

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.7.036

doi: 10.18698/0536-1044-2020-1-51-62

Гиперфорсированные воздушно-реактивные двигатели

В.Л. Письменный

Филиал «Взлет» Московского авиационного института в г. Ахтубинске

Hyper Afterburner Jet Engines

V.L. Pismennyi

Akhhtubinsk Branch Vzlet Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education — Moscow Aviation Institute (National Research University)

Рассмотрен способ форсирования сверх- и гиперзвуковых воздушно-реактивных двигателей подачей воды на их вход. Способ позволяет расширить диапазон применения воздушно-реактивных двигателей с дозвуковым горением топлива по скорости полета до восьми чисел Маха, по высоте полета — до 45 км. При скорости полета более трех-четырёх чисел Маха температура торможения воздуха становится выше критической для воды, что делает ее существование невозможным при подаче на вход в двигатель. Образующийся при испарении воды пар является рабочим телом внутреннего термодинамического цикла воздушно-реактивного двигателя, что определяет физическую сущность рассматриваемого способа. Предложены три варианта гиперфорсированных воздушно-реактивных двигателей: гиперфорсированный турбореактивный двигатель, гиперфорсированный прямоточный воздушно-реактивный двигатель и гиперфорсированный турбоэжекторный двигатель. Приведены характеристики гиперфорсированных двигателей. Отмечены их преимущества перед двигателями, у которых гиперфорсаж отсутствует. Предложенный способ представляет интерес для применения в авиационной и ракетно-космической технике, в частности, при создании авиационных ракетно-космических систем. Показано, что использование гиперфорсажа в турбоэжекторном двигателе позволяет повысить скорость полета самолета-разгонщика до семи чисел Маха, а высоту полета — до 40 км, что открывает новые перспективы для освоения космоса.

Ключевые слова: гиперфорсаж, газотурбинные двигатели, прямоточные воздушно-реактивные двигатели, турбоэжекторные двигатели, гиперзвуковая скорость полета

This paper introduces a thrust augmentation method for super- and hypersonic jet engines by means of applying water at the engine intake. This method expands the use of jet engines with subsonic combustion, allowing velocities up to Mach 8 and altitude up to 45 km. At velocities higher than 3–4 Mach, stagnation temperature of the air is getting higher than the critical temperature of water, which makes the existence of water at the gas turbine engine intake impossible. Water vapour as a working medium of a jet engine creates the so-called inner thermodynamic circle. This phenomenon defines the physics of the thrust augmentation method proposed. The author discusses three variants of hyper afterburner

application: hyper afterburner turbojet, hyper afterburner ramjet, and hyper afterburner turbo ejecting engine. The presented basic specifications of the hyper afterburner engines qualitatively differ from those of their prototypes (engines without the hyper afterburner thrust augmentation function). The proposed thrust augmentation method of jet engines is of a special interest for the aerospace field, particularly, for creating air launch systems. It is shown that the application of hyper afterburner in turbo ejecting engines can increase velocity and altitude of the launch aircraft up to Mach 7 and 40 km respectively, thus opening new avenues in space exploration.

Keywords: hyper force, gas turbine engines, ramjet engine, turbojet engine, hypersonic flight speed

Повышение скорости и высоты полета современных летательных аппаратов (ЛА) невозможно без разрешения системных проблем, возникающих при создании высокоскоростных воздушно-реактивных двигателей (ВРД).

Традиционные методы форсирования тяги ВРД, такие как повышение температуры газа перед турбиной и использование форсажа, уже не обеспечивают прирост скорости и высоты полета ЛА. Рекорд скорости для пилотируемого ЛА, составляющий 3540 км/ч, принадлежит американскому стратегическому самолету-разведчику SR-71, максимальная высота полета которого составляет 29 км. Рекорд скорости установлен в 1976 г., что фактически подтверждает вывод о системном характере проблем больших скоростей полета.

В основе этих проблем лежит ряд объективных причин: недостаточная производительность компрессора, вызванная ростом температуры воздуха на входе в ВРД; недостаточная мощность турбины из-за ограничений по температуре газа перед лопатками; высокая температура лопаток компрессора как следствие роста температуры воздуха, проходящего по тракту компрессора; диссоциация продуктов сгорания топлива; проблемы организации горения топлива в основной камере сгорания (КС), связанные с необходимостью постоянного расширения рабочего диапазона по составу топливно-воздушной смеси; снижение коэффициентов полезного действия (КПД) элементов двигателя на нерасчетных режимах; высокая температура конструкции ВРД в целом и др.

По мнению автора, комплексным решением проблемы создания ВРД больших скоростей может стать гиперфорсаж, представляющий собой форсирование тяги сверх- и гиперзвуковых ВРД подачей воды на вход в двигатель [1].

При скоростях полета, соответствующих числу Маха $M > 3,0 \dots 3,5$, температура тормо-

жения воздуха T_n^* становится выше критической для жидкости (воды, топлива, жидкого кислорода и др.), что делает ее существование при подаче на вход в ВРД невозможным.

Переход жидкости в газообразное состояние сопровождается следующими физическими явлениями: снижением температуры (увеличением плотности) воздуха на входе в ВРД, и, соответственно, ростом расхода воздуха через двигатель; повышением расхода топлива вследствие возрастания расхода воздуха; увеличением расхода газа из-за роста расходов воздуха, топлива и жидкости; увеличением теплоподвода (количества теплоты, подводимого к единице массы газа), связанным с повышением теплоемкости газа и увеличением перепада температур в КС.

Благодаря этим явлениям тяговые и расходные характеристики ВРД улучшаются: первые за счет увеличения подводимой к двигателю энергии (топлива); вторые за счет повышения коэффициента расхода воздуха (отношения действительного расхода воздуха к теоретически возможному [2]).

Цель работы — исследование возможностей применения гиперфорсажа в авиационной и ракетно-космической технике.

Автором предложены газодинамические схемы ВРД: гиперфорсированного турбореактивного двигателя (ТРД) [2], гиперфорсированного прямого воздушного реактивного двигателя (ПВРД) [3] и гиперфорсированного турбоэжекторного двигателя (ТРДЭ) [4]. Схемы исследованы методом математического моделирования.

Создан пакет стационарных одномерных математических моделей, которые учитывают физические взаимосвязи между элементами гиперфорсированных двигателей, коэффициенты потерь давления в их каналах и элементах, КПД элементов, полноту сгорания топлива, влияние температуры и состава газа на его теп-

лофизические свойства, диссоциацию продуктов сгорания.

Модели прошли тестирование путем расчета характеристик известных ВРД с их последующим сравнением с таковыми, полученными с помощью сертифицированных программ. Сходимость результатов оказалась удовлетворительной.

Гиперфорсированный ТРД (рис. 1) [2] включает в себя входное устройство 1, водяной коллектор 2 с форсунками, направленными по потоку воздуха, турбокомпрессор 3, смеситель 4, через который проходит воздушный канал, соединяющий воздушную полость за турбокомпрессором с каналами охлаждения лопаток турбины, и выходное устройство 5.

На рис. 2 в координатах «давление p — удельный объем v » показан термодинамический цикл гиперфорсированного ТРД. Цикл состоит из внешнего цикла $L_{ц1}$ (цикла Брайтона с отводом теплоты при сжатии) и внутреннего цикла $L_{ц2}$ (цикла Письменного). Отличие внешнего цикла от внутреннего состоит в том, что внешний цикл имеет энергообмен с внешней средой, а внутренний — только с внешним циклом [5].

Отсутствие во внутреннем цикле теплообмена с внешней средой исключает внешние потери, что делает термический КПД внутреннего цикла в составе тепловой машины равным единице: вся теплота, поглощенная внутренним циклом, а это разница между полученной и возвращенной внешнему циклу теплотой, преобразуется в работу.

К внешнему циклу (см. рис. 2) подводится теплота q_1 , а отводится — q_2 . Вследствие передачи теплоты q_{1-2} из внешнего цикла во внутренний (при той же температуре газа перед турбиной T_T^*) количество теплоты $q_1 \sim (T_T^* - T_K^*)$ возрастает (понижается температура воздуха на выходе из компрессора T_K^*). Об-

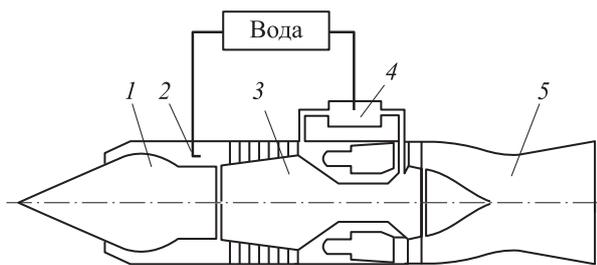


Рис. 1. Схема гиперфорсированного ТРД

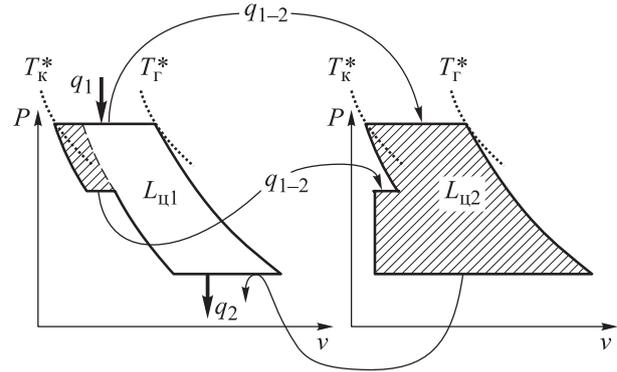


Рис. 2. Цикл гиперфорсированного ТРД

щая работа цикла гиперфорсированного ТРД определяется как $L_{ц} = L_{ц1} + \bar{g} L_{ц2}$, где \bar{g} — относительный расход воды (отношение расхода воды к расходу воздуха).

Как видно из рис. 2, общая работа цикла гиперфорсированного ТРД увеличивается (на величину заштрихованной площади) по отношению к работе цикла ТРД.

При сверх- и гиперзвуковых скоростях полета ЛА вода (пар), подаваемая на вход в ВРД, становится вторым рабочим телом, которое наравне с первым (воздухом) участвует во всех термодинамических процессах, происходящих в двигателе: формирует дополнительный (внутренний) цикл, наличие которого определяет физическую сущность гиперфорсажа как способа форсирования ВРД.

Выполнен расчет скоростных характеристик гиперфорсированного ТРД (см. рис. 1). Исходные данные: взлетная тяга $R_0 = 20\,000$ даН; степень повышения давления в компрессоре на взлетном режиме $\pi_{к.о} = 5$; температура газа перед турбиной на взлетном режиме $T_{г.о}^* = 2400$ К; минимальный коэффициент избытка воздуха в КС $\alpha_{\min} = 1,06$; минимальный перепад давлений в турбине $\pi_{т \min} = 1,43$; максимальный перепад давлений в турбине $\pi_{т \max} = 1,86$; КПД элементов двигателя — стандартные (на взлетном режиме КПД компрессора $\eta_{к.о} = 0,82$; КПД турбины $\eta_{т.о} = 0,9$; полнота сгорания топлива $\eta_{г.о} = 0,99$); потери давления во входном устройстве — стандартные [6]; отбор воздуха на охлаждение двигателя — 7%; коэффициент интенсивности охлаждения лопаток турбины — 0,7; КС — двухзоновая [7], сопловые аппараты — керамические.

На рис. 3 приведены скоростные характеристики гиперфорсированного ТРД на высоте полета ЛА $H = 20$ км, где $T_{л.т}$ — температура лопаток турбины; $C_{уд}$ — удельный расход топ-

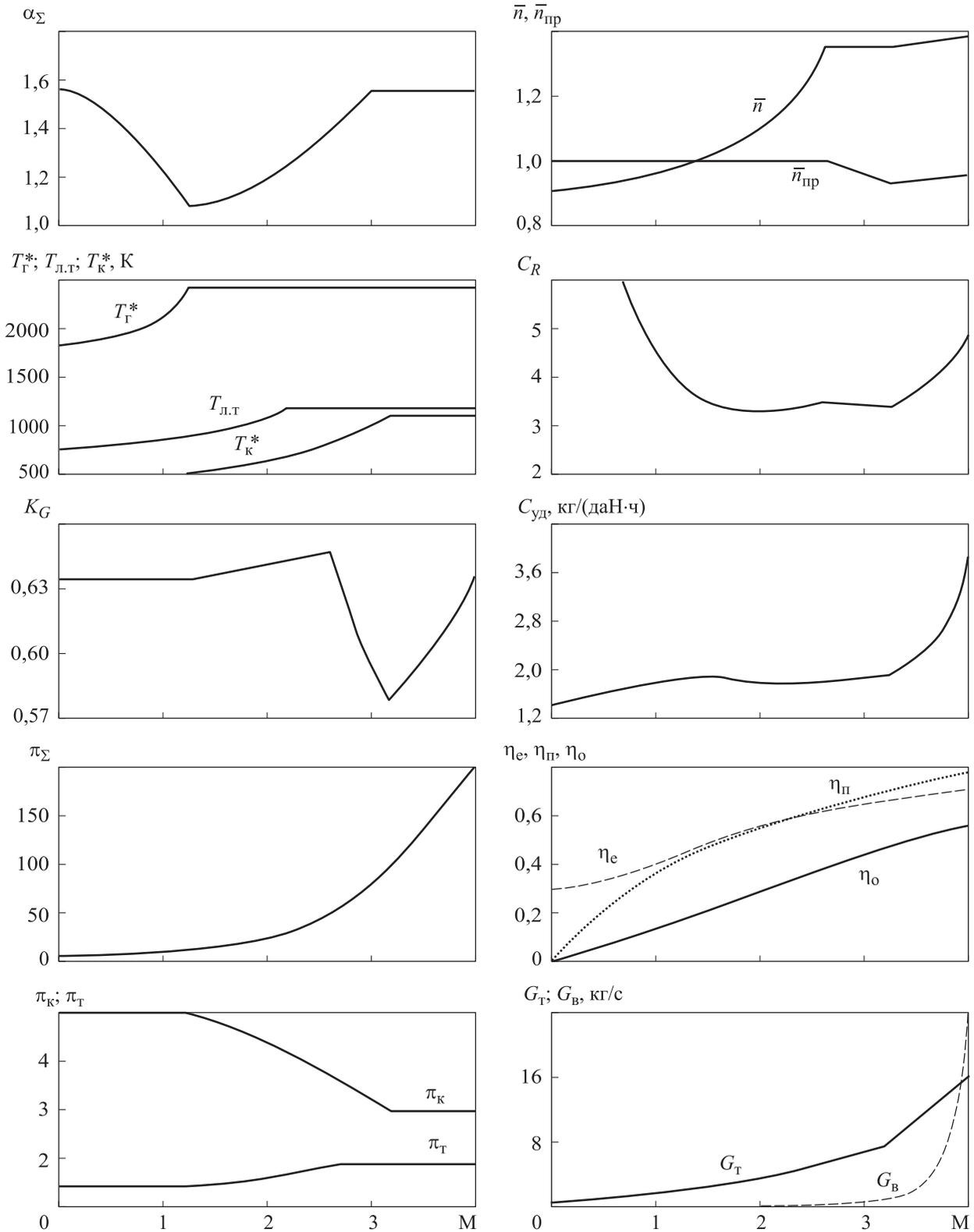


Рис. 3. Скоростные характеристики гиперфорсированного ТРД на высоте полета ЛА $H = 20$ км

лива; π_{Σ} — суммарная степень повышения давления воздуха; $\eta_{\text{п}}$, $\eta_{\text{е}}$ и $\eta_{\text{о}}$ — полетный, эффективный и общий КПД; $\pi_{\text{к}}$ — степень повышения давления в компрессоре; $\pi_{\text{т}}$ — сте-

пень понижения давления в турбине; $G_{\text{т}}$ и $G_{\text{в}}$ — расход топлива и воды.

Анализ скоростных характеристик гиперфорсированного ТРД выявил следующее. До

числа Маха $M = 2,7$ приведенная частота вращения компрессора $\bar{n}_{к.пр}$ поддерживается постоянной: сначала (до $M = 1,2$) за счет повышения температуры газа перед турбиной T_t^* , затем — за счет роста перепада давлений в турбине π_t . Физическая частота вращения компрессора $\bar{n}_к$ увеличивается пропорционально квадратному корню из температуры торможения воздуха $\sqrt{T_n^*}$ [8].

При числе Маха $M = 2,7$ перепад давлений в турбине достигает максимального значения $\pi_{t\max} = 1,86$, физическая частота вращения $\bar{n}_к$ перестает расти, приведенная частота вращения $\bar{n}_{к.пр}$ снижается.

При числе Маха $M = 3,2$ на вход компрессора подается вода в количестве, обеспечивающем постоянство температуры воздуха на входе в компрессор ($T_{в.к}^* \approx 650$ К) и на выходе из него ($T_k^* \approx 1100$ К, см. рис. 3). Подача воды увеличивает расход воздуха через двигатель, что видно по изменению коэффициента расхода воздуха K_G . Коэффициент тяги двигателя C_R резко возрастает. Эффект роста C_R усиливается за счет некоторого повышения частоты вращения $\bar{n}_к$, которое является следствием роста относительного расхода топлива q_t , как результата того же форсирования водой.

При числе Маха $M > 2,2$ температура лопаток турбины $T_{лт} = 1200$ К поддерживается подачей воды в смеситель (см. рис. 1). Вода, используемая при форсировании тяги двигателя, является пассивным топливом, обладающим хладоресурсом и кинетической энергией, которые наравне с энергией керосина (кинетической, химической, хладоресурсом) преобразуются в работу перемещения ЛА.

Удельный расход топлива $C_{уд}$ определяется как сумма расходов активного (керосин) и пассивного (вода) топлив, приходящихся на 1 даН тяги в течение часа:

$$C_{уд} = \frac{3600(G_t + G_v)}{R},$$

где R — тяга двигателя.

При $M > 3,2$ расход воды G_v резко возрастает. Как следствие этого, гиперфорсаж имеет смысл применять на высотах 20 км и более, где расходы воздуха и, соответственно, воды минимальные.

Общий КПД η_o с ростом скорости полета ЛА приближается к 0,6 (см. рис. 3), что является следствием роста суммарной степени повышения давления π_Σ и числа Маха.

По газодинамическим возможностям гиперфорсированный ТРД (см. рис. 3) превосходит известные форсированные одноконтурные и двухконтурные ТРД [9] и, по-видимому, в перспективе заменит их.

При гиперзвуковых скоростях полета ЛА достаточно остро стоит проблема энергетического вырождения ВРД. В первую очередь это относится к ПВРД как двигателям, обладающим наибольшими скоростями полета [6].

Считается, что ПВРД подвержены энергетическому вырождению, когда температура воздуха на входе в КС вследствие кинетического нагрева приближается к температуре газа на выходе из КС [10]. Гиперфорсаж локализует это физическое явление.

Гиперфорсированный ПВРД (ПВРДФ) [3] (рис. 4) характеризуется тем, что при гиперзвуковых скоростях полета ЛА в газоздушный тракт двигателя подается вода. В результате испарения воды температура воздушного потока снижается.

При температуре воздушного потока менее 1500...2000 К энергетического вырождения ПВРДФ как газодинамической схемы не происходит. Как показывают расчеты, это соответствует скоростям полета ПВРДФ порядка восьми чисел Маха.

В целях сравнения возможностей ПВРДФ и ПВРД выполнен расчет скоростных характеристик обоих двигателей. Исходные данные обоих двигателей: диаметр миделя $D_{мид} = 1,3$ м; коэффициент избытка воздуха в КС $\alpha_{к.с} = 1,1$; потери давления во входном устройстве, КС, выходном устройстве — стандартные [6]; диссоциация продуктов сгорания учитывается.

На рис. 5 приведены скоростные характеристики ПВРДФ (сплошные линии) и ПВРД (штриховые линии) на высоте полета ЛА $H = 30$ км. Здесь $T_{к.с}^*$ — температура воздуха на

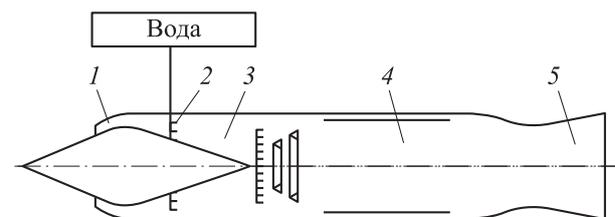


Рис. 4. Схема гиперфорсированного ПВРД:

- 1 — входное устройство;
- 2 — водяной коллектор с форсунками;
- 3 — водяной коллектор; 4 — КС;
- 5 — выходное устройство

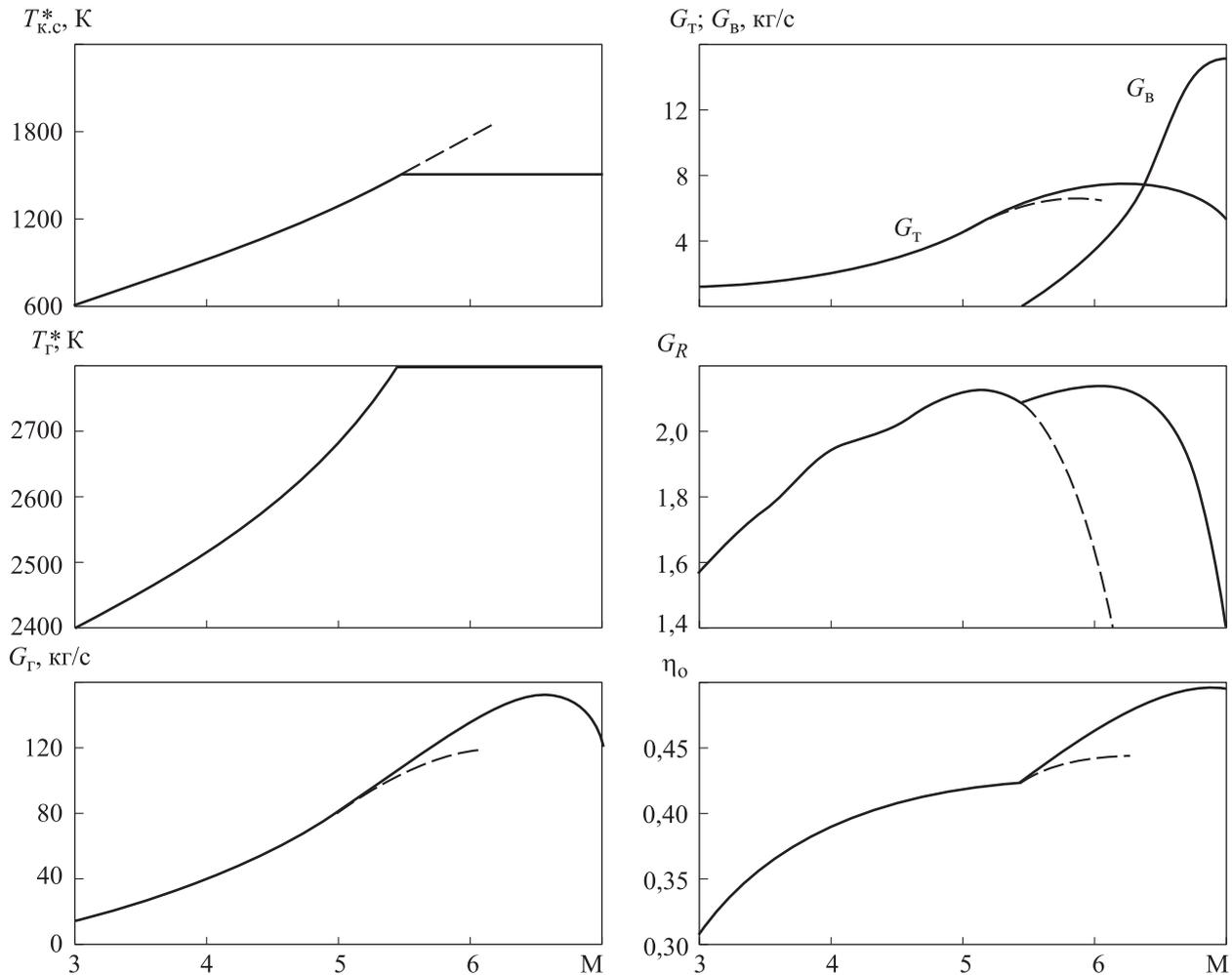


Рис. 5. Скоростные характеристики ПВРДФ (—) и ПВРД (---) на высоте полета ЛА $H = 30$ км

входе в КС; T_{Γ}^* — температура газа на выходе из КС; G_{Γ} — расход газа.

Анализ скоростных характеристик, приведенных на рис. 5, показал следующее. До числа Маха $M = 5,4$ характеристики ПВРДФ и ПВРД совпадают. При достижении числа Маха $M = 5,4$ температура воздуха на входе в КС $T_{к.с.}^* = 1500$ К, температура газа на выходе из КС $T_{\Gamma}^* = 2800$ К. При дальнейшем росте скорости полета (числа Маха) на вход в ПВРДФ подается вода в количестве, при котором температура паровоздушной смеси на входе в КС поддерживается постоянной $T_{к.с.}^* = 1500$ К. Температура газа на выходе из КС также поддерживается постоянной ($T_{\Gamma}^* = 2800$ К).

По сравнению с ПВРД в ПВРДФ увеличиваются расходы газа G_{Γ} и топлива G_{Γ} (см. рис. 5), что позволяет ПВРДФ поддерживать высокий коэффициент тяги C_R на тех скоростях полета, где у ПВРД происходит интенсивное снижение C_R . При числе Маха $M > 6$ коэффициент

тяги ПВРДФ начинает падать, что является следствием возрастания потерь давления во входном устройстве [6].

Эффективность ПВРД (общий КПД η_0) как тепловой машины при использовании гиперфорсажа повышается. Вода, как уже отмечалось, обладает хладоресурсом и кинетической энергией, которые наравне с энергией топлива (кинетической, химической, хладоресурсом) преобразуются в работу перемещения ЛА, что способствует росту η_0 .

ПВРДФ как газодинамическая схема может быть применен при создании гиперзвуковых ЛА (ГЛА). Например, корпорация Lockheed Martin приступила к разработке гиперзвукового беспилотника SR-72 с турбопрямоточными двигателями, развивающего скорость до числа Маха $M = 6$ [11]. В турбопрямоточных двигателях предполагается использовать двухрежимный ПВРД: сверх- и гиперзвуковой. Замена двухрежимного ПВРД на ПВРДФ позволит, по

мнению автора, существенно улучшить характеристики турбопрямоточного двигателя и ГЛА в целом.

Результаты исследований в области создания гиперзвукового ПВРД (ГПВРД) в рамках «Плана разработки ГЛА в США на период до 2030 г.» [12] не дают оснований считать ГПВРД в полной мере работоспособным двигателем, скорее наоборот. Ниша скоростей полета ГПВРД ($M > 6$) в обозримой перспективе фактически недоступна для ВРД (результаты испытаний подтверждают этот факт — аппараты разрушаются).

Пустующую нишу скоростей полета ГПВРД, по-видимому, займут ПВРДФ по двум причинам: гиперзвуковой полет ($M > 7...8$) не может быть длительным из-за нагрева ЛА; выход в космос с использованием ВРД также невозможен (максимальная скорость полета ГПВРД не превышает 17 чисел Маха). В этих условиях появление ПВРДФ делает разработку ГПВРД бесперспективной: на скоростях полета менее восьми чисел Маха ГПВРД проигрывают ПВРДФ, турбоэжекторным и другим ГТД, а на скоростях более восьми чисел Маха — ракетным двигателям.

Еще одна актуальная проблема ВРД больших скоростей — космический старт с использованием гиперзвуковой платформы [13] — может быть решена применением гиперфорсажа в воздушно-реактивном двигателе. Стоимость доставки грузов в космос с использованием гиперзвуковых платформ (самолетов-разгонщиков) многократно снижается по сравнению с запуском космических ракет [10].

Гиперфорсированный ТРДЭ (рис. 6) [4] состоит из входного устройства 1, смесительного теплообменника 13, компрессора 12, основной КС 10 [7], газового эжектора с цилиндрической

камерой смешения 8 [14], турбины 6, форсажной КС 5, выходного устройства 4, канала низкого давления газового эжектора 11, смесителя 3. Вход в канал 11 перекрывается заслонкой 2.

На входе в камеру смешения (на выходе из каналов высокого и низкого давлений газового эжектора) установлен керамический сопловой аппарат 9, а на выходе из камеры смешения (перед рабочими лопатками турбины) — керамический сопловой аппарат 7. В смесительном теплообменнике (пространство перед компрессором) размещены водяной и топливный коллекторы. Воздушная полость за компрессором 12 через смеситель соединена воздушным каналом с турбиной.

Работа гиперфорсированного ТРДЭ осуществляется следующим образом. В стартовом положении вход в канал низкого давления перекрыт заслонкой (см. рис. 6, верхний вид). После запуска двигателя устанавливается максимальный режим работы гиперфорсированного ТРДЭ: приведенная частота вращения компрессора $\bar{n}_{к.пр} = 1$ поддерживается постоянной (физическая частота вращения компрессора $\bar{n}_к$ изменяется пропорционально $\sqrt{T_H^*}$). Увеличение частоты вращения $\bar{n}_к$ достигается повышением перепада давлений в турбине π_t при максимально возможной температуре газа в основной КС $T_{к.с}^*$.

При достижении допустимой по прочности турбины частоты вращения компрессора ($\bar{n}_{к.макс} \approx 1,5$) выполняются следующие действия: приведенная частота вращения компрессора понижается до заданного уровня ($\bar{n}_{к.пр} \approx 0,7$), открывается заслонка (см. рис. 6, нижний вид) и включается форсаж: часть топлива в количестве не более 3 % расхода воздуха подается на вход в компрессор [15], часть — в основную КС, остальное топливо — в смеситель. Суммарный

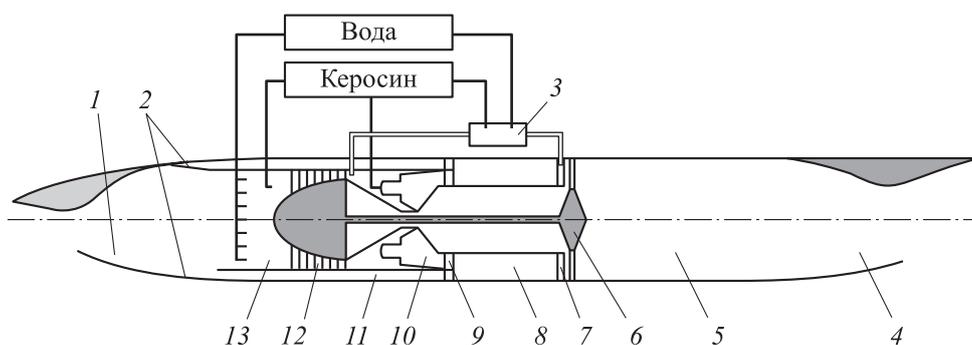


Рис. 6. Схема гиперфорсированного ТРДЭ

коэффициент избытка воздуха поддерживается на уровне $\alpha_{\Sigma} = 1,05 \dots 1,10$.

После включения форсажа (открытия заслонки) приведенная частота вращения компрессора поддерживается постоянной ($\bar{n}_{к.пр} \approx 0,7$), физическая частота увеличивается пропорционально $\sqrt{T_n^*}$.

При достижении предельной (по прочности лопаток компрессора) температуры торможения воздуха $T_n^* \approx 1000$ К в теплообменник через коллектор подается вода в количестве, обеспечивающем постоянство температуры воздуха на входе в компрессор $T_{в.к}^* \approx 1000$ К. Температура газа в основной КС $T_{к.с}^*$ в процессе подачи воды поддерживается постоянной.

Тяга двигателя R изменяется пропорционально произведению давления торможения воздуха p_n^* на коэффициент сохранения полного давления во входном устройстве $\sigma_{вх}$ ($R \sim \sigma_{вх} p_n^*$). При числе Маха $M > 7$ коэффициент $\sigma_{вх}$ становится менее 0,1, что ведет к вырождению ТРДЭ как двигателя ЛА.

На рис. 7 показана типовая траектория полета ГЛА [10].

Выполнен расчет высотно-скоростных характеристик гиперфорсированного ТРДЭ для типовой траектории полета ГЛА (см. рис. 7). Исходные данные: взлетная тяга $R_0 = 20\,000$ даН; исходная степень повышения давления в компрессоре $\pi_{к.о} = 3,5$; температура газа перед турбиной во взлетном режиме $T_{г.о}^* = 2350$ К; минимальный коэффициент избытка воздуха в КС $\alpha_{\min} = 1,05$; минимальный перепад давлений в турбине $\pi_{т \min} = 1,29$; максимальный перепад давлений в турбине $\pi_{т \max} = 1,6$; КПД элементов двигателя — стандартные [6]; потери давления во входном устройстве — стандартные [6]; отбор воздуха на охлаждение — 7 %; коэффициент ин-

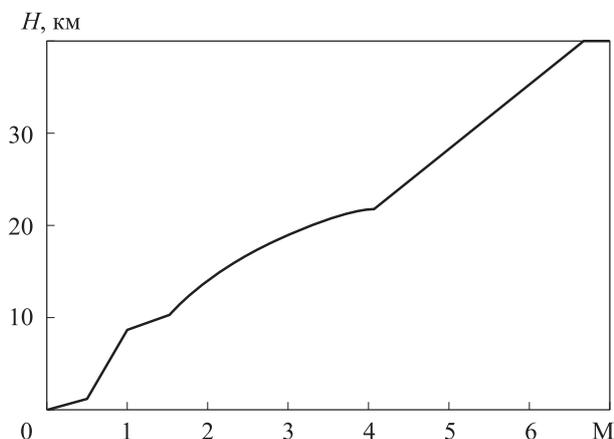


Рис. 7. Типовая траектория полета ГЛА

тенсивности охлаждения в лопатках турбины — 0,7; основная КС — двухзоновая [7]; отношение площадей сопел активного и пассивного газов на входе в камеру смешения газового эжектора — 2,0. Режим работы двигателя — максимальный (при $M > 3,3$ — форсированный, при $M > 4,5$ — гиперфорсированный).

Высотно-скоростные характеристики гиперфорсированного ТРДЭ приведены на рис. 8. Здесь $\alpha_{к.с}$ и $\alpha_{ф.к}$ — коэффициенты избытка воздуха в основной и форсажной КС; $T_{ф}^*$ — температура газа в форсажной КС; π_v — степень повышения давления во входном устройстве; m — коэффициент эжекции.

Анализ высотно-скоростных характеристик, приведенных на рис. 8, выявил следующее. До числа Маха $M = 3,3$ приведенная частота вращения компрессора за счет роста π_t ($T_t^* \approx 2400$ К) поддерживается постоянной ($\bar{n}_{к.пр} = 1$), а физическая частота \bar{n}_k увеличивается пропорционально $\sqrt{T_n^*}$.

При числе Маха $M = 2,7$ температура лопаток турбины $T_{л.т}$ достигает 1200 К, чтобы не перегреть лопатки, в смеситель (см. рис. 6) подается вода (расход воды составляет менее 5 % расхода топлива).

При числе Маха $M = 3,3$ физическая частота вращения турбокомпрессора достигает предельно допустимого значения $\bar{n}_{к \max} = 1,5$ (скорость вращения лопаток турбины ~ 600 м/с). Включается форсированный режим: приведенная частота вращения компрессора понижается до 0,7, физическая — до 1,05. Открывается заслонка (см. рис. 6), включается эжектор, топливо подается на вход компрессора и в смеситель.

Температуры газа в основной КС $T_{к.с}^*$ и форсажной КС $T_{ф}^*$ повышаются (коэффициенты избытка воздуха $\alpha = 1,05 \dots 1,1$). Температура газа перед турбиной T_t^* вследствие смешения газа с воздухом падает. Коэффициент тяги C_R уменьшается на 3...5 %, удельный расход топлива $C_{уд}$ увеличивается на 15...20 %, частота вращения компрессора \bar{n}_k снижается на 30 %.

При дальнейшем росте числа Маха приведенная частота вращения компрессора поддерживается постоянной ($\bar{n}_{к.пр} = 0,7$), физическая частота \bar{n}_k увеличивается пропорционально $\sqrt{T_n^*}$. Коэффициент тяги C_R растет, а удельный расход топлива $C_{уд} \approx \text{const}$, что свидетельствует о повышении общего КПД (см. рис. 8).

При числе Маха $M = 4,5$ включается гиперфорсаж. Температура воздуха на входе в двига-

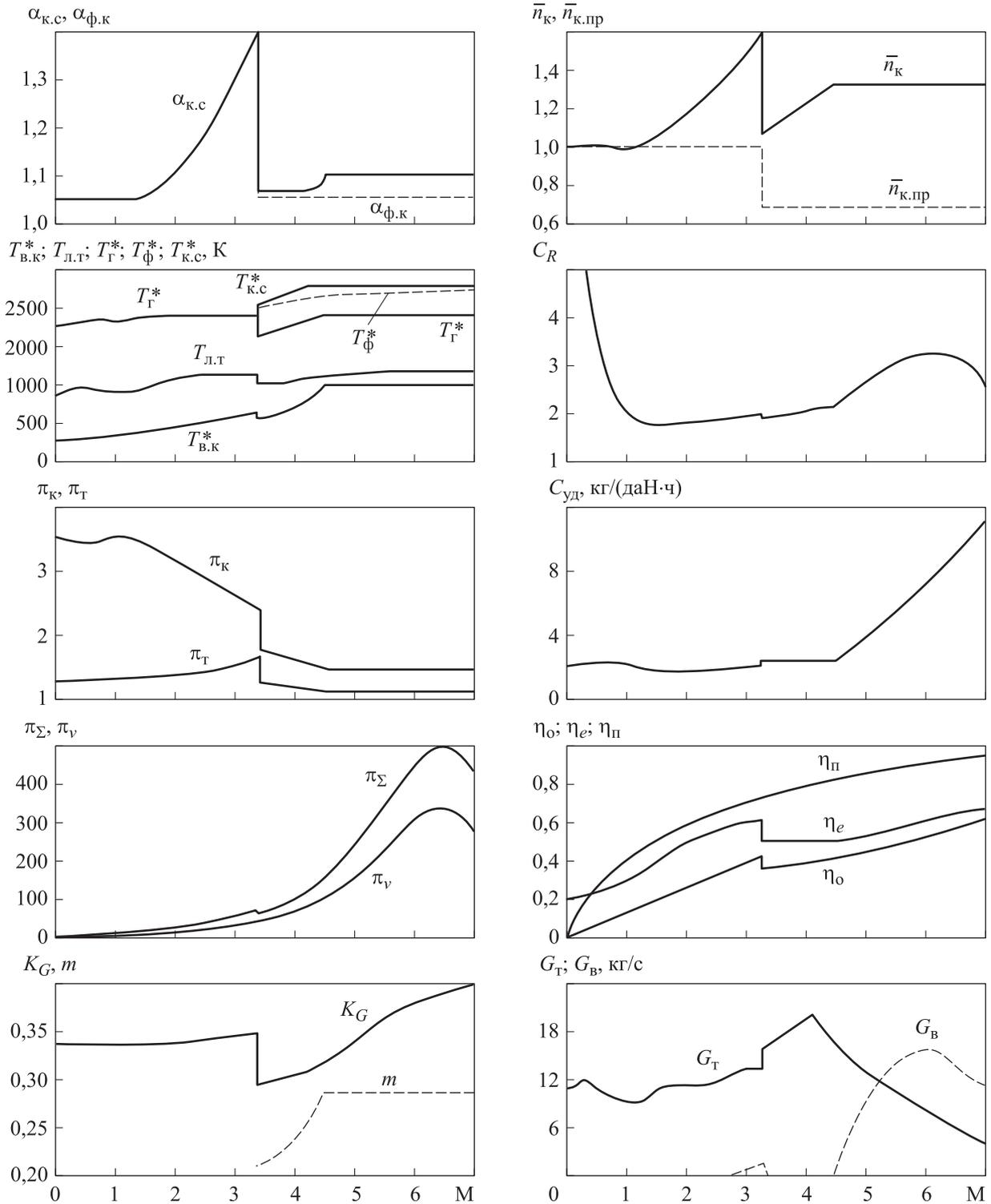


Рис. 8. Высотно-скоростные характеристики гиперфорсированного ТРДЭ, рассчитанные для типовой траектории полета ГЛА

тель T_n^* составляет 1000 К. Чтобы не перегреть компрессор, на вход подается вода в количестве, позволяющем поддерживать температуру воздуха $T_n^* = 1000$ К. Температура газа в основной КС поддерживается постоянной ($T_{к.с}^* \approx 2800$ К). Температура воздуха, поступающего

в компрессор, при подаче воды уменьшается, а плотность увеличивается, что повышает производительность компрессора — вызывает рост коэффициентов K_G и C_R (см. рис. 8).

При числе Маха $M > 6$ степень повышения давления во входном устройстве π_v падает, что

приводит к снижению расхода воздуха через входное устройство, а следовательно, и коэффициента C_R .

Общий КПД ТРДЭ η_o при числе Маха $M = 7$ приближается к 0,6. Столь высокая эффективность ТРДЭ является следствием сочетания высоких суммарных степеней повышения давления ($\pi_\Sigma > 400$) и больших чисел Маха ($M > 6$), что в соответствии с общими положениями теории ВРД [6] позволяет иметь предельно высокие эффективный η_e и полетный η_n КПД (см. рис. 8).

Удельный расход топлива $C_{уд}$ (см. рис. 8), как и в гиперфорсированном ТРД, определяется как сумма расходов активного (керосин) и пассивного (вода) топлив, приходящихся на 1 даН тяги в течение часа.

При гиперзвуковых скоростях полета удельный расход топлива $C_{уд}$ превышает 4 кг/(даН·ч), что делает невозможным длительное пребывание ЛА на указанных скоростях полета. Гиперзвуковой полет ТРДЭ — это кратковременный полет с набором максимально возможных высот и скоростей полета ЛА (см. рис. 7) с целью пуска космического аппарата или иного объекта.

Расчетные параметры гиперфорсированного ТРДЭ

Тяга двигателя, даН, в режиме работы:

максимальном	20000
экономичном	9000
малогаза	Менее 1500

Удельный расход топлива, кг/(даН · ч),

в режиме работы:

максимальном	2,0
экономичном	1,45
малогаза	Более 2,4

Температура газа перед турбиной, К,

в режиме работы:

максимальном	2300...2400
экономичном	1200
малогаза	Менее 800

Расход воздуха, кг/с

Степень повышения давления в компрессоре

Габаритные размеры газогенератора, м:

диаметр	1,9
длина	4,5

Удельная масса газогенератора, кг/даН ..

Максимальное число Маха

Максимальный общий КПД

Авиационные ракетно-космические системы приобретают все большую популярность. До сих пор выбор был достаточно предсказуем: двухступенчатая ракетно-космическая система

(РКС) плюс самолет-разгонщик из числа существующих, желательнее сверхзвуковой. Наиболее известным проектом в этом плане является проект авиационный РКС «Бурлак — Диана», где в качестве самолета-разгонщика выбран доработанный вариант самолета Ту-160, на который подвешена двухступенчатая РКС «Бурлак». Скорость и высота полета РКС: $M \sim 1,7$; $H \sim 12$ км, полезная нагрузка — примерно 1000 кг [16].

Применение гиперфорсированных ТРДЭ позволит увеличить скорость и высоту полета самолета-разгонщика до $M \sim 7$ и $H \sim 40$ км, при которых первая ступень РКС становится ненужной. Это даст возможность повысить в разы как мощность второй ступени РКС, так и полезную нагрузку.

Появление гиперфорсированных ВРД открывает принципиально новые возможности в создании воздушно-реактивных двигателей больших скоростей. То, что сегодня кажется невозможным, завтра будет вполне обычным. Ожидаемый качественный скачок скорости полета ЛА [13] приведет к появлению летательных аппаратов, совершенно непохожих на существующие ЛА. Фактически, это будет новый технологический уклад, сопоставимый по своей значимости для развития авиации с появлением воздушно-реактивного двигателя (двигателя Уиттла) в конце 40-х годов прошлого столетия.

Выводы

1. Рассмотрен способ форсирования сверх- и гиперзвуковых ВРД подачей воды на вход в двигатель. Способ позволяет расширить диапазон применения ВРД с дозвуковым горением топлива по скорости полета до восьми чисел Маха, по высоте полета — до 45 км.

2. Физическая сущность гиперфорсажа заключается в том, что вода (пар), подаваемая (подаваемый) на вход ВРД, становится вторым рабочим телом, которое наравне с первым (воздухом) участвует во всех термодинамических процессах, происходящих в двигателе: формирует дополнительный (внутренний) термодинамический цикл.

3. Гиперфорсаж локализует такое физическое явление, как энергетическое вырождение ВРД.

4. Гиперфорсированные турбореактивные двигатели по газодинамическим возможностям превосходят известные форсированные одно-

контурные и двухконтурные турбореактивные двигатели и, по-видимому, в перспективе заменят их.

5. Нишу скоростей полета ГПВРД, вероятно, займут ПВРДФ по двум причинам: гиперзвуковой полет ($M > 7 \dots 8$) не может быть длительным из-за нагрева ЛА; выход в космос с использованием ВРД также невозможен. В этих условиях появление ПВРДФ делает разработку ГПВРД бесперспективной: на скоростях полета менее восьми чисел Маха ГПВРД

проигрывают гиперфорсированным ПВРД, турбоэжекторным и другим ГТД, на скоростях полета более восьми чисел Маха — ракетным двигателям.

6. Применение гиперфорсированных ТРДЭ даст возможность увеличить число Маха и высоту полета самолета-разгонщика до $M \sim 7$ и $H \sim 40$ км, при которых первая ступень РКС становится ненужной. Это позволит повысить в разы как мощность второй ступени РКС, так и полезную нагрузку.

Литература

- [1] Письменный В.Л. Гиперфорсированные воздушно-реактивные двигатели. *XLIII Академические чтения по космонавтике. Сб. тез.*, Москва, 29 января–1 февраля 2019, Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019, т. 2, с. 76–78.
- [2] Письменный В.Л. *Способ форсирования турбореактивного двигателя*. Пат. 2616137 РФ. 2017, бюл. № 11, 10 с.
- [3] Письменный В.Л. *Прямоточный воздушно-реактивный двигатель*. Пат. № 2647919 РФ. 2018, бюл. № 9, 6 с.
- [4] Письменный В.Л. *Турбоэжекторный двигатель и способ его регулирования*. Пат. 2645373 РФ. 2018, бюл. № 6, 16 с.
- [5] Письменный В.Л. Внутренние термодинамические циклы. *Конверсия в машиностроении*, 2006, № 3, с. 5–10.
- [6] Бакулев В.И., Голубев В.А., Крылов Б.А., Марчуков Е.Ю., Нечаев Ю.Н., Онищик И.И., Сосунов В.А., Чепкин В.М. *Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок*. Москва, Изд-во МАИ, 2003. 688 с.
- [7] Письменный В.Л. *Камера сгорания авиационного газотурбинного двигателя*. Пат. 2612449 РФ. 2017, бюл. № 7, 5 с.
- [8] Письменный В.Л. Стехиометрические газотурбинные двигатели. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 6, с. 78–85.
- [9] Скибин В.А., Солонин В.И., ред. *Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор)*. Москва, Изд-во ЦИАМ, 2004. 424 с.
- [10] Нечаев Ю.Н. *Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов*. Москва, Академия космонавтики, 1996. 213 с.
- [11] Васильев А. *Гиперзвуковой SR-72: скорость как залог неуязвимости*. URL: <https://www.computerra.ru/183143/lockheed-sr-72> (дата обращения 3 ноября 2018).
- [12] Кондратюк Е. Исследования, проводимые в США в области создания гиперзвуковых летательных аппаратов. *Зарубежное военное обозрение*, 2013, № 2, с. 63–69.
- [13] Письменный В.Л. Концепция газотурбинного двигателя для гиперзвуковых скоростей полета. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2009, № 8, с. 19–23.
- [14] Письменный В.Л. *Газовый эжектор*. Пат. 2650913 РФ. 2018, бюл. № 11, 4 с.
- [15] Письменный В.Л. *Способ форсирования авиационного двигателя*. Пат. 2386832 РФ, 2010.
- [16] Ростопчин В.В., Клименко В.И. *Авиационные ракетно-космические системы*. URL: <http://www.sciteclibrary.ru/texts/rus/stat/st636.htm> (дата обращения 3 ноября 2018).

References

- [1] Pis'mennyy V.L. Hypertolerance jet engines. *XLIII Akademicheskiye chteniya po kosmonavtike. Sb. tez.* [XLIII Academic Space Conference]. Moscow, 2019, vol. 2, pp. 76–78.
- [2] Pis'mennyy V.L. *Sposob forsirovaniya turboreaktivnogo dvigatelya* [Method of boosting a turbojet engine]. Patent RF no. 2616137, 2017. 10 p.

- [3] Pis'mennyy V.L. *Pryamotochnyy vozdušno-reaktivnyy dvigatel'* [Ramjet engine]. Patent RF no. 2647919, 2018. 6 p.
- [4] Pis'mennyy V.L. *Turboehzhektornyy dvigatel' i sposob ego regulirovaniya* [Turbo-ejector engine and method of its regulation]. Patent RF no. 2645373, 2018. 16 p.
- [5] Pis'mennyy V.L. Internal thermodynamic cycles. *Konversiya v mashinostroenii*, 2006, no. 3, pp. 5–10 (in Russ.).
- [6] Bakulev V.I., Golubev V.A., Krylov B.A., Marchukov E.Yu., Nechaev Yu.N., Onishchik I.I., Sosunov V.A., Chepkin V.M. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i ehnergeticheskikh ustanovok* [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants]. Moscow, MAI publ., 2003. 688 p.
- [7] Pis'mennyy V.L. *Kamera sgoraniia aviatsionnogo gazoturbinogo dvigatel'ia* [Combustion chamber of an aviation gas turbine engine]. Patent RF no. 2612449, 2017. 5 p.
- [8] Pis'mennyy V.L. Stoichiometric Gas Turbine Engines. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2018, no. 6, pp. 78–85 (in Russ.), doi: 10.18698/0536-1044-2018-6-78-85
- [9] *Raboty vedushchih aviadvigatelestroitel'nykh kompaniy po sozdaniyu perspektivnykh aviatsionnykh dvigateley (analiticheskiy obzor)* [The work of leading aircraft engine companies to create advanced aircraft engines (analytical review)]. Ed. Skibin V.A., Solonin V.I. Moscow, TSIAM publ., 2004. 424 p.
- [10] Nechayev Yu.N. *Silovyye ustanovki giperzvukovykh i vozdušno-kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Power plants hypersonic and aerospace aircraft]. Moscow, Akademiya kosmonavtiki publ., 1996. 213 p.
- [11] Vasil'yev A. *Giperzvukovoy SR-72: skorost' kak zalog neuyazvimosti* [Hypersonic SR-72: speed as a guarantee of invulnerability]. Available at: <https://www.computerra.ru/183143/lockheed-sr-72> (accessed 3 November 2018).
- [12] Kondratyuk E. Research conducted in the US in the creation of hypersonic aircraft. *Zarubezhnoye voyennoye obozreniye*, 2013, no. 2, pp. 63–69 (in Russ.).
- [13] Pis'mennyy V.L. Gas turbine engine concept for hypersonic flight speeds. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot"*, 2009, no. 8, pp. 19–23 (in Russ.).
- [14] Pis'mennyy V.L. *Gazovyy ezhektor* [Gas ejector]. Patent RF no. 2650913, 2018.
- [15] Pis'mennyy V.L. *Sposob forsirovaniya aviatsionnogo dvigatelya* [Aircraft engine forcing method]. Patent RF no. 2386832, 2010.
- [16] Rostopchin V.V., Klimenko V.I. *Aviatsionnyye raketno-kosmicheskiye sistemy* [Aviation rocket and space systems]. Available at: <http://www.sciteclibrary.ru/texts/rus/stat/st636.htm> (accessed 3 November 2018).

Статья поступила в редакцию 01.07.2019

Информация об авторе

ПИСЬМЕННЫЙ Владимир Леонидович — кандидат технических наук, доцент кафедры испытаний авиационной техники. Филиал «Взлет» ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» в г. Ахтубинске (416501, Ахтубинск, Российская Федерация, ул. Добролюбова 5, e-mail: vladimir@tecserv.info).

Information about the author

PISMENNYI Vladimir Leonidovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Aircraft Testing Department. Akhtubinsk Branch Vzlet Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education — Moscow Aviation Institute (National Research University) (146501, Akhtubinsk, Astrakhan region, Russian Federation, Dobrolyubov St., Bldg. 5, e-mail: vladimir@tecserv.info).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Письменный В.Л. Гиперфорсированные воздушно-реактивные двигатели. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2020, № 1, с. 51–62, doi: 10.18698/0536-1044-2020-1-51-62

Please cite this article in English as:

Pismennyi V.L. Hyper Afterburner Jet Engines. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2020, no. 1, pp. 51–62, doi: 10.18698/0536-1044-2020-1-51-62