

# Развитие воздушно-реактивных двигателей для авиации высоких скоростей полета – синтез достижений различных отраслей науки и техники

Фаворский О.Н., Курзинер Р.И.

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

На основе анализа достижений термохимии и совершенствования с ее использованием методов создания комбинированных двигателей более совершенных термодинамических циклов, чем традиционно реализуемый в воздушно-реактивном двигателе цикл Брайтона, рассматриваются возможности использования высоких хладоресурса и работоспособности эндотермических топлив подобно использованию соответствующих свойств криогенных топлив. Полученные результаты должны способствовать увеличению скорости летательных аппаратов с авиационными двигателями на углеводородном топливе.

**Ключевые слова:** воздушно-реактивный двигатель, комбинированный двигатель, эндотермическое топливо, криогенное топливо, хладоресурс топлива, работа цикла

## Development of air-breathing engines for high-speed aviation by combining advances in various areas of science and engineering

Favorskiy O.N., Kurziner R.I.

CIAM, Moscow

The article considers possibilities of using high cooling and work capacities of endothermic fuels, similar to using corresponding properties of cryogenic fuels, based on the analysis of advancements in thermochemistry and their use in improving development methods for combined engines with more advanced thermodynamic cycles than the Brayton cycle traditionally implemented in air-breathing engines. The same results should promote an increase in flight speed of an airplane with hydrocarbon-fueled engines.

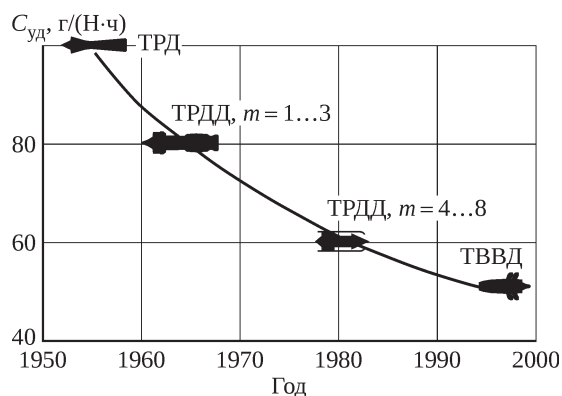
**Keywords:** air-breathing engine, combined engine, endothermic fuel, cryogenic fuel, fuel's cooling capacity, work of cycle

### Введение

История авиации – это борьба за увеличение скорости, высоты и дальности полета. В настоящее время пилотируемые самолеты достигают максимальной скорости  $V = 3300$  км/ч (США) и высоты  $H = 32$  км (СССР). Скорость и высота, как правило, связаны между собой: увеличение высоты с ростом скорости полета вызвано необходимостью уменьшить аэродинамический нагрев элементов конструкции. При этом предельная высота длительного полета аппарата в атмосфере определяется скоростью полета, т.е. несущей способностью крыла, а также зависит от энергетических параметров двигателя, определяемых теплотой сгорания ( $Q_H$ ), скоростью

полета ( $V$ ) и эффективностью (КПД) термодинамического цикла ( $\eta_0$ ), так как удельный расход топлива определяется уравнением  $C_{уд} \sim V/(\eta_0 Q_H)$ . На примере двигателей, используемых в гражданской авиации, в частности, можно проследить, как в течение 30...35 лет улучшалась их экономичность (рис. 1).

Традиционным направлением улучшения энергетических параметров воздушно-реактивного двигателя (ВРД) является, в первую очередь, совершенствование параметров цикла Брайтона: повышение максимальной температуры газа ( $T_r^*$ ) и увеличение суммарной степени повышения давления в цикле  $\pi_{\Sigma}^* = \pi_{\text{к}}^* \pi_{\text{вх}}^*$  (произведение степеней повышения давления воздуха в компрессоре и в воздухозаборнике), – а также увеличение КПД узлов.



**Рис. 1.** Изменение удельного расхода топлива двигателей гражданской авиации (ТРД – турбореактивный двигатель; ТРДД – двухконтурный турбореактивный двигатель; ТВВД – турбовинтовентиляторный двигатель)

Сегодня авиационные ВРД работают при  $T_g^*$  до 1800 К и  $\pi_{\kappa\Sigma}^*$  до 80, а к началу XXI века предполагается увеличить  $T_g^*$  до 2100 К и  $\pi_{\kappa\Sigma}^*$  до 90...100.

В увеличении КПД основных узлов ВРД, таких как лопаточные машины (компрессоры и турбины), элементы проточного тракта и др., большую роль сыграло применение электронно-вычислительной техники, позволившее с внедрением пространственных методов расчета удачнее спроектировать элементы проточной части и повысить, в частности, КПД компрессора до 86...88%, а турбины – до 90...92%. Сопутствующее по времени этому процессу увеличение степени двухконтурности ВРД позволило повысить полетный КПД и, как следствие, полный КПД силовой установки (СУ). Очень важной для двигателей с большой степенью двухконтурности ( $m = 4...6$ ) оказалась проблема оптимизации СУ по эффективной тяге с учетом внешнего сопротивления, учитывающая внешние и внутренние потери. У современных двигателей для пассажирской авиации, например двигателя ПС-90А для самолетов Ту-204 или Ил-96, при полете со скоростью 850 км/ч величина удельного расхода топлива  $C_{уд} \approx 58$  г/(Н·ч) соответствует КПД СУ ~ 33%, а это значение КПД находится на уровне современных значений КПД автомобильных карбюраторных двигателей и тепловых электростанций 1970...1980-х годов. Развитие ВРД для пассажирских самолетов путем замены двухконтурных двигателей винтовентиляторными позволит уменьшить  $C_{уд}$  до ~54 г/(Н·ч), или 140 г/(л.с.ч), т.е. до величин удельного расхода топлива лучших перспективных дизелей и электростанций начала будущего века.

Напомним также, что уже более 30 лет утилизация тепловой энергии продуктов сгорания, покидающих ГТД, в системе регенерации теплоты основного цикла двигателя привлекает внимание исследователей и инженеров. Более того, регенерация тепла уже нашла применение в энергетике и в автомобильных газотурбинных

двигателях, и нет сомнения, что в ближайшие годы она найдет применение в авиации, и в первую очередь в вертолетных ГТД. Известная со времени появления предложения Ломбарда (фирма Rolls-Royce) утилизация энергии покидающих ГТД продуктов сгорания путем получения дополнительной работы в замкнутом цикле паросиловой установки (в стационарной энергетике это так называемые парогазовые установки) также, вероятно, сможет найти применение в двигателях самолетов, так как снижение удельного расхода топлива для длительного полета даже на 10...12% имеет большое значение.

Однако одновременно с повышением параметров и КПД цикла ВРД, связанных со все возрастающими техническими трудностями, были начаты поиски принципиально новых направлений, позволяющих получить качественно новые характеристики на основе достижений фундаментальных наук.

Внимание прежде всего обратили на ядерные источники тепла, так как энергия деления ядер урана и плутония в ~1 млн раз превышает теплоту сгорания керосина и создает потенциальные возможности достижения безграничной дальности полета самолетов. Проработка силовых установок с использованием ядерной энергии разного типа для авиатехники показала техническую реализуемость ядерных авиационных ВРД. Однако одновременно определились и две принципиальные проблемы, затрудняющие практическую реализацию их применения. Первая – это сложность обеспечения безопасности при аварии самолетов с ядерными двигателями и ликвидации последствий подобных аварий. Вторая проблема – большой вес средств радиационной защиты людей на борту и аппаратуры и, как следствие этого, большие габариты и масса летательных аппаратов.

Другое направление – использование солнечной энергии в авиации – не только рассматривалось, но и было реализовано на весьма легких летательных аппаратах планерного типа. Однако создание таких объектов с солнечными батареями даже в конструкции планера встречает большие трудности, так как малая энергоемкость солнечных батарей при больших габаритах приводит к малой энерговооруженности таких аппаратов и может обеспечить только очень низкую скорость полета легкого аппарата.

Использование в качестве топлив веществ, находящихся в метастабильном состоянии (триплетные  $He^*$ ,  $Ne^*$ ,  $Ar^*$ , синглетный  $O_2$  и др.) и полученных путем накачки в эти вещества электрических зарядов, из-за сложности длительного хранения при чрезвычайно низких температурах и существенного утяжеления конструкции летательного аппарата при необходимости установки мощных стабилизирующих устройств не представляется возможным в обозримом будущем.

**Табл. 1.** Основные физико-химические свойства жидких углеводородных авиационных топлив

Свойство	РТ	Т-6	JP-10	RJ-6	$\Sigma C_n H_m$
Низшая массовая теплота сгорания $Q_H$ , кДж/кг	43 370	43 160	42 080	41 870	44 620
Низшая объемная теплота сгорания $Q_V$ , кДж/л	34 170	36 240	39 560	42 700	32 050...33 880
Температура плавления $t_{пл}$ , °С	-55	-60	-79	-54	-50...-60
Температура кипения $t_{кип}$ , °С	135...250	195...315	182	182...285	145...225
Температура для определения хладоресурса $t$ , °С	180	400	400	400	400
Плотность $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	779	841	940	1020	720...760
Вязкость при низких температурах $\nu_{-40^\circ C} \cdot 10^6$ , м <sup>2</sup> /с	5,4	60	19	140	3...5
Относительный хладоресурс (на единицу теплоты сгорания) $\Delta H_{пл}^t / Q_H$	0,018	0,03	0,032	0,032	0,022

Свойства углеводородных авиационных топлив с увеличением скорости полета изменялись практически в одном направлении – повышении термостабильности, и в первую очередь температуры кипения с ростом температуры окружающей среды. При этом практически сохранялись физико-химические свойства топлив (массовая и объемная теплота сгорания, плотность, интервал температуры кипения) с невысокой вязкостью при низких температурах ( $\nu_{-40^\circ C} < 60 \cdot 10^{-6}$  м<sup>2</sup>/с), обеспечивающей возможность эксплуатации двигателя в высотных условиях (табл. 1).

Первыми четырьмя типами топлива, приведенными в табл. 1, в основном исчерпывался перечень натуральных авиакеросинов, получаемых из нефти. Как топливо с повышенным энергосодержанием рассматривались синтезированные металло- и металлоидсодержащие углеводородные топлива с добавками таких веществ, как бор, алюминий, магний, литий, бериллий, приводившими к повышению температуры сгорания, увеличению удельного импульса и улучшению других характеристик [1]. В последние годы в анализе улучшения экономических характеристик двигателей и в связи с сырьевыми и экологическими проблемами стало актуальным рассмотрение высококалорийных криогенных топлив, и прежде всего водорода. Стали интенсивно изучать природный газ, попутный нефтяной газ и сложные углеводородные топлива. Так, в 1988 году в СССР был проведен полет самолета Ту-155 с двигателем НК-88 на жидком водороде. В том же году были проведены полеты вертолета Ми-8Г с двигателем ТВ2-117, работающим на сконденсированной пропан-бутановой смеси. Этим были показаны возможности применения альтернативных авиационных топлив в газотурбинных двигателях обычных схем (ТРДД и турбовальном ГТД), предназначенных для дозвуковых и малых сверхзвуковых скоростей полета, при реализации более высокой теплотворной способности топлива в традиционном цикле ВРД.

Для существенного улучшения характеристик современных летательных аппаратов в обозримый период

времени, по-видимому, нужны более радикальные решения, которые не только обеспечили бы возможность реализации термодинамических циклов, значительно более совершенных, чем цикл Брайтона, но и не были бы связаны с применением альтернативных тепловой энергии источников и принципов создания реактивной тяги, т.е. использовали бы обычные жидкие топлива.

При этом для интересующих нас больших скоростей полета, т.е. для значений числа Маха ( $M_n$ ), превышающих 3,5...4,0 ( $V = 3700...4200$  км/ч), использование водорода и других вышеуказанных типов топлива позволяет рассчитывать на решение двух фундаментальных задач: обеспечение работоспособности конструкции двигателя и летательного аппарата за счет использования хладоресурса топлива и улучшение термодинамического цикла по сравнению с циклом Брайтона в результате использования больших хладоресурса и работоспособности этих топлив и продуктов их термохимических превращений.

На рис. 2 и в табл. 2 приведены физико-химические свойства авиационного водородного топлива (АВТ), авиационного метанового топлива (АМТ), пропана, бутана и пропан-бутановой смеси (авиационного сконденсированного топлива – АСКТ), а на рис. 3 – соответствующие данные энергоемких топлив, хладоресурс которых составляет значительную долю теплоты сгорания топлива. Видно, что из приведенных топлив только водород и метан требуют специальных криогенных систем хранения, в то время как остальные допускают хранение в обычных баках, что представляет особое преимущество для авиационных систем. Отметим, что газотурбинные двигатели при соответствующей организации системы регулирования топливopодачи отлично работают на природном газе и его составляющих. Большой опыт работы ГТД накоплен также на газоперекачивающих станциях и в стационарной энергетике.

Внедрение криогенных топлив связано с решением комплекса эксплуатационных проблем (хранение, транспортировка, заправка), но создает реальные перспективы улучшения термодинамического цикла ВРД. Именно

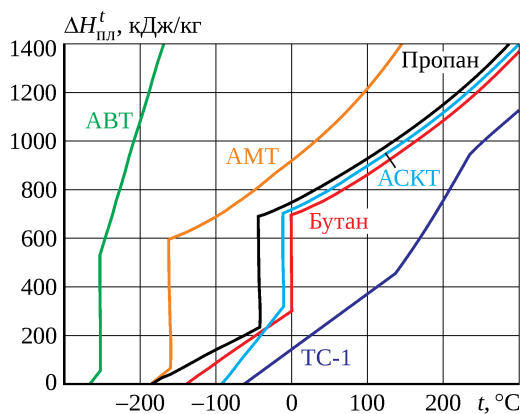


Рис. 2. Зависимость хладоресурса альтернативных топлив и стандартного ТС-1 от температуры нагрева

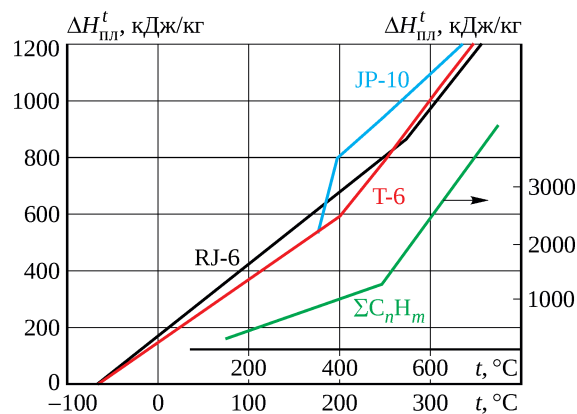


Рис. 3. Зависимость хладоресурса энергоемких топлив от температуры нагрева

Табл. 2. Основные физико-химические свойства альтернативных авиационных топлив

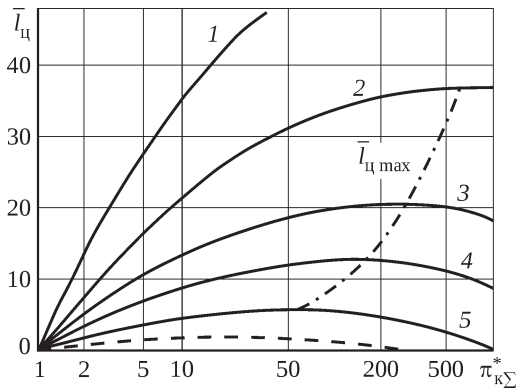
Свойство	АВТ	АМТ	Пропан	Бутан	АСКТ
Низшая массовая теплота сгорания $Q_H$ , кДж/кг	114 480	50 100	46 430	45 640	45 640
Низшая объемная теплота сгорания $Q_V$ , кДж/л	8850	22 570	33 910	33 620	30 860
Температура плавления $t_{пл}$ , °C	-259	-182	-188	-138	-95
Температура заправки $t_{запр}$ , °C	-259	-180	-185	-130	-60
Критическая температура $t_{кр}$ , °C	-240	-82	97	152	172
Плотность жидкости при $t_{запр}$ $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	77,15	450	730	737	675
Абсолютный хладоресурс $\Delta H_{пл}^{600^\circ C}$ , кДж/кг	12 370	2650	2440	2330	2380
Относительный хладоресурс (на единицу теплоты сгорания) $\Delta H_{пл}^{600^\circ C} / Q_H$	0,109	0,053	0,052	0,051	0,052
Газовая постоянная $R$ , кДж/(кг·К)	4,12	0,518	0,189	0,143	–

хладоресурс криогенных топлив открывает новые возможности для увеличения температуры в проточной части ГТД и прямоточных ВРД. Так, например, при замене керосина метаном в результате использования хладоресурса метана для охлаждения лопаток турбины принципиально возможно повысить температуру газа перед турбиной ТРД с форсажной камерой (ТРДФ) на 200...300 К, т.е. до 1900...2000 К, и расширить диапазон эффективного использования двигателей этого типа вплоть до  $M_n = 4...5$ . Использование хладоресурса водорода теоретически (по необходимым затратам холода для обеспечения работоспособности элементов двигателя) позволяет повысить температуру газа перед турбиной ТРДФ почти до стехиометрической (2400...2600 К).

Наряду с охлаждением теплонапряженных узлов двигателя хладоресурс криогенного топлива может быть использован для охлаждения основного компонента рабочего тела ВРД – воздуха, что также может оказать непосредственное воздействие на эффективность термодинамического цикла. Высокая газовая постоянная водорода и других приведенных в табл. 2 топлив свидетельствует о возможности реализации высокой работоспособности топлив в газообразном состоянии. Таким образом, наряду с хладоресурсом высокая работоспособ-

ность не только криогенных, но и других альтернативных топлив может быть использована для принципиального улучшения цикла ВРД по сравнению с циклом Брайтона. Особую значимость приобретают методы использования высоких хладоресурса и работоспособности топлив, не связанные с необходимостью повышения максимальной температуры генераторного цикла. К числу важнейших, по мнению авторов, относится использование хладоресурса альтернативного топлива для уменьшения относительной работы сжатия и получения высокой работоспособности топлива и продуктов сгорания этого топлива в воздухе для увеличения относительной работы расширения. При соответствующем увеличении степени повышения давления в таком цикле (с целью увеличения его работы) за счет регенерации теплоты топливом повышаются также термический и эффективный КПД цикла.

Эффективность такого метода иллюстрирует рис. 4, где показано увеличение работы цикла  $\bar{T}_{ц} = L_{ц} / i_H$  с ростом  $\pi_{к\Sigma}^*$ , резко прогрессирующим с переходом от коэффициента избытка воздуха  $\alpha > 1,0$  к  $\alpha \rightarrow 0$  [2]. Видно также, что целесообразные значения  $\pi_{к\Sigma}^*$ , обеспечивающие  $\bar{T}_{ц max}$ , увеличиваются с уменьшением  $\alpha$ , причем это увеличение весьма значительно и определя-



**Рис. 4.** Зависимость относительной работы цикла от степени повышения давления в цикле:  
 1 –  $\alpha = 0$ ; 2 –  $\alpha = 0,02$ ; 3 –  $\alpha = 0,05$ ; 4 –  $\alpha = 0,10$ ;  
 5 –  $\alpha = 0,3$ ; штриховая кривая – воздух

ется существенным уменьшением работы сжатия ( $l_c$ ) и увеличением работы расширения ( $l_p$ ). Это направление улучшения эффективности термодинамического цикла ВРД является конкретным выражением возможностей использования энергоемкости альтернативных топлив, определяемой их относительным хладоресурсом ( $\Delta H_{пл}^t / Q_H$ ) и газовой постоянной ( $R$ ).

В отличие от криогенных и других альтернативных топлив относительный хладоресурс обычных авиационных топлив (ТС-1, РТ и др.) ограничен из-за низкой температуры, определяемой термостабильностью этих топлив (см. табл. 1). В то же время при повышении термостабильности, например при азотизации топлив с уменьшением относительной доли растворенного в них кислорода, возникает возможность увеличения их относительного хладоресурса и повышения работоспособности.

Из приведенных в табл. 1 свойств топлив видно, что величина относительного хладоресурса в температурных пределах от  $t_{пл}$  до  $t = 400^\circ\text{C}$ , характеризующих примерную величину температуры начала химических превращений, составляет до 3% теплоты сгорания. Дальнейшее увеличение относительного хладоресурса таких топлив возможно только при химических превращениях. Однако теплоотводу с эндотермическими превращениями при обычно используемых углеводородных топливах препятствует интенсивное коксообразование, приводящее к забиванию каналов теплообменника-реактора. Поэтому увеличение хладоресурса и работоспособности топлива требует разработки таких типов топлив, в которых реакции термохимических превращений протекают с образованием максимального количества водорода и других легких, желательных газообразных, продуктов при отсутствии или исчезающе малой величине коксовыделения. Такие топлива, получившие название эндотермических (по типу реакции образования при термохимических превращениях), как и приве-

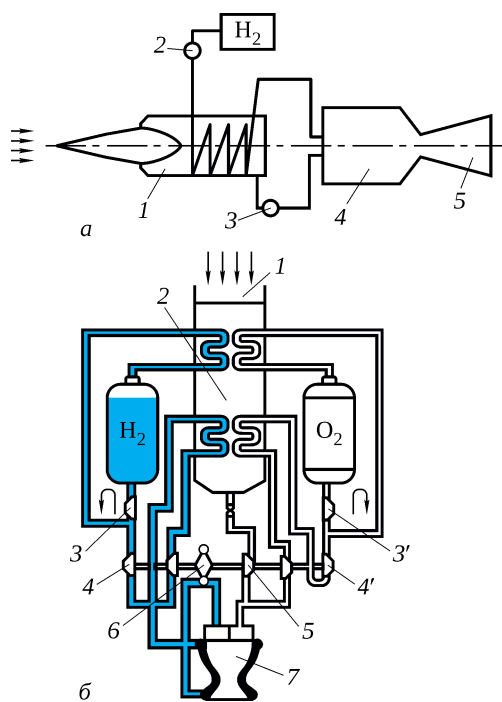
денные в табл. 2 альтернативные топлива, и прежде всего жидкий водород, будут иметь большой относительный хладоресурс, складывающийся из физического хладоресурса подогрева жидкого топлива, изменения фазового состояния и теплоты химических превращений исходного сложного топлива при достаточно высоких температурах процесса с перегревом продуктов разложения. В качестве примера такого топлива на рис. 3 приведены свойства одного из вариантов смеси углеводородов ( $\sum C_n H_m$ ). Такое эндотермическое топливо по основным физико-химическим свойствам почти не отличается от обычных углеводородных авиационных топлив, но при повышении температуры до  $t = 800^\circ\text{C}$  его относительный хладоресурс достигает  $\Delta H_{пл}^{800^\circ\text{C}} / Q_H = 0,097$ , т.е. приближается к хладоресурсу такого идеального моно топлива, как водород,  $-\Delta H_{пл}^{800^\circ\text{C}} / Q_H = 0,127$ .

Таким образом, углеводородные составы, как и АВТ, можно рассматривать как топливо для двигателей высокоскоростных летательных аппаратов. Разумеется, что к эндотермическим топливам предъявляется целая сумма требований, в том числе, кроме высокой теплоты сгорания и большого относительного хладоресурса, при термохимических превращениях необходима уже упомянутая минимизация коксоотложений. Это обычно требует организации процесса нагрева топлива с катализаторами и добавками, промотирующими газообразование и ингибирующими коксоотложение. Первыми работами по использованию хладоресурса эндотермических топлив для активного охлаждения элементов летательного аппарата и двигателя являются [3; 4]. Затем исследования в этом направлении стали более интенсивными [5; 6], хотя трудности создания таких топлив, особенно на основе углеводородов, отмечает ряд авторов [7].

Топлива в условиях больших скоростей полета являются практически единственным источником холода, обеспечивающим работоспособность конструкции планера и силовой установки. Если учитывать реальный прогрев элементов поверхности летательного аппарата и различие температур отдельных элементов из-за разной интенсивности теплоотдачи излучением в зависимости от формы, то можно установить, что охлаждение отдельных элементов поверхности летательного аппарата даже из жаростойких материалов становится необходимым уже при значениях  $M_{пл} \approx 5,5 \dots 6,5$ . Если же иметь в виду ограничения по пределу ползучести современных металлических материалов обшивки летательного аппарата, то необходимость в активном охлаждении возникает при еще более низких значениях  $M_{пл}$ . В силовой установке хладоресурс топлива может быть использован также для охлаждения поступающего в двигатель воздуха либо перед сжатием, либо в процессе сжатия с целью увеличения работы цикла ВРД.

Именно поэтому отмеченные особенности использования большой энергоемкости альтернативных топлив определяют реальные пути создания комбинированных ВРД новых схем, работающих по более совершенным термодинамическим циклам, чем обычный цикл Брайтона, за счет использования возможностей топлива как хладоносителя, рабочего тела с высокой газовой постоянной и высококалорийного горючего.

В качестве примеров двигателей, в которых используется высокий хладоресурс криогенных или эндотермических топлив могут быть рассмотрены газотурбинные двигатели с охлаждением воздуха на входе или между ступенями сжатия; комбинированные двигатели жидкостно-воздушного цикла с использованием охлажденного воздуха (ЖВЦД, рис. 5,а) и жидкостно-воздушно-ракетный двигатель (ЖВРД) схемы фирмы Mitsubishi (рис. 5,б). В ГТД с охлаждением воздуха перед компрессором удастся не только уменьшить затраты работы на сжатие, но и осуществить регенерацию тепла топливом за счет передачи теплоты охлаждения из зон низкого давления в зону высокого давления, обеспечив тем самым уменьшение расхода топлива, вводимого в камеру сгорания, и повышение КПД двигателя.



**Рис. 5.** Комбинированные жидкостные ракетные двигатели, использующие атмосферный воздух [2]:  
 а – ЖВЦД: 1 – воздухозаборник; 2 – насос жидкого водорода; 3 – насос сжиженного воздуха; 4 – камера сгорания; 5 – сопло;  
 б – ЖВРД: 1 – воздухозаборник; 2 – теплообменник-конденсатор; 3 и 3' – насосы низкого давления жидких водорода и кислорода; 4 и 4' – насосы высокого давления жидких водорода и кислорода; 5 – насос сжиженного воздуха; 6 – пароводородная турбина; 7 – камера сгорания и сопло

В двигателях жидкостно-воздушного цикла атмосферный воздух, поступающий из воздухозаборника в водородно-воздушный теплообменник-конденсатор, охлаждается и оживляется водородом и под давлением поступает в камеру сгорания ракетного типа, куда направляется также газифицированный и подогретый водород. В этих двигателях достигается еще более существенное снижение затрат работы на повышение давления воздуха, а следовательно, более значительное увеличение оптимальной степени повышения давления в цикле и повышение КПД, чем в ГТД с охлаждением воздуха по тракту. В ЖВРД схемы фирмы Mitsubishi шунтирование водорода и кислорода низкого давления перепуском подогретых компонентов в баки позволяет использовать теплоту плавления шугообразных компонентов топлива, содержащихся в баках, а это обеспечивает возможность повышения относительного расхода воздуха, сжижаемого единицей массы водорода, и тем самым получения заметных преимуществ перед ЖВЦД по удельной массе.

В качестве примера двигателей, использующих высокую работоспособность криогенных и эндотермических топлив, можно привести ракетно-турбинные двигатели (РТД), использующие в качестве рабочего тела для привода турбины продукты термических и термохимических превращений топлива, в частности газифицированные и подогретые водород и метан. На рис. 6 показана схема РТД фирмы Pratt & Whitney. Заметим, что в последнее время в связи с проблемой разработки экономичных и легких двигателей для высокоскоростных летательных аппаратов рассматривают применение ракетно-турбинных двигателей «паротопливных» схем в качестве основных двигателей самолетов с  $M_{\text{п}} \approx 5,0$ .

Наибольшую значимость, по-видимому, могут иметь двигатели с циклами более совершенными, чем традиционный цикл Брайтона, реализующие одновременно высокий хладоресурс и большую работоспособность рассматриваемых топлив. В качестве примера таких двигателей можно привести «паротопливные» РТД с водородно-воздушными теплообменниками на входе и водородно-газовыми теплообменниками газификации и подогрева топлива, расположенными в камере сгорания. К двигателям подобных схем следует также отнести и РТД с системой оживления атмосферного воздуха за компрессором, в котором удастся реализовать весьма высокие параметры при работе на режиме максимальной тяги благодаря возможности получения чрезвычайно высокой удельной тяги при весьма умеренном удельном расходе топлива (рис. 7).

На рис. 8 показаны удельные параметры (тяга и расход топлива) водородных двигателей разной схемы. Высокие удельные параметры РТД, и в особенности РТД с оживлением воздуха, на режимах максимальной тяги

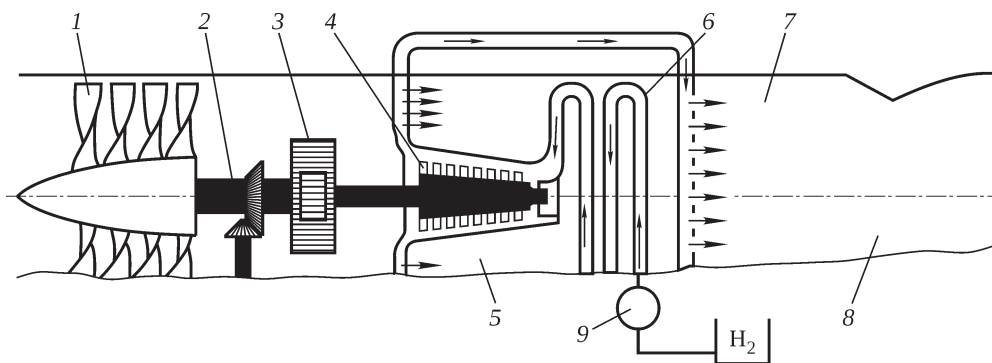


Рис. 6. Схема «пароводородного» РТД фирмы Pratt & Whitney [2]:

1 – компрессор; 2 – трансмиссия; 3 – редуктор; 4 – пароводородная турбина; 5 – камера предварительного смешения; 6 – теплообменник подогрева водорода перекрестного типа; 7 – камера дожигания; 8 – сопло; 9 – водородный насос

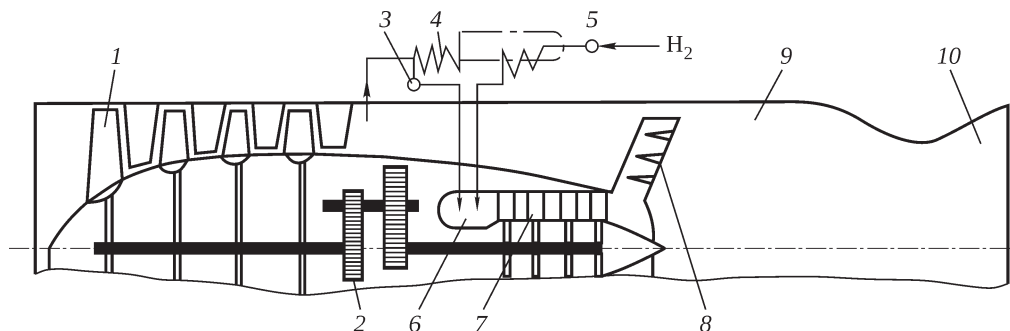


Рис. 7. Схема РТД с ожигением воздуха (патент США, Англии и ФРГ) [2]:

1 – компрессор; 2 – редуктор; 3 – насос сжиженного воздуха; 4 – водородно-воздушный теплообменник-конденсатор; 5 – насос жидкого водорода; 6 – газогенератор; 7 – турбина; 8 – стабилизаторы; 9 – камера сгорания; 10 – сопло

( $P_{уд}$  до 1,8 кН·с/кг при  $C_{уд} < 50$  г/(Н·ч)) в сочетании с малой массой, достигаемой из-за повышения давления в генераторном цикле, могут обеспечить малую удельную массу двигателя [1].

Таким образом, при рассмотрении возможностей совершенствования термодинамического цикла ВРД путем использования высокой энергоемкости (хладоресурса и работоспособности) криогенных и эндотермических топлив можно сделать вывод, что почти во всех случаях, исключая варианты с ожигением атмосферного воздуха, применение эндотермических топлив содержит адекватные использованию криогенных топлив возможности реализации более эффективных циклов, чем традиционный для ВРД цикл Брайтона. Именно этим можно объяснить, почему идеи использования хладоресурса и работоспособности топлив при термохимических превращениях начинают все больше находить отражение в патентных заявках (см., например, [8]). Если при этом иметь в виду потенциальную возможность применения эндотермических топлив с физико-химическими свойствами близкими к соответствующим свойствам обычных авиационных керосинов, то для большой группы высокоскоростных летательных аппаратов, в том числе и для аппаратов малой стартовой массы, их использование наиболее перспективно. Отметим также, что при утилизации тепла аэродинами-

ческого нагрева элементов конструкции аппарата эндотермическим топливом в условиях гиперзвукового полета повышается начальная энтальпия топлива, а это будет приводить к снижению удельного расхода и улучшению экономичности двигателя. Однако необходимо иметь в виду, что проблемы охлаждения элементов

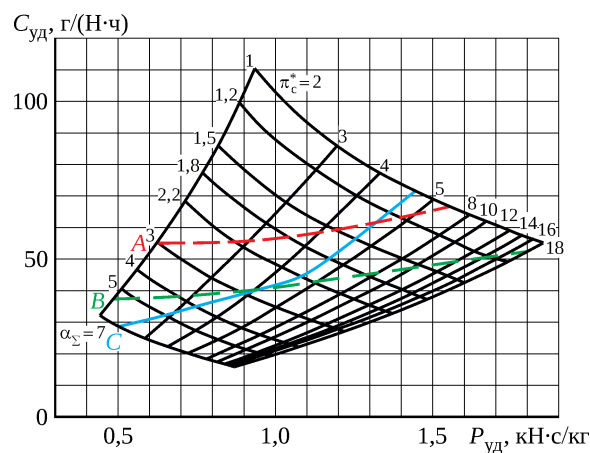


Рис. 8. Удельные параметры водородных двигателей ( $H = 0$ ,  $M_n = 0$ , полное расширение газов в сопле):  
 A – предельные параметры «пароводородного» РТД;  
 B – предельные параметры РТД с системой ожигения;  
 C – предельные параметры ТРДФ при  $T_r^* = 1500$  К,  $\pi_{к0}^* = 20$   
 ( $\pi_c^*$  – отношение давлений в реактивном сопле;  
 $\alpha_\Sigma$  – суммарный коэффициент избытка воздуха)

---

конструкции летательного аппарата и ВРД топливом с увеличением  $M_{п}$  неуклонно возрастают и необходимый хладоресурс для нужд как аппарата, так и двигателя существенно увеличивается. Так, например, согласно данным НИЦ им. Лэнгли, с увеличением  $M_{п}$  от 4...5 до ~10 относительная доля хладоресурса топлива на охлаждение основных элементов высокоскоростного прямоточного ВРД возрастает от 20 до 80% располагаемого хладоресурса.

Поэтому можно сделать вывод, что решающим в создании оптимального высокоскоростного летательного аппарата с двигателями на эндотермическом топливе будет оптимизация общего теплового баланса с учетом распределения хладоресурса топлива между потребностями охлаждения летательного аппарата и использования его в комбинированном двