

УДК 621.45

Особенности математического моделирования ракетно-прямоточных двигателей для высокоскоростных летательных аппаратов

П.С. Сунцов, А.В. Луковников, Д.Б. Фокин

В статье приводится описание методики и комплекса математических моделей, предложенных для выполнения оценочных расчетов тягово-экономических характеристик ракетно-прямоточного двигателя на твердом топливе при оптимизации проектных параметров летательного аппарата. Изложен алгоритм согласования совместной работы отдельных элементов рассматриваемого двигателя при различных режимах его работы.

летательный аппарат; ракетно-прямоточный двигатель на твердом топливе; газогенератор; математическая модель.

Введение

На высокоскоростных беспилотных малоразмерных летательных аппаратах (ЛА) военного назначения одноразового использования, например, авиационных ракетах, в качестве силовых установок (СУ) применяются, как правило, ракетные двигатели на твердом топливе (РДТТ) [1, 2, 3]. На протяжении десятилетий применение в авиационных ракетах РДТТ обеспечивало их требуемые летно-технические характеристики (ЛТХ). РДТТ обладает рядом преимуществ, главным из которых является независимость параметров рабочего процесса от условий полета ЛА, всережимность по высотам и скоростям полета ЛА в атмосфере, простота конструкции, малые габариты и масса, низкая стоимость и т.д.

Однако на сегодняшний день возможности дальнейшего совершенствования РДТТ в основном исчерпаны. Альтернативой РДТТ в качестве СУ для сверхзвуковых ЛА является ракетно-прямоточный двигатель на твердом топливе (РПДТ) – это комбинированная СУ, включающая в себя рабочие циклы ракетного и прямоточного (ПВРД) двигателей. В настоящее время во многих странах мира ведется разработка РПДТ для перспективных ракет авиационного, наземного и корабельного базирования [1]. Применение твердых топлив в РПДТ обусловлено требованием обеспечения высокой готовности к применению таких ЛА в течение длительного времени.

Слово «ракетный» в названии РПДТ относится к генератору газа с большим содержанием горючего (так называемому газогенератору — ГГ), конструктивная схема которого идентична ракетному двигателю. ГГ выполнен в виде замкнутой камеры сгорания с размещенным в ней твердотопливным зарядом, в которой организуется воспламенение заряда, высвобождение газообразного горючего с малой степенью окисления, его расширение и разгон за счет собственной энергии и выброс струй через сопловые отверстия в камеру дожигания (КД) РПДТ, являющейся частью тракта ПВРД, со сверхзвуковой скоростью.

Преимуществами РПДТ по сравнению с газотурбинными двигателями являются простота конструкции и низкая стоимость, обеспечение высокой тяги при малой собственной массе, а также высокая надежность. Кроме того, ввиду применения твердых топлив этим двигателям не требуется периодическое техническое обслуживание топливной системы, необходимое в случае применения жидких топлив.

Значительное повышение ЛТХ ЛА, в первую очередь, дальности полета, может быть достигнуто при использовании РПДТ вместо РДТТ или ЖРД. Связано это с тем, что в РПДТ в качестве основного рабочего тела используется воздух, забираемый из атмосферы. Тем самым для обеспечения заданной тяги двигателя значительно снижается расход топлива за счет исключения окислителя и, как следствие, возрастает удельный импульс и экономичность двигателя.

Однако при проектировании ЛА с РПДТ необходимо учитывать ряд специфических особенностей. Отрицательным качеством РПДТ, ввиду наличия газодинамической связи с атмосферой, является сильная зависимость процессов внутри тракта и устойчивости работы двигателя в целом от условий внешнего обтекания ЛА потоком воздуха: высоты и скорости полета, углов атаки и скольжения, степени возмущенности потока, поступающего в воздухозаборник и т.д. Дополнительным недостатком РПДТ по сравнению с РДТТ является более высокое аэродинамическое сопротивление ЛА ввиду наличия выступающих из фюзеляжа (корпуса ракеты) воздухозаборников (ВЗ) сверхзвукового входного устройства.

В отличие от РДТТ, у РПДТ существует нижний предел работоспособности по числу M_H полета, поскольку требуемое давление воздуха, поступающего в КД двигателя, обеспечивается только за счет скоростного напора набегающего потока. Это накладывает определенные ограничения на маневренные характеристики ЛА. Так, например, при резком торможении ЛА или выходе на предельные углы атаки может произойти значительное уменьшение давления воздуха на входе в КД, что, в свою очередь, может привести к выбросу потока

через воздуховод («помпаж воздухозаборника») с потерей тяги и торможением ЛА. Повторный запуск РПДТ в данных условиях может оказаться невозможным [2].

Диапазон чисел M полета, в котором применение РПДТ для рассматриваемых ЛА является эффективным и предпочтительным перед другими типами двигателей, составляет от $M_H = 1,5-2$ до $M_H = 4-5$. При малых числах M_H эффективность РПДТ резко снижается, как отмечалось выше, из-за малой величины степени повышения давления в ВЗ. Ограничение сверху по числу M_H связано с тем, что в полете на больших скоростях торможение потока в ВЗ до дозвуковой скорости связано с большими потерями полного давления. В связи с этим становится целесообразной организация вместо дозвукового уже сверхзвукового горения в КД. Характерной особенностью РПДТ со сверхзвуковым потоком в КД является замена сужающегося-расширяющегося сопла (сопла Лавала) на расширяющееся реактивное сопло.

Т.к. для запуска и обеспечения устойчивой работы РПДТ необходим предварительный разгон до некоторой скорости, то применение РПДТ на ЛА требует наличия дополнительного двигателя для создания стартовой тяги, в качестве которого используется, как правило, обычный РДТТ. Поэтому СУ ЛА с РПДТ должна также включать в свой состав помимо маршевого РПДТ и стартовый (разгонный) РДТТ. Стартовый РДТТ может выполняться отдельно от РПДТ, либо быть интегрирован в его конструкцию. Зачастую топливный заряд стартового РДТТ размещают прямо в камере дожигания РПДТ. После выгорания заряда стартового ускорителя КД высвобождается для работы РПДТ, и в ней осуществляется догорание топлива ГГ. Такие двигатели называются интегральными ракетно-прямоточными двигателями (ИРПДТ), а типовая компоновка ЛА с ИРПДТ представлена на рис. 1.

