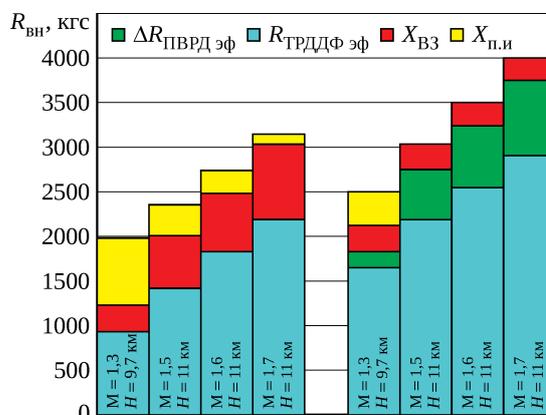
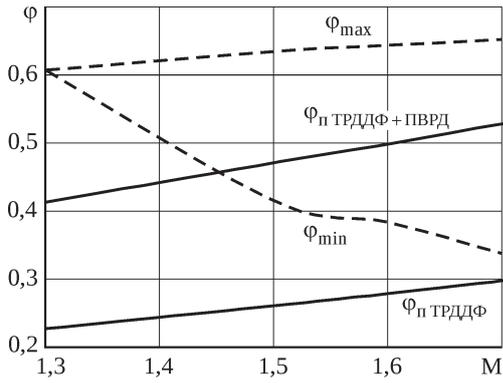
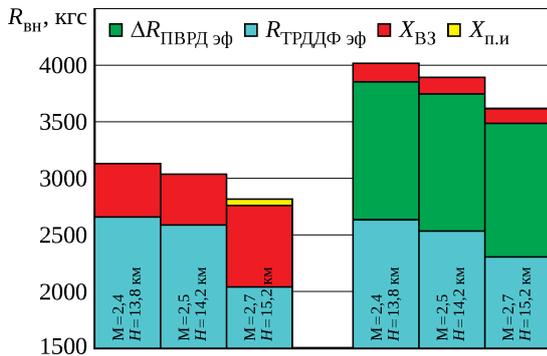


Рис. 7. Изменение тяги КСУ на совместном режиме работы в области малых сверхзвуковых скоростей полета



**Рис. 8.** Изменение коэффициента расхода воздуха на совместном режиме работы в области малых сверхзвуковых скоростей полета



**Рис. 9.** Изменение тяги КСУ на совместном режиме работы в диапазоне скорости перехода с газотурбинного на прямоточный режим

сгорания ПВРД по приведенной скорости на выходе из нее ( $\lambda_{\text{вых}}$ ).

На первом этапе работы было принято допущение, что переход КСУ с газотурбинного режима на прямоточный осуществляется мгновенно. Но на самом деле данный процесс протекает в некотором диапазоне числа Маха полета:  $M \approx 2,4 \dots 2,7$ . На совместном режиме работы в области «переходного» числа Маха регулирование ПВРД осуществляется с точки зрения поддержания в его КС горения обедненной смеси,  $\alpha_{\text{КС}} = 3$ , а площадь критического сечения сопла изменяется исходя из усло-

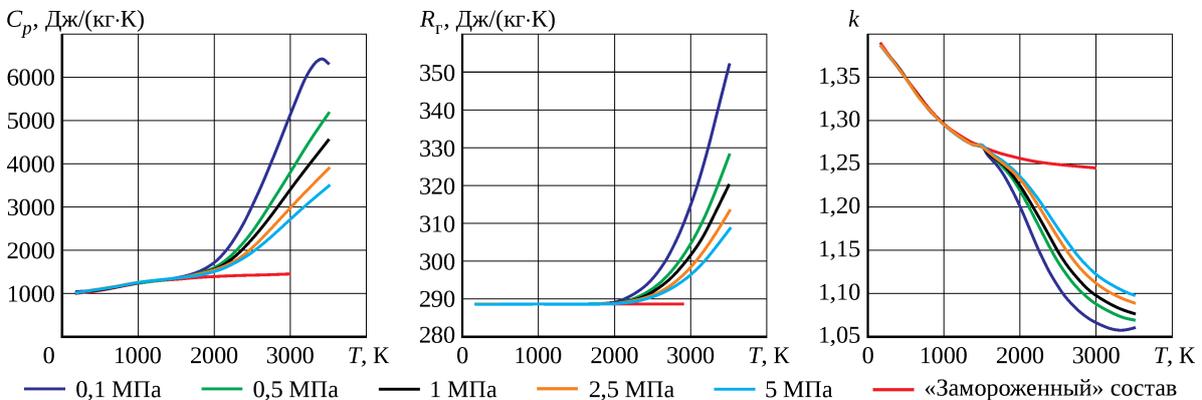
вия обеспечения потребного расхода воздуха через КСУ близкого к расходу воздуха ВЗ при регулировании на максимальную пропускную способность ( $\varphi_{\text{п}} \approx \varphi_{\text{max}}$ ):  $F_{\text{кр}}/F_{\text{кр,р}} = 0,67$  при  $M = 2,4$  и  $F_{\text{кр}}/F_{\text{кр,р}} = 0,60$  при  $M = 2,7$ . Совместная работа контуров обеспечивает прирост эффективной тяги КСУ на 44,5% ( $M = 2,4, H = 13,8$  км) по сравнению с газотурбинным режимом (рис. 9). Потери тяги же вследствие аэродинамического сопротивления ВЗ составляют 4% внутренней тяги ( $X_{\text{ВЗ}} = 160$  кгс,  $R_{\text{вн}} = 4020$  кгс) и с увеличением числа Маха полета снижаются до 3,6% ( $X_{\text{ВЗ}} = 130$  кгс,  $R_{\text{вн}} = 3620$  кгс).

### Влияние диссоциации и рекомбинации продуктов сгорания на параметры КСУ

В большинстве программных продуктов для оценки эффективности ВРД расчеты зачастую выполняются по методике [20] (далее методика I), в приближении постоянства состава и при учете зависимости теплоемкостей рабочих тел от температуры. Но известно, что в газовом потоке при достаточно высоких температурах ( $T > 1800$  К) становятся заметными явления, связанные с диссоциацией молекул и рекомбинацией их радикалов. В ЦИАМ была разработана методика [17] (далее методика II), по которой можно получить параметры смеси продуктов сгорания в приближении равновесной диссоциации. Данная методика позволяет в широком диапазоне изменения температуры, давления, коэффициента избытка воздуха рассчитывать термодинамические параметры газов, образованных следующими элементами: водород, кислород, азот, углерод, аргон. Термодинамические параметры реагирующей смеси представлены в виде функции давления, температуры и коэффициента избытка воздуха:

$$i, S, R_r, C_p, k, a_{\text{зв}} = f(p, T, \alpha),$$

где  $i$  – энтальпия;  $S$  – энтропия;  $R_r$  – газовая постоянная;  $C_p$  – теплоемкость;  $k$  – показатель адиабаты;  $a_{\text{зв}}$  – скорость звука.



**Рис. 10.** Зависимость изменения теплоемкости, газовой постоянной и показателя адиабаты от температуры и давления газового потока при расчете по методике I («замороженный» состав) и по методике II,  $\alpha_{\text{КС}} = 1$

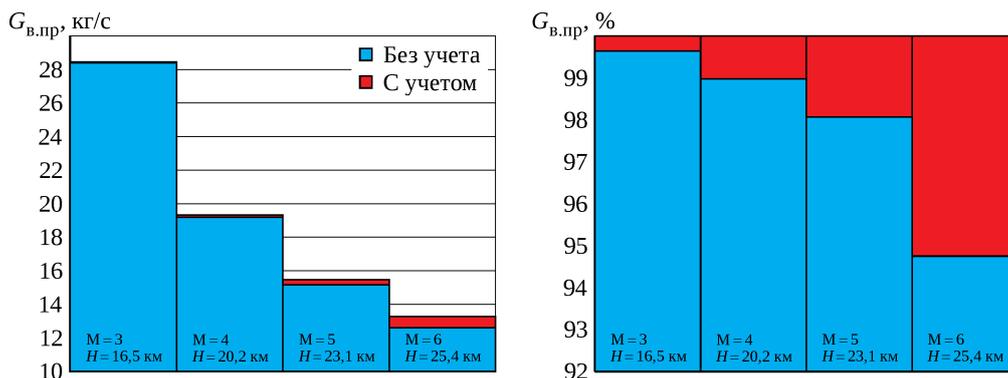


Рис. 11. Изменение расчетного значения приведенного расхода воздуха при учете диссоциации и рекомбинации

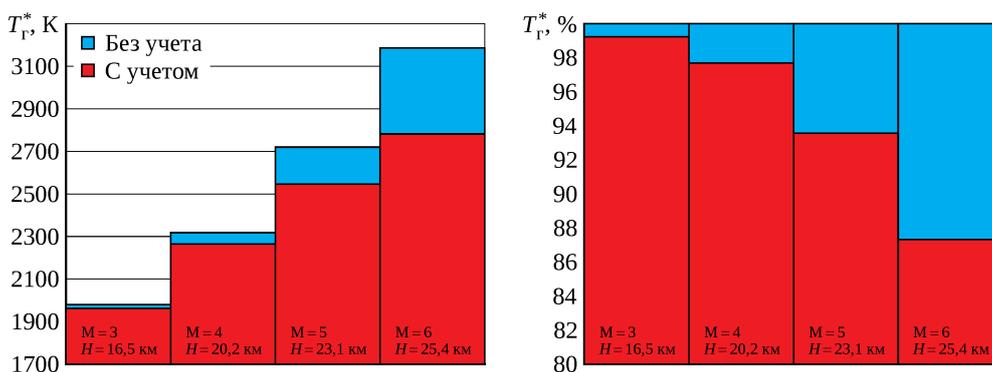


Рис. 12. Изменение теоретической температуры при учете диссоциации и рекомбинации

На рис. 10 в качестве примера представлен результат расчета термодинамических параметров газового потока по методикам I и II. Расчет осуществлялся при изменении температуры газового потока в диапазоне 273,15...3500 К и давления в диапазоне 0,1...5 МПа. Коэффициент избытка воздуха принят равным единице. В качестве окислителя принят стандартный воздух (ГОСТ 4401-81), в качестве топлива – авиационный керосин ТС-1. Из расчета видно, что при температуре 2000 К и давлении 0,1 МПа разница в показателе адиабаты составляет 4%, а при 3000 К возрастает до 14%. Поэтому в математических моделях высокоскоростных ВРД необходимо использовать методы расчета, учитывающие вышеописанные эффекты.

На третьем этапе работы проведен расчет по траектории полета параметров КСУ на прямооточном режиме работы с учетом реакций диссоциации и рекомбинации. Закон управления КСУ не отличается от первоначального варианта. В условиях  $M = 3$ ,  $H = 16,5$  км изменение расчетного значения приведенного расхода воздуха незначительно, не превышает 1% (рис. 11). При  $M = 6$ ,  $H = 25,4$  км оно достигает 5,6% ( $\Delta G_{v,pr} = 0,7$  кг/с), вследствие чего увеличивается потребная площадь входа в воздухозаборник.

Учет диссоциации и рекомбинации оказывает влияние на значение теоретической температуры газового потока на выходе из камеры сгорания ПВРД ( $T_g^*$ ) при

$M > 4$  (полная температура потока на входе в КСУ  $T_{вх}^* = 883$  К) (рис. 12). Наибольшая разница наблюдается в расчетах для крейсерского полета ( $M = 6$ ,  $H = 25$  км). Теоретическая температура в этих условиях меньше на 13% ( $T_g^* = 2780$  К), чем при расчете по методике I ( $T_g^* = 3180$  К).

Также расчет КСУ с уточнением термодинамических параметров по тракту ПВРД в равновесном приближении оказывает влияние на внутренние удельные параметры КСУ, такие как тяга ( $R_{уд}$ ) и расход топлива ( $C_{уд}$ ) (рис. 13 и рис. 14). Это влияние становится заметным при  $M > 4,5$ . Так, при  $M = 5$  расчетная удельная тяга меньше, а удельный расход топлива больше на 1,5% в сравнении с расчетом по методике I. При  $M = 6$  эта раз-

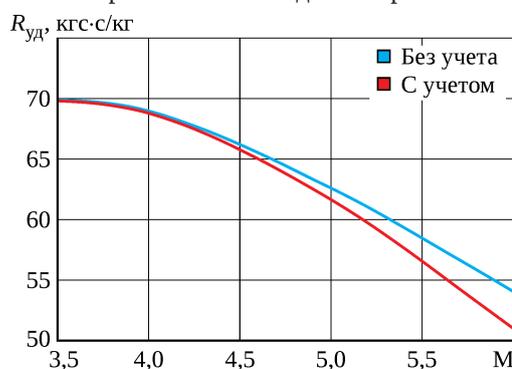


Рис. 13. Изменение удельной тяги КСУ по траектории полета при учете диссоциации и рекомбинации

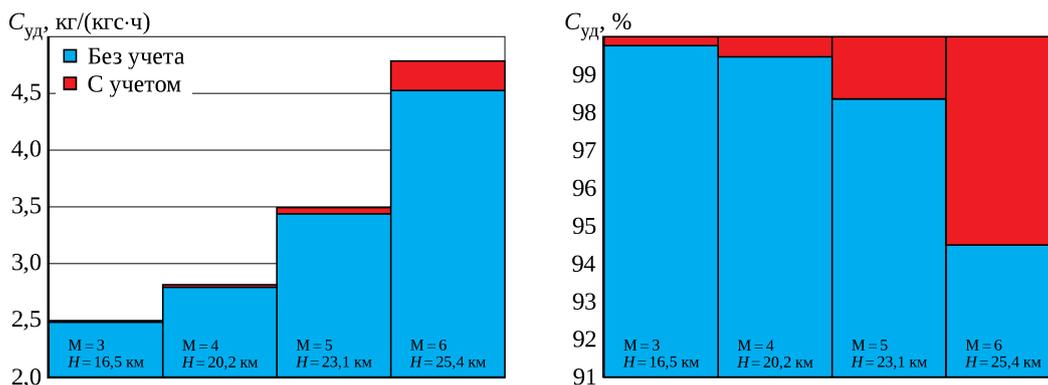


Рис. 14. Изменение удельного расхода топлива КСУ при учете диссоциации и рекомбинации

ница достигает 5,8%. Это объясняется тем, что для обеспечения заданной тяги и поддержания одного и того же уровня  $\alpha_{КС}$  необходимо увеличить как расход воздуха через двигатель, так и расход топлива в камере сгорания.

## Заключение

В одномерной постановке исследованы параметры и характеристики комбинированной силовой установки параллельной схемы перспективного высокоскоростного пассажирского самолета.

Расчет КСУ осуществлялся с помощью разработанной комплексной математической модели, которая позволяет рассчитывать внутренние и эффективные характеристики силовой установки. Модель имеет в своем составе следующие модули: плоский сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник, ТРДДФ, ПВРД и систему перепуска избыточного воздуха. Данная структура математической модели обеспечивает динамичное управление процессом исследования и оптимизацию процесса регулирования КСУ на основе существующих ограничений.

Исследование КСУ осуществлялось в три последовательных этапа. На первом этапе был определен облик КСУ. Газотурбинный контур – ТРДДФ, расчетный режим – стеновой бесфорсажный,  $M = 0$ ,  $H = 0$ ,  $R_{вн} = 1800$  кгс,  $\sigma_{вх}^* = 1$ . Прямоточный контур – ПВРД с дозвуковыми скоростями газоздушного потока, расчетный режим соответствует переходному режиму,  $M = 2,5$ ,  $H = 14,2$  км,  $R_{вн} = 3000$  кгс,  $\sigma_{вх}^* = 0,8$ . Проведен расчет параметров КСУ по траектории набора высоты, соответствующей линии скоростного напора 60 кПа. Определены законы регулирования КСУ на различных режимах работы исходя из обеспечения потребной эффективной тяги для выполнения программы набора высоты. Выявлено, что наибольшие потери тяги КСУ приходятся на область малых сверхзвуковых скоростей полета. Так, при числе Маха  $M = 1,5$  потери составляют 39,5%, из которых на сопротивление ВЗ приходится 25,2%, на потери импульса перепускаемого

воздуха через систему перепуска – 14,3%. В диапазоне  $M = 2,5 \dots 6$  потери тяги не превышают 13% и приходятся на сопротивление ВЗ.

На втором этапе была рассмотрена совместная работа прямоточного и газотурбинного контуров КСУ. Изменение организации перепуска воздуха с жалюзи в канале ВЗ на канал ПВРД оказывает положительный эффект на тягово-экономические характеристики. Так, перепуск через канал ПВРД при регулировании ВЗ на минимальную пропускную способность приводит к снижению потерь входного импульса на ~90%. С другой стороны, дальнейшее регулирование ВЗ с увеличением располагаемого расхода воздуха повышает данные потери в совокупности со снижением внутренней тяги КСУ вследствие снижения  $\sigma_{вх}^*$ . Совместная работа контуров приводит к существенному приросту эффективной тяги. В условиях малых сверхзвуковых скоростей полета ( $M = 1,5$ ) параллельная работа ПВРД дает прирост 94% при одновременном снижении сопротивления воздухозаборника.

На третьем этапе работы был проведен расчет параметров КСУ на прямоточном режиме на основе равновесных расчетов термодинамических параметров рабочих тел. Выявлено, что учет диссоциации и рекомбинации продуктов сгорания необходим при расчете силовых установок с высокими параметрами рабочего цикла, работающих в высотных условиях. В рассматриваемом объекте исследования учет этих явлений оказывает значительное влияние на параметры при  $M > 4,5$ .

В общем плане необходимо отметить, что для создания комбинированных силовых установок необходимо разработать следующие критические технологии при условии высокой степени интеграции силовой установки и планера:

- высокоскоростной турбореактивный двигатель, обеспечивающий работоспособность в широком диапазоне числа Маха ( $M = 0 \dots 4$ );
- высокоэффективный ПВРД с прямоточной камерой сгорания, обеспечивающей стабильное горение при больших значениях коэффициента избытка воздуха;

---

– совместная работа и оптимальное переключение ПВРД и ТРДД;  
– общий воздухозаборник с низкими потерями полного давления;  
– выходное устройство с общей сверхзвуковой частью;  
– снижение внешнего сопротивления воздухозаборника и выходного устройства в трансзвуковой области;

– система перепуска избыточного воздуха;  
– теплообменные аппараты с высокой эффективностью;  
– система охлаждения теплонапряженных элементов конструкции;  
– высокотемпературные подшипники и уплотнения;  
– высокотемпературные материалы с малым удельным весом.

## Литература / References

1. Conceptual study of space plane powered by hypersonic airbreathing propulsion system / M. Maita, Y. Ohkami, T. Yamanaka, T. Mori. 1990. 9 p. (AIAA 2nd International Aerospace Planes Conference : 29–31 October 1990, Orlando, FL ; AIAA-90-5225).
2. Steelant J. Sustained hypersonic flight in Europe: technology drivers for LAPCAT II. 2009. 8 p. (16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems Technologies Conference : 19–22 October 2009, Bremen, Germany ; AIAA 2009-7240).
3. ZEHST: environmental challenges for hypersonic passenger transport / S. Defoort, L. Serre, R. Grenon, J. Varnier, G. Carrier, D. Scherrer. 2012. (18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference : 24–28 September 2012, Tours, France ; AIAA 2012-5873).
4. Research of propulsion engines for advance reusable TSTO aerospace system / Lanshin A.I., Sokolova O.V., Shikhman Yu.M., Shlyakotin V.E. 2018. 16 p. (31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences : Belo Horizonte, Brazil, September 9–14, 2018 ; ICAS 2018-36).
5. Sun Y., Smith H. Review and prospect of supersonic business jet design // Progress in Aerospace Sciences. 2017. Vol. 90. P. 12–38. DOI 10.1016/j.paerosci.2016.12.003.
6. Aerodynamic analysis of the aerospaceplane HyPlane in supersonic rarefied flow / G. Zuppari, R. Savino, G. Russo, L.S. Cuomo, E. Petrosino // Acta Astronautica. 2016. Vol. 123. P. 229–238. DOI 10.1016/j.actaastro.2016.03.025.
7. Аронов Д.И., Клягин В.А. Перспективные методы организации тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов // Вестник Концерна ВКО «Алмаз-Антей». 2021. № 1. С. 52–66. DOI 10.38013/2542-0542-2021-1-52-66. Aronov D.I., Klyagin V.A. Advanced methods for organizing thermal protection of hypersonic aircrafts. Journal of “Almaz-Antey” Air and Space Defence Corporation. 2021. No. 1. P. 52–66. DOI 10.38013/2542-0542-2021-1-52-66.
8. Алendarь А.Д., Грунин А.Н., Силуянова М.В. Анализ концепций базовых обликов перспективных двигателей сверхзвуковых гражданских летательных аппаратов на основе опыта зарубежных разработчиков // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 3. С. 24–36. Alendar A.D., Grunin A.N., Siluyanov M.V. Analysis of basic concepts of advanced engines for supersonic civil aircraft on the basis of foreign designers’ experience. Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaja tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering]. 2021. Vol. 20, no. 3. P. 24–36.
9. Propulsion performance research and status of TRRE engine experiment / W. Baoxi, L. Wenhui, L. Feiteng, G. Qiang. 2017. 12 p. (21st AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference : 6–9 March 2017, Xiamen, China ; AIAA 2017-2351).
10. Вопросы авиационной науки и техники. Сер.: Авиационное двигателестроение / ЦИАМ. 1997. Вып. 1: Турбопрямоточные двигатели для гиперзвуковых скоростей полета / П.А. Каджардузов, В.А. Палкин, В.И. Солонин, В.А. Сосунов, М.М. Цховребов ; ред. выпуска: В.А. Сосунов, М.М. Цховребов. 66 с. Kadzharduzov P.A., Palkin V.A., Solonin V.I., Sosunov V.A., Tskhovrebov M.M. Turbopriamotochnye dvigateli dlia giperzvukovykh skorostei poleta [Turbo-ramjet engines for hypersonic flight speeds]. Voprosy aviatsionnoi nauki i tekhniki [Matters of aviation science and technology]. Aviatsionnoe dvigatelestroenie [Aviation engine building] series. Issue 1. Editors of the issue: V.A. Sosunov, M.M. Tskhovrebov. Moscow: CIAM, 1997. 66 p.
11. The study of experimental turboramjets / V.A. Sosounov, M.M. Tskhovrebov, V.I. Solonin, V.A. Palkin. 1992. (28th Joint Propulsion Conference and Exhibit : 6–8 July 1992, Nashville, TN, USA ; AIAA-92-3720).
12. The study of experimental turboramjets: heat state and cooling problems / V.A. Sosounov, V.I. Solonin, M.M. Tskhovrebov, P.A. Kadzardusov, V.A. Palkin. 1993. (29th Joint Propulsion Conference and Exhibit : 28–30 June 1993, Monterey, CA, USA ; AIAA-93-1989).

- 
13. Коровкин В.Д., Евстигнеев А.А. Программа расчета авиационного ГТД на этапе предварительного проектирования с использованием визуальных программных средств // Авиационные технологии – 2000 : международная конференция : тезисы докладов : Жуковский, Московская обл., Россия, 19–24 августа 1997 г. М., 1997. С. IV-27.  
Korovkin V.D., Evstigneev A.A. Programma rascheta aviatsionnogo GTD na etape predvaritel'nogo proektirovaniia s ispol'zovaniem vizual'nykh programmnykh sredstv [The software for calculating an aviation gas turbine engine at the stage of preliminary design using visual software tools]. Aviatsionnye tekhnologii – 2000 [Aviation Technologies 2000]: international conference, abstracts. Zhukovsky, Moscow region, Russia, August 19–24, 1997. Moscow, 1997. P. IV-27.
  14. Маркелов А.П., Семенов А.А. Газовая динамика и расчет характеристик прямоточных ВРД. М. : Инновационное машиностроение, 2017. 386 с.  
Markelov A.P., Semenov A.A. Gazovaia dinamika i raschet kharakteristik priamotochnykh VRD [Gas dynamics and calculation of characteristics of a ramjet engine]. Moscow: Innovatsionnoe mashinostroenie [Innovative mechanical engineering], 2017. 386 p.
  15. Полев А.С., Еремеев М.В. Методика расчета характеристик воздухозаборника для гиперзвукового летательного аппарата с  $M_{\max} = 4 \dots 6$  с учетом вязкости и пространственности течения газа // Научно-методические материалы по процессам и характеристикам авиационных двигателей. М. : Изд. ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1996.  
Polev A.S., Eremeev M.V. Metodika rascheta kharakteristik vozdukhozabornika dlia giperzvukovogo letatel'nogo apparata s  $M_{\max} = 4 \dots 6$  s uchetom viazkosti i prostranstvennosti techeniia gaza [The method of calculating the characteristics of the air intake for a hypersonic aircraft with  $M_{\max} = 4 \dots 6$ , taking into account the viscosity and spatiality of the gas flow]. Nauchno-metodicheskie materialy po protsessam i kharakteristikam aviatsionnykh dvigatelei [Scientific and methodological materials on the processes and characteristics of aircraft engines]. Moscow: VVIA im. N.E. Zhukovskogo [Zhukovsky Air Force Engineering Academy], 1996.
  16. Ремеев Н.Х. Аэродинамика воздухозаборников сверхзвуковых самолетов. Жуковский : ЦАГИ, 2002. 178 с.  
Remeev N.Kh. Aerodinamika vozdukhozabornikov sverkhzvukovykh samoletov [Aerodynamics of supersonic aircraft air intakes]. Zhukovsky: TsAGI, 2002. 178 p.
  17. Купцов В.И., Шихман Ю.М., Шлякотин В.Е. Универсальный программный комплекс процедур равновесного расчета состава и параметров многокомпонентных гомогенных и гетерогенных смесей // Авиационные двигатели. 2019. № 4 (5). С. 31–36.  
Kuptsov V.I., Shikhman Yu.M., Shlyakotin V.E. The universal procedures code for equilibrium calculation of the composition and parameters of the multi-component homogeneous and heterogeneous mixtures. Aviatsionnye dvigateli [Aviation Engines]. 2019. No. 4 (5). P. 31–36.
  18. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / науч. ред. и сост. Г.С. Бюшгенс. М. : Наука : Физматлит, 1998. 816 с.  
Aerodinamika, ustoichivost' i upravliaemost' sverkhzvukovykh samoletov [Aerodynamics, stability and controllability of supersonic aircraft]. The publication is carried out under editorship of G.S. Bushgens. Moscow: Nauka: Fizmatlit [Science], 1998. 816 p.
  19. Лаврухин Г.Н. Аэрогазодинамика реактивных сопел. Т. 1. Внутренние характеристики сопел. М. : Наука : Физматлит, 2003. 376 с.  
Lavrukhin G.N. Aerogazodinamika reaktivnykh sopel [Aerogasodynamics of jet nozzles]. Vol. 1. Vnutrennie kharakteristiki sopel [Internal characteristics of the nozzles]. Moscow: Nauka. Fizmatlit [Science], 2003. 376 p.
  20. Ильичев Я.Т. Термодинамический расчет воздушно-реактивных двигателей. М., 1975. 126 с. (Труды / ЦИАМ ; № 677).  
Il'ichev Ia.T. Termodinamicheskii raschet vozduшно-reaktivnykh dvigatelei [Thermodynamic Calculation of Air Jet Engines]. Proceeding of CIAM. Moscow: CIAM, 1975. No. 677. 126 p.

*Материалы получены редакцией 21.06.2022*