Конструктивные параметры ИРПДТ и режим его работы в полете оказывают существенное

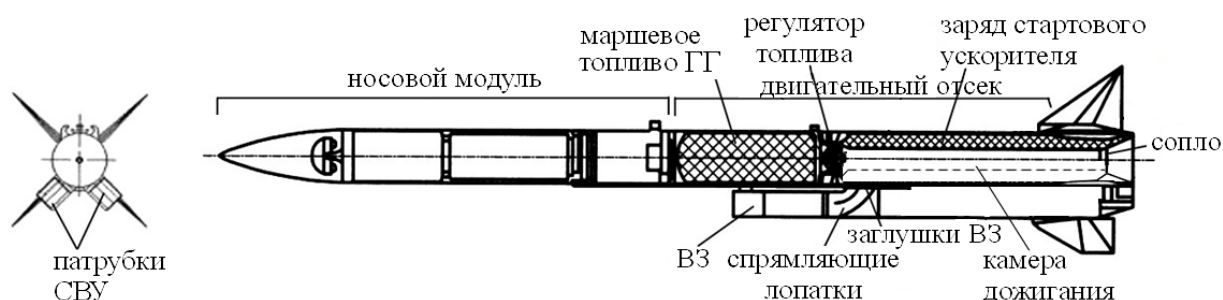


Рис. 1. Компоновка ЛА с ИРПДТ

влияние на аэродинамику ЛА. Это обусловлено тем, что габариты двигателя, площади входа ВЗ и среза сопла сопоставимы с площадью миделевого сечения ЛА. Корпус ракеты зачастую выполняет функцию корпуса двигателя. Таким образом, проектирование СУ данного типа ЛА в отрыве от самого ЛА, без учета его ЛТХ, является нецелесообразным.

ИРПДТ должен проектироваться в виде системы, интегрированной заодно с ЛА, а анализ эффективности применения ИРПДТ и выбор его проектных параметров осуществляется исходя из обеспечения комплексных характеристик ЛА, оптимальных в рамках выполнения поставленной задачи, в которой в качестве объекта исследований рассматривается система «ЛА-ИРПДТ».

Математическое моделирование рабочего процесса ИРПДТ

На начальном этапе выбора проектных параметров ИРПДТ рассмотрение картины течения потока газа в 3D-постановке не является целесообразным из-за значительных затрат машинного времени. Поэтому здесь оправданным является применение упрощенных инженерных методик, в том числе основанных на обобщении экспериментальных данных по отдельным элементам ИРПДТ.

Авторами разработана одномерная математическая модель (ММ) ИРПДТ, предназначенная для расчета тягово-экономических характеристик двигателя в процессе оптимизации его проектных параметров, позволяющая определять осредненные значения параметров потока в характерных сечениях тракта ИРПДТ. Она основана на методике расчета ИРПДТ, разработанной ранее специалистами ЦИАМ (Дулупов Н.П., Харчевникова Г.Д.) и др. организаций [2, 4].

На рис.2 представлена расчетная схема ИРПДТ. В соответствии с ней по тракту двигателя рассматривается ряд характерных сечений: «Н-Н» — сечение невозмущенного набегающего потока воздуха; «вх-вх» — сечение входа воздухозаборника; «х-х» — сечение входа струи воздуха в КД; «кс.вх-кс.вх» — сечение КД в зоне среза сопла газогенератора, ограниченное её боковыми стенками; «кс-кс» — сечение на выходе из КД; «кр-кр» — критическое сечение сопла, в котором достигается местная скорость звука; «с-с» — сечение на срезе

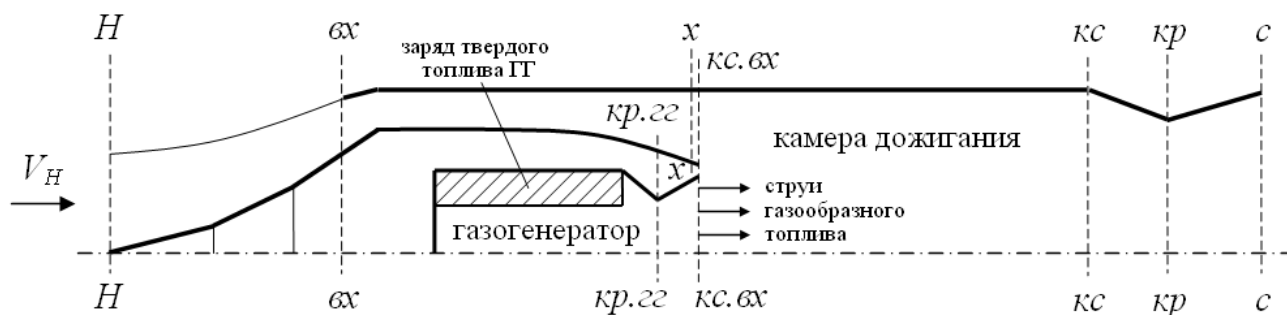


Рис.2. Расчетная схема ИРПДТ

сопла.

В основе алгоритма расчета ИРПДТ лежит последовательное определение параметров потока (скорости c , статического давления p и температуры T) в характерных сечениях в результате решения системы нелинейных алгебраических уравнений (СНАУ), описывающих соотношения между этими параметрами. Для решения СНАУ используется метод Ньютона 2-го порядка с сеткой точек исходного приближения, адаптированной по результатам расчетов в предыдущих приближениях. Параметры воздуха в исходном сечении «Н-Н» рассчитываются исходя из текущих условий полета, т.е. высоты, числа M_H и заданных параметров атмосферы.

Блок-схема ММ ИРПДТ представлена на рис.3, из которой видно, что в составе комбинированной СУ тягово-экономические характеристики стартового РДТТ и маршевого РДТТ определяются изолированно.

В ММ РДТТ определяется величина идеального удельного импульса струи, истекающей из сопла, в зависимости от расхода топлива, по следующей формуле:

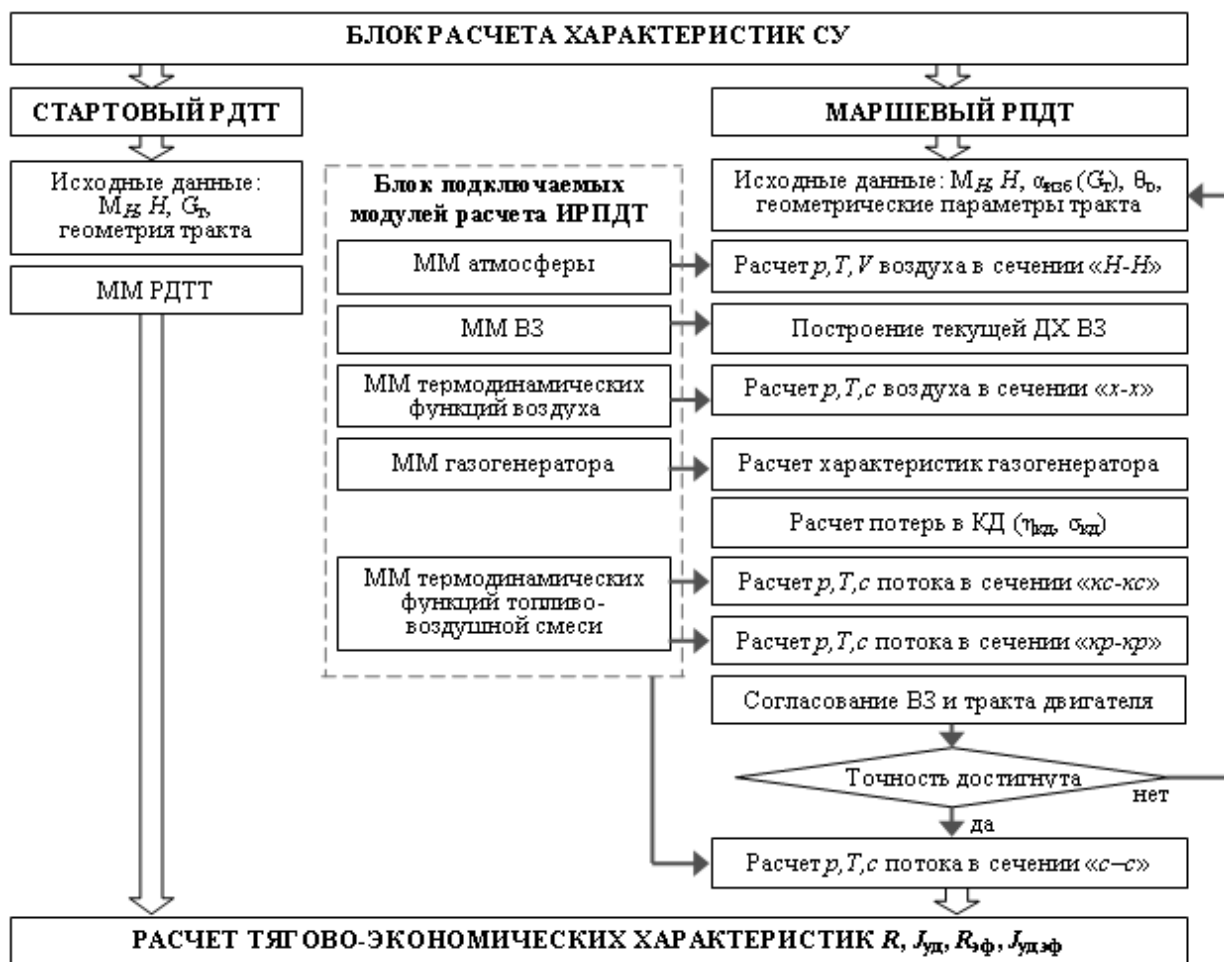


Рис.3. Блок-схема математической модели ИРПДТ

$$J_{\text{уд.РДТТ}} = G_{\text{т.старт}} c_{\text{с.РДТТ}} + p_{\text{с.РДТТ}} F_{\text{с.РДТТ}}, \text{ (Н}\cdot\text{с)/кг},$$

где $G_{\text{т.старт}}$ — секундный расход стартового топлива, кг/с; $c_{\text{с.РДТТ}}$ и $p_{\text{с.РДТТ}}$ — соответственно, скорость струи (м/с) и статическое давление (Па) на срезе сопла РДТТ; $F_{\text{с.РДТТ}}$ — площадь выходного сечения сопла РДТТ, м².

Дополнительно выполняется коррекция величины $J_{\text{уд.РДТТ}}$ по высоте полета (из-за изменения статического давления p_H). Идеальная тяга РДТТ равна $R_{\text{РДТТ}} = G_{\text{т.старт}} J_{\text{уд.РДТТ}}$. Далее, с учетом потерь тяги в сопле определяется эффективная тяга РДТТ $R_{\text{эф.РДТТ}}$, используемая в уравнениях движения ЛА для расчета траектории полета.

ММ маршевого ИРПДТ включает в себя «ядро» из основных модулей (на рис.3 справа) и вспомогательных ММ (на рис.3 в центре). В ядре ММ реализуется алгоритм расчета параметров по тракту двигателя и тягово-экономических характеристик СУ, а также выполняется оценка работоспособности ИРПДТ при заданных исходных данных. Расчет характеристик ИРПДТ организован в виде внешнего цикла согласования ВЗ и тракта двигателя, в каждой итерации которого выполняется полный сквозной расчет параметров по тракту двигателя от сечения «Н–Н» до сечения «кр–кр».

Согласование ВЗ и тракта двигателя необходимо для обеспечения баланса расхода рабочего тела на входе и выходе из двигателя. Математически уравнение баланса расходов выглядит следующим образом:

$$G_{\text{кр}} = G_{\text{в}} + G_{\text{т.гг}}, \text{ кг/с};$$

где $G_{\text{кр}}$ — расход газа через критическое сечение сопла ИРПДТ; $G_{\text{в}}$ — расход воздуха через ВЗ; $G_{\text{т.гг}}$ — расход топлива газогенератора (маршевого топлива).

Данный порядок расчета в ММ, представляющий собой поэтапное решение отдельных СНАУ в каждом из характерных сечений ИРПДТ с введением внешнего цикла согласования по расходу рабочего тела, не является оптимальной с точки зрения минимизации времени расчета, по сравнению с решением сразу единой СНАУ высокого порядка, включающей в себя все неизвестные. Но, с другой стороны, существующая структура алгоритма ММ позволяет локализовать возможные ошибки или найти причину отсутствия решения СНАУ из-за нефизичности условий протекания рабочего процесса, что позволяет определить области работоспособности этой ММ.

Следует отметить, что рассматриваемая ММ не позволяет рассчитывать режимы двигателя при дозвуковом истечении из сопла. Но, поскольку эти режимы реализуются лишь в области малых чисел M_H полета и являются крайне неэффективными с точки зрения обеспечения лобовой тяги ИРПДТ, их учет при решении задач оптимизации можно пренебречь.

Блок вспомогательных модулей ММ представляет собой пакет подпрограмм, с помощью которых вычисляются вспомогательные параметры, используемые в основном расчете ИРПДТ. К ним относятся:

1) Блок расчета параметров атмосферы — предназначен для определения давления p_H , температуры T_H , плотности ρ_H , скорости звука a_H и др. параметров по высоте полета. Причем эти параметры могут определяться как для условий Международной стандартной атмосферы (МСА), так и для атмосферы, характерной для различных времен года. В качестве примера на рис.4 представлено изменение p_H и T_H от высоты полета H над уровнем моря для МСА, атмосферы летом («Лето») и зимой («Зима»).

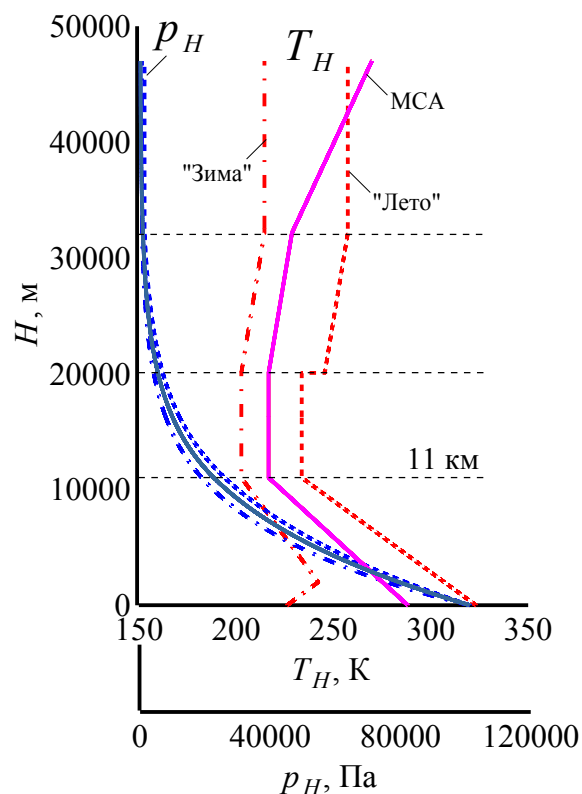


Рис.4. Зависимость параметров атмосферы от высоты полета ЛА

2) Следующим вспомогательным модулем является ММ воздухозаборника, предназначенная для расчета его характеристик. ВЗ ЛА с ИРПДТ являются сверхзвуковыми, что обусловлено областью работы ИРПДТ по скоростям полета. Характеристики ВЗ определяются тремя параметрами: коэффициентом расхода ϕ , коэффициентом восстановления полного давления $\sigma_{вх}$ и коэффициентом лобового сопротивления $c_{х,вх}$. В рассматриваемых исследованиях была принята схема трехскачкового сверхзвукового ВЗ внешнего сжатия. Расчет характеристик ВЗ осуществляется либо по инженерной ММ, разработанной Полевым А.С. [5], либо с использованием 3D-методов расчета, основанных на решении уравнений Навье-Стокса.

В случае многоковшовых ВЗ в полете с ненулевыми углами атаки ЛА ($\alpha_{ЛА} \neq 0$) и скольжения ($\beta_{ЛА} \neq 0$) возникает различие в условиях работы тех из них, которые находятся с надветренной и подветренной стороны корпуса ЛА (имеется в виду обтекание поперечной составляющей вектора скорости набегающего потока \vec{V}_H относительно продольной оси ЛА). В

связи с этим появляется необходимость согласования потоков воздуха в различных воздуховодах, что усложняет задачу расчета характеристик ВЗ в целом и определения области его устойчивой работы. На рис.5 в качестве примера показаны возможные варианты размещения ВЗ на ЛА.

Область рабочих режимов ВЗ, соответствующая заданной его геометрии в фиксированных условиях полета, обычно представляется графиком в координатах $\varphi - \sigma_{вх}$, называемым дроссельной характеристикой (ДХ). Примерный вид ДХ ВЗ

изображен на рис.6, а. Различные точки на ДХ характеризуются разной степенью пропускной способности ВЗ по расходу воздуха, забираемому из атмосферы. Как видно, возможные режимы ВЗ ограничены с одной стороны режимом минимальной пропускной способности на границе «помпажа», для которого характерно наличие отошедшей головной волны (левая верхняя граница ДХ). С другой стороны, существует предел максимальной пропускной способности ВЗ (соответствует режиму «зуда», правая нижняя граница ДХ), при этом поток воздуха разгоняется в канале за «горлом» ВЗ до местной скорости звука. В интервале между этими границами на ДХ располагается рабочая область устойчивых режимов ВЗ, которой соответствует кривая на рис.6, а.

ВЗ, размещаемые в носовой части ЛА



Боковые патрубковые ВЗ

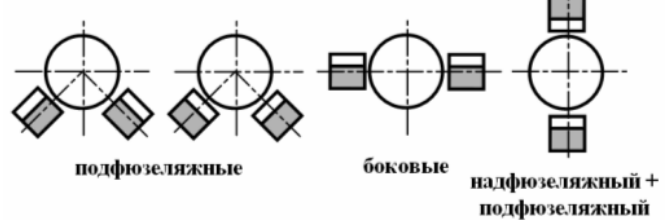
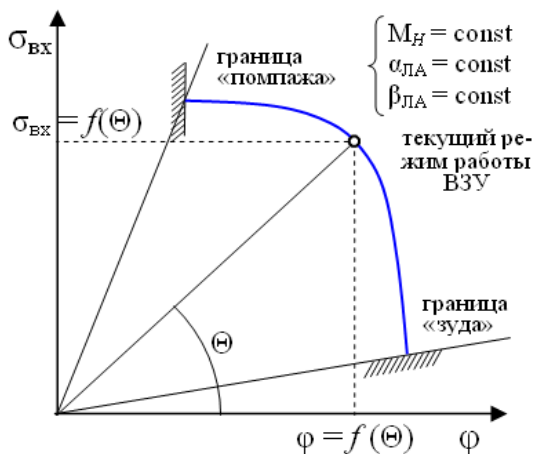
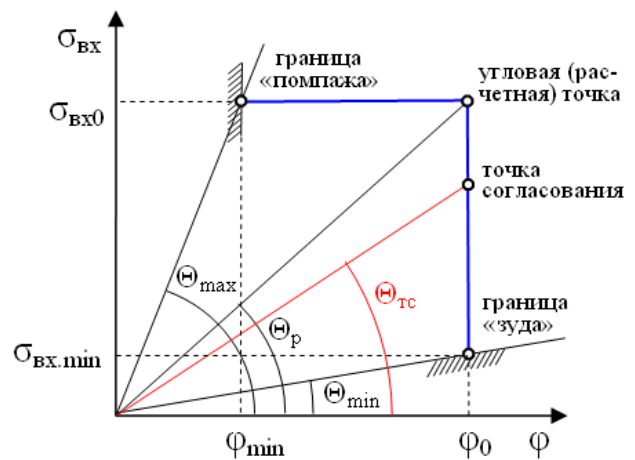


Рис.5. Возможные варианты компоновки ВЗ на ЛА



а)



б)

Рис.6. Реальная ДХ ВЗ (а) и ее упрощенное представление — «прямоугольная» ДХ (б)

Для улучшения условий работы ВЗ необходимо увеличивать как коэффициент восстановления полного давления $\sigma_{\text{вх}}$, так и коэффициент расхода φ . Работа ВЗ с малыми значениями коэффициента расхода означает, что ВЗ переразмерен, т.е. имеет излишние габариты, массу и аэродинамическое сопротивление. Работа ВЗ с малыми значениями коэффициента восстановления полного давления $\sigma_{\text{вх}}$ ведет к уменьшению давления воздуха, поступающего в КД ИРПДТ, что вызывает снижение тяги и эффективности СУ в целом. Поскольку в области рабочих режимов ВЗ коэффициенты φ и $\sigma_{\text{вх}}$ взаимосвязаны, причем увеличение одного из них приводит к уменьшению другого, оптимальному режиму работы ВЗ будет соответствовать некоторое среднее соотношение между ними. Точка на ДХ, соответствующая оптимальной работе ВЗ, будет находиться где-то в середине рабочей области, а на границах рабочей области, где значения φ и $\sigma_{\text{вх}}$ малы, ВЗ будет работать наименее эффективно.

В качестве параметра, однозначно определяющего положение точки на ДХ, обычно принимается коэффициент Θ – угол, отсчитываемый от оси абсцисс до точки, соответствующей текущему режиму работы ВЗ (см. рис.6, а). При этом коэффициенты φ и $\sigma_{\text{вх}}$ представляются в виде функций $\sigma_{\text{вх}} = f(\Theta)$ и $\varphi = f(\Theta)$.

В расчетных исследованиях обычно пользуются упрощенной прямоугольной ДХ, заданной угловой точкой с координатами $(\varphi_0, \sigma_{\text{вх}0})$ и горизонтальной и вертикальной ветвями, как показано на рис.6, б. В случае задания прямоугольной ДХ оптимальному режиму работы ВЗ будет соответствовать угловая точка, поскольку в ней достигаются наибольшие значения φ и $\sigma_{\text{вх}}$. Координаты угловых точек $(\varphi_0, \sigma_{\text{вх}0})$ зависят от условий полета ЛА (числа M_H) и углов $\alpha_{\text{ЛА}}$ и $\beta_{\text{ЛА}}$. На рис.7 в

качестве примера приведены зависимости $\sigma_{\text{вх}} = f(M_H)$, $\varphi = f(M_H)$ для ряда углов атаки ЛА.

Границы «зуда» $\sigma_{\text{вх.min}}$ и «помпажа» φ_{min} (см. рис.6, б) и соответствующие им

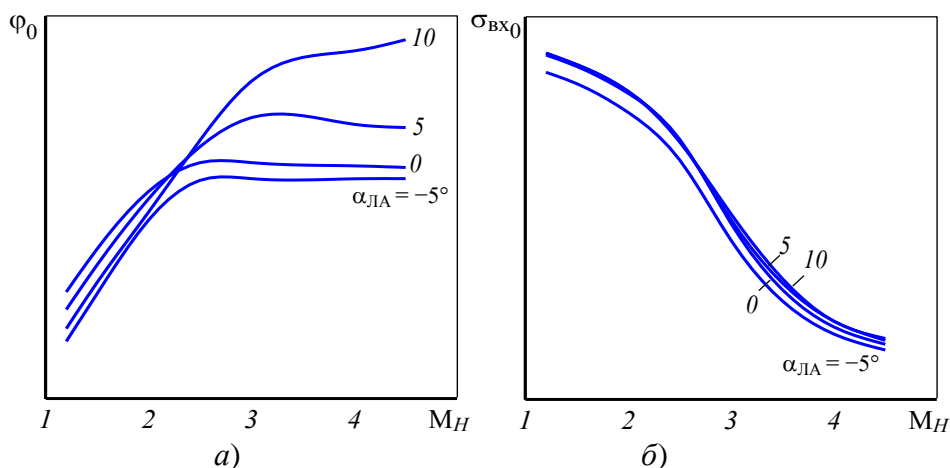


Рис. 7. Параметры в угловых точках ДХ ВЗ φ_0 (а), σ_0 (б) в зависимости от числа M полета при различных углах атаки $\alpha_{\text{ЛА}}$

значения Θ_{\min} , Θ_{\max} рассчитываются по инженерным методикам [4, 5]. В частности, граница «зуда» определяется из условия достижения предельной скорости потока в канале за «горлом» ВЗ, а граница «помпажа» зависит от числа M_H и угла атаки $\alpha_{\text{ЛА}}$.

Положение точки на ДХ ВЗ, как и сам вид ДХ, может сильно изменяться в течение полета ЛА в зависимости от внешних условий (H , M_H , $\alpha_{\text{ЛА}}$, $\beta_{\text{ЛА}}$), расхода газогенераторного топлива $G_{\text{Т.ГГ}}$ и геометрических параметров ВЗ и тракта ИРПДТ. Поскольку, как было отмечено, разные точки на ДХ ВЗ характеризуются различной пропускной способностью, режим ВЗ всегда должен быть согласован с потребностями двигателя по расходу рабочего тела. Т.к., в свою очередь, процессы ИРПДТ и, в частности, расход газа через критическое сечение сопла $G_{\text{кр}}$, зависят от параметров поступающего в КД воздуха, происходит взаимная «подстройка» режимов ВЗ и тракта ИРПДТ, в результате чего уравниваются расходы рабочего тела в соответствии с уравнением $G_{\text{кр}} = G_{\text{в}} + G_{\text{Т.ГГ}}$. Таким образом, система «ВЗ – двигатель» в определенном диапазоне условий полета и режимов работы СУ является саморегулируемой по расходу рабочего тела.

Допустим, что условия полета ЛА заданы ($H = \text{const}$; $M_H = \text{const}$; $\alpha_{\text{ЛА}} = \text{const}$; $\beta_{\text{ЛА}} = \text{const}$), при этом координаты угловой точки ($\varphi_0, \sigma_{\text{вх}0}$) и величины границ $\varphi_{\min}, \sigma_{\text{вх},\min}$ фиксированы (см. рис.6, б), т.е. ДХ является заданной, и ее положение неизменно. Также считаем заданными геометрические параметры тракта ИРПДТ и расход топлива ($F_{\text{кр}} = \text{const}$; $G_{\text{Т.ГГ}} = \text{const}$). Рассмотрим изменение расходов рабочего тела на входе и на выходе из ИРПДТ в зависимости от положения точки на ДХ ВЗ, т.е. от угла Θ . При этом расход рабочего тела на входе в ИРПДТ $G_{\text{вх},\Sigma}$ — это сумма расходов воздуха через ВЗ и топлива, а расход на выходе из ИРПДТ равен расходу газа в критическом сечении сопла $G_{\text{кр}}$.

На рис.8, а показаны зависимости изменения величин $G_{\text{вх},\Sigma}$, $G_{\text{кр}}$ и их разности ΔG от величины Θ , полученные с использованием рассматриваемой ММ ИРПДТ. Искомому режиму работы ВЗ соответствует точка на ДХ, при которой обеспечивается равенство расходов $G_{\text{вх},\Sigma}$ и $G_{\text{кр}}$. Она называется **точкой согласования** (ТС) ВЗ и тракта двигателя по расходу рабочего тела, а величина $\Theta_{\text{ТС}}$, соответствующая точке согласования, является решением уравнения $G_{\text{кр}} = G_{\text{в}} + G_{\text{Т.ГГ}}$. Очевидно, что при увеличении Θ разность расходов ΔG монотонно убывает, причем характер этой зависимости инвариантен и не зависит от исходных данных расчета (условий полета ЛА, геометрических параметров тракта ИРПДТ и расхода

топлива). Благодаря этому в текущей итерации решения уравнения согласования по знаку величины ΔG вдоль оси Θ заранее известно направление поиска решения.

Как правило, проектные параметры ИРПДТ на расчетном режиме выбираются так, чтобы ВЗ работал в угловой точке или вблизи нее. Работа ВЗ на горизонтальной полке ДХ (т.е. в области $\varphi < \varphi_0$) сопровождается ростом дополнительного сопротивления, тем большим, чем меньше отношение φ/φ_0 , т.к. при этом существенно трансформируется система скачков уплотнения и меняется характер внешнего обтекания ВЗ.

В общем случае согласование расходов рабочего тела может быть достигнуто не только «подстройкой» режима ВЗ, как показано на рис.8, а. Возможны варианты согласования, в которых режим ВЗ является неизменным ($\Theta = \text{const}$; $\varphi = \text{const}$; $\sigma_{\text{вх}} = \text{const}$), а баланс расходов обеспечивается подстройкой площади критического сечения сопла $F_{\text{кр}} = F_{\text{кр.согл}}$ (в случае, если система регулирования сопла позволяет это сделать), как показано на рис.8, б, либо регулированием подачи топлива в КД для обеспечения значения коэффициента избытка воздуха $\alpha_{\text{изб.согл}}$ (так называемое «тепловое регулирование»), см. рис.8, в.

3) Третьим вспомогательным модулем является ММ газогенератора ИРПДТ, предназначенная для определения величины полного импульса струи газообразного топлива, подаваемого в КД. Полный импульс $J_{\text{кр.гг}}$ рассчитывается в зависимости от давления $p_{\text{гг}}^*$ в ГГ. При этом, в первом приближении, моделируется изэнтропическое расширение потока из заторможенного состояния с параметрами $p_{\text{гг}}^*$, $T_{\text{гг}}^*$ в камере сгорания ГГ до достижения местной скорости звука $a_{\text{кр.гг}}$. Т.к.

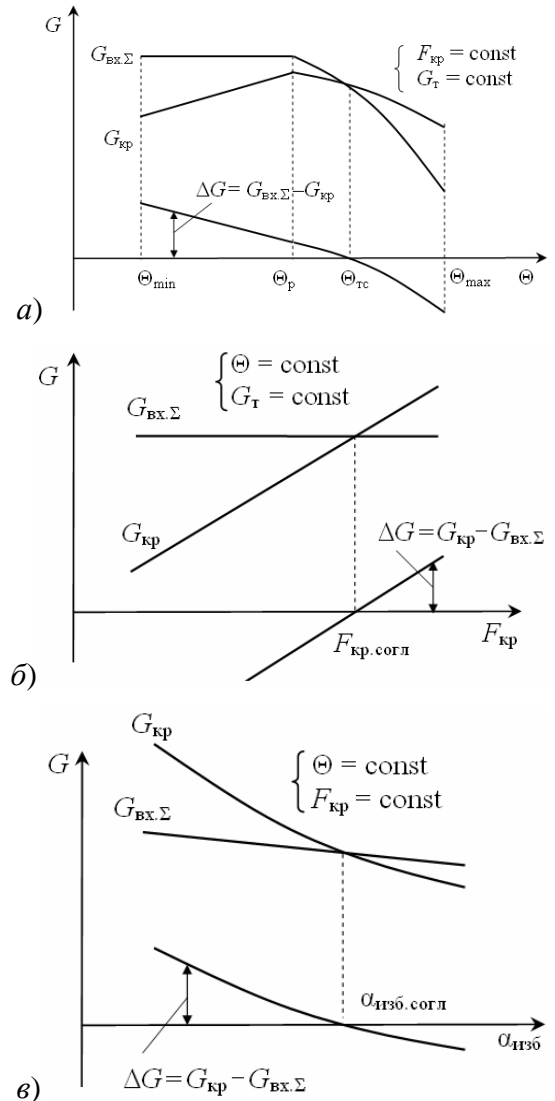


Рис.8. Зависимость расходов рабочего тела на входе и выходе из ИРПДТ от коэффициента Θ (а), площади критического сечения сопла $F_{\text{кр}}$ (б) и расхода топлива $G_{\text{гг}}$ (в)

энтальпия газа является постоянной величиной, то $p_{\Gamma\Gamma}^*$ и $T_{\Gamma\Gamma}^*$ связаны между собой, а независимой является лишь одна из них — давление $p_{\Gamma\Gamma}^*$.

Считая площадь критического сечения сопла ГГ $F_{\text{кр.ГГ}}$ заданной и определяя моделированием расширения потока статическое давление в нем $p_{\text{кр.ГГ}}$, вычисляем величину полного импульса струи в критическом сечении $J_{\text{кр.ГГ}} = G_{\text{т.ГГ}} a_{\text{кр.ГГ}} + p_{\text{кр.ГГ}} F_{\text{кр.ГГ}}$. Пример зависимости импульса $J_{\text{кр.ГГ}}$ от полного давления в ГГ для ряда топлив приведен на рис.9, а.

Давление $p_{\Gamma\Gamma}^*$ в камере ГГ обусловлено ее геометрическими параметрами, характеристиками топлива, конфигурацией топливного заряда и динамикой изменения поверхности горения по мере выгорания топлива. Чем больше давление $p_{\Gamma\Gamma}^*$, тем больше расход топлива $G_{\text{т.ГГ}}$. В расчетах исходят из того, что имеется заданный закон изменения $G_{\text{т.ГГ}}$ или коэффициента избытка воздуха в КД $\alpha_{\text{изб}}$, а конструктивные параметры ГГ подобраны таким образом, чтобы был обеспечен требуемый закон расхода топлива. При этом необходимо учитывать технические ограничения, например, диапазон изменения расхода $G_{\text{т.ГГ}}$ во время работы ГГ и др.

Расход топлива $G_{\text{т.ГГ}}$ и скорость горения твердотопливного заряда U_{Γ} (скорость перемещения фронта горения) связаны между собой следующим соотношением [6]:

$$G_{\text{т.ГГ}} = \rho_{\text{т}} F_{\Gamma} U_{\Gamma}, \text{ кг/с};$$

где $\rho_{\text{т}}$ — плотность топлива, кг/м^3 ; F_{Γ} — площадь поверхности горения, м^2 .

Скорость горения U_{Γ} и давление $p_{\Gamma\Gamma}^*$ связаны между собой эмпирической зависимостью вида $U_{\Gamma} = \alpha (p_{\Gamma\Gamma}^*)^{\beta}$, называемой законом горения, где α и β

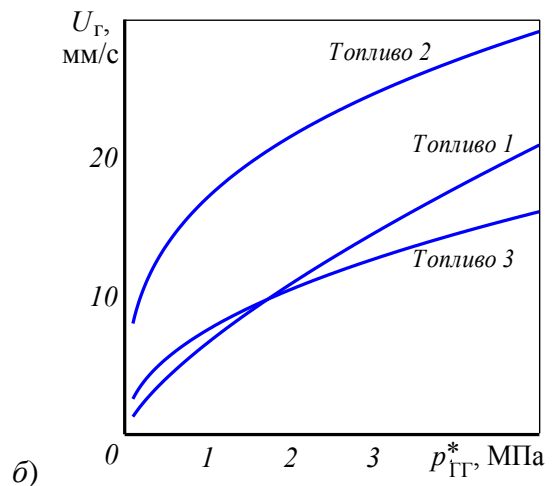
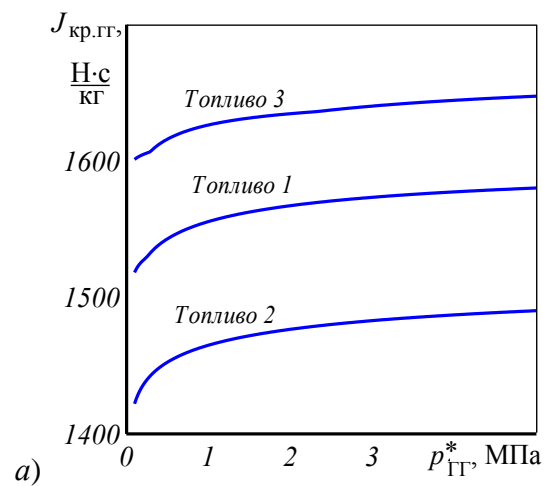


Рис.9. Зависимость полного импульса струи (а) и скорости горения твердого топлива (б) от полного давления в ГГ для различных топлив

— некоторые константы. Закон горения является характеристикой топлива. Примеры законов горения для различных топлив приведены на рис.9, б.

Таким образом, зная расход топлива $G_{Т,ГГ}$, либо определив его через коэффициент избытка воздуха $\alpha_{изб}$ и расход воздуха G_v , и зная характеристики топлива (α , β , ρ_T и F_T), можно определить давление $p_{ГГ}^*$ и полный импульс $J_{кр,ГГ}$. Учитывая, что реальный характер истечения всегда сопровождается наличием потерь и нарастанием энтропии, в действительности величина полного импульса $J_{кр,ГГ}$ будет ниже расчетной. Потери импульса ГГ учитываются коэффициентом потери импульса $\xi_{ГГ}$.

4) Математические модели рабочего тела предназначены для расчета термодинамических функций равновесного состояния смеси воздуха и газообразного топлива: энтальпии i , Дж/кг; энтропии S , Дж/(кг·К); газовой постоянной R , Дж/(кг·К); постоянной адиабаты k и скорости звука a , м/с, в зависимости от коэффициента избытка окислителя (воздуха) $\alpha_{изб}$ и параметров состояния газа — статического давления и температуры.

В рассматриваемой ММ для расчета свойств продуктов сгорания в КД была использована программа «АСТРА», разработанная в МГТУ им. Н.Э. Баумана [7]. Аналогичные термодинамические функции равновесного состояния воздуха рассчитывались с помощью подпрограммы ARON, созданной в ЦИАМ [4].

Потери полного давления на различных участках тракта РПДТ даются в виде постоянных величин, либо заданных зависимостей, например, $\sigma_{кд} = f(\alpha_{изб})$. Потери тепловой энергии газового потока в данной модели не рассматривались, однако могут быть легко учтены введением соответствующих слагаемых в уравнения энергии (энтальпии). Полнота сгорания газогенераторного топлива в КД $\eta_{кд}$ рассчитывается по эмпирической зависимости Аннушкина-Сосунова [8], либо задается в виде функциональной зависимости, например, $\eta_{кд} = f(\alpha_{изб})$.

Уравнения для определения параметров потока в характерных сечениях

СНАУ для определения параметров потока в характерных сечениях представляют собой фундаментальные законы физики, записанные в математической форме — закон сохранения массы, энергии и возрастания энтропии (уменьшения полного давления). Для примера рассмотрим СНАУ в сечении «кс–кс». При этом считаем, что коэффициент сохранения полного давления в камере дожигания $\sigma_{кд} = \frac{p_{кс}^*}{p_x^*}$ известен. Значение $\sigma_{кд}$ можно определить экс-

периментально, замеряя величины p_x^* и $p_{кc}^*$ с помощью приемников полного давления.

СНАУ имеет следующий вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} G_B + G_{T.ГГ} = \frac{P_{кc}}{T_{кc} R(\alpha_{изб}, p_{кc}, T_{кc})} c_{кc} F_{кc} \\ \frac{i_T + \alpha_{изб} L_0 i_B^* - (1 - \eta_{кд}) H_u}{1 + \alpha_{изб} L_0} = i(\alpha_{изб}, p_{кc}^*, T_{кc}^*) \\ i(\alpha_{изб}, p_{кc}^*, T_{кc}^*) = i(\alpha_{изб}, p_{кc}, T_{кc}) + \frac{c_{кc}^2}{2} \\ S(\alpha_{изб}, p_{кc}^*, T_{кc}^*) = S(\alpha_{изб}, p_{кc}, T_{кc}) \\ \sigma_{кд} = \frac{P_{кc}^*}{P_x} \end{array} \right.$$

В результате решения СНАУ определяются параметры $p_{кc}, p_{кc}^*, T_{кc}, T_{кc}^*, c_{кc}$. Здесь L_0 — стехиометрический коэффициент; i_T — энтальпия образования топлива, Дж/кг; H_u — теплотворная способность топлива, Дж/кг; $i_B^* = i(T_x) + \frac{c_x^2}{2}$ — полная энтальпия воздуха в сечении « α -х»; $\eta_{кд}$ — полнота сгорания топлива в КД. Расход топлива $G_{T.ГГ}$ может быть задан непосредственно, либо определен через расход воздуха G_B и коэффициент избытка воздуха $\alpha_{изб}$ по формуле $G_{T.ГГ} = \frac{G_B}{\alpha_{изб} L_0}$.

Представленная выше СНАУ может быть с известными допущениями преобразована к следующему виду:

$$\left\{ \begin{array}{l} G_B + G_{T.ГГ} = \frac{P_{кc}}{T_{кc} R(\alpha_{изб}, p_{кc}, T_{кc})} c_{кc} F_{кc} \\ \frac{i_T + \alpha_{изб} L_0 i_B^* - (1 - \eta_{кд}) H_u}{1 + \alpha_{изб} L_0} = i(\alpha_{изб}, p_{кc}, T_{кc}) + \frac{c_{кc}^2}{2} \\ p_{кc} \left(1 + \frac{k(\alpha_{изб}, p_{кc}, T_{кc}) - 1}{2} \left(\frac{c_{кc}}{a(\alpha_{изб}, p_{кc}, T_{кc})} \right)^2 \right)^{\frac{k(\alpha_{изб}, p_{кc}, T_{кc})}{k(\alpha_{изб}, p_{кc}, T_{кc}) - 1}} = p_x^* \end{array} \right.$$

При решении этой СНАУ определяются значения $p_{кc}, T_{кc}, c_{кc}$. В последнем уравнении полное давление сведено к статическому давлению $p_{кc}$ с помощью известного газодинамического уравнения политропического процесса. С одной стороны, это допущение вносит в расчет методическую погрешность (предположение о постоянстве k) и требует введения дополнительной функции $k(\alpha_{изб}, p_{кc}, T_{кc})$, но, с другой стороны, позволяет уменьшить число уравнений и количество неизвестных до трех.

Полное давление воздуха в сечении «x-x» может быть найдено из соотношения:

$$p_x^* = p_x \left(1 + \frac{k(p_x, T_x) - 1}{2} \left(\frac{c_x}{a(p_x, T_x)} \right)^2 \right)^{\frac{k(p_x, T_x)}{k(p_x, T_x) - 1}}$$

После определения параметров потока во всех характерных сечениях тракта и выполнения согласования расходов определяем полный импульс струи на срезе сопла $J_c = G_{кр} C_c + p_c F_c$.

Далее определяем тягово-экономические характеристики ИРПДТ. Идеальная тяга ИРПДТ вычисляется через полный импульс сопла по известному выражению:

$$R = \xi_c J_c - p_H F_c - G_B V_H, H,$$

где ξ_c — коэффициент потерь импульса сопла.

С учетом потерь тяги в сопле и ВЗ можно определить эффективную тягу:

$$R_{эф} = \frac{\rho_H V_H^2}{2} F_{вх} \left[\frac{2J_{уд}}{V_H \alpha_{изб} L_0} (1 - \Delta R_c K_{ус}) - C_{х,вх} \right],$$

где $K_{ус} = 1 + \frac{V_H \alpha_{изб} L_0}{J_{уд}}$ — коэффициент усиления потерь тяги в сопле.

Идеальный и эффективный удельный импульс ИРПДТ определяются по формулам:

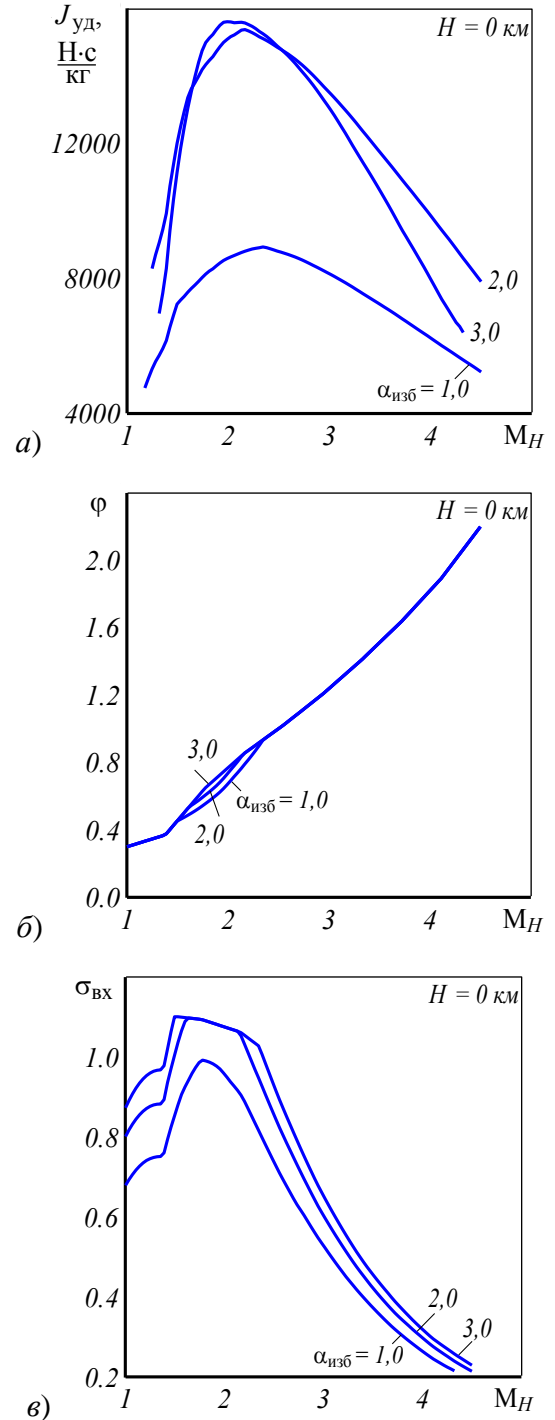


Рис.10. Удельный импульс ИРПДТ (а), коэффициент расхода (б) и сохранения полного давления ВЗ (в) в зависимости от числа M_H полета и коэффициента $\alpha_{изб}$.

$$J_{\text{уд}} = R/G_{\text{т.гт}}; \quad J_{\text{уд.эф}} = R_{\text{эф}}/G_{\text{т.гт}}.$$

В качестве примера, иллюстрирующего возможности рассмотренной ММ, на рис.10 приведены результаты расчета удельного импульса ИРПДТ для различных чисел M_H и коэффициента избытка воздуха $\alpha_{\text{изб}}$ в КД. Расчет выполнен для высоты полета $H = 0$.

Из рис.10, *a* следует, что область, в которой найдено решение и определены характеристики ИРПДТ, ограничена в области относительно малых чисел M_H . Эта граница обусловлена тем, что при уменьшении M_H ниже некоторого предела статическое давление потока в критическом сечении сопла становится меньше атмосферного, при этом расширение потока в сопле становится невозможным.

Также анализ рис.10, *a* показывает, что существует максимум величины $J_{\text{уд}}$ ИРПДТ, соответствующий наиболее экономичному режиму его работы. Число M_H и коэффициент избытка воздуха $\alpha_{\text{изб}}$, при которых достигается максимум величины удельного импульса, в значительной степени обусловлены проектными параметрами ВЗ, в частности, расчетным числом $M_{\text{вх.р}}$.

Анализ рис.10, *б* и *в* показывает, что практически во всей области чисел M_H и $\alpha_{\text{изб}}$ ВЗ работает на вертикальной ветви ДХ, т.е. в области $\sigma_{\text{вх}} < \sigma_{\text{вх0}}$, (рис. 10, *в*) и лишь в небольшой области чисел M_H и $\alpha_{\text{изб}}$ — на горизонтальной ветви (рис.10, *б*).

Выводы

1. Применение ИРПДТ на малоразмерных скоростных ЛА, особенно военного назначения, является актуальным для достижения их требуемых ЛТХ.
2. Особенности работы ИРПДТ требуют разработки специальной методики его расчета и создания специальной ММ. На основе существующей методики авторами разработана ММ ИРПДТ, находящаяся в стадии совершенствования.
3. Для повышения точности вычислений требуется доработка отдельных ММ, в частности, газогенератора, модуля определения потерь в камере дожигания и др., а также интеграция данной ММ ИРПДТ в комплексную ММ расчета ЛТХ ЛА и оптимизации проектных параметров СУ.

Библиографический список

1. **Скибин В.А., Солонин В.И.** Иностранные авиационные двигатели, 2005: Справочник ЦИАМ / Общая редакция: / –М.: Изд. дом «Авиамир», 2005. –592 с.
2. **Александров В.Н., Быцкевич В.М., Верховоломов В.К. и др.** / Под ред. Л.С. Яновского /Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах (Основы теории и расчета) / –М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. – 343 с.
3. **Соколовский Г.А. и др.** Ракетно-прямоточные двигатели в управляемых ракетах класса «поверхность-воздух» и «воздух-воздух» / Полет, № 4, 1999.
4. **Дулупов Н.П., Гатин Р.Ю., Харчевникова Г.Д., Коральник Б.Н., Чернышева С.С.** Математическая модель и программа одномерного расчета характеристик интегральных ПВРД и РПД, работающих на жидких и твердых топливах. Научно-технический отчет. –М.: ЦИАМ, 2001. – 41 с.
5. **Полев А.С.** Методика расчета характеристик воздухозаборника для гиперзвукового летательного аппарата с $M_{\max} = 4...6$ с учетом вязкости и пространственности течения газа / Полев А.С., Еремеев М.В. // В сб.: Научно-методические материалы по процессам и характеристикам авиационных двигателей. –М.: Изд. ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1996.
6. **Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В.** Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива: Учебник для машиностроительных вузов. –М: Машиностроение, 1987. – 328 с.
7. **Трусов Б.Г.** Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах (Астра – 4/рс). –М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1995. – 40 с.
8. **Аннушкин Ю.М., Сосунов В.А.** Исследование диффузионного процесса горения и аэродинамика течений в воздушной химической среде ракетно-прямоточных двигателей / Под ред. В.А. Сосунова. – М.: ЦИАМ, 1969.

Сунцов Павел Сергеевич, инженер-конструктор ЦИАМ им. П.И. Баранова;

e-mail: suntsov Pavel@mail.ru.

Луковников Александр Валерьевич, ведущий научный сотрудник ЦИАМ им. П.И. Баранова, д.т.н., доцент, член-корреспондент Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского; e-mail: Lukovnikof@mail.ru

Фокин Даниил Борисович, инженер ЦИАМ им. П.И. Баранова; e-mail: dbf85@yandex.ru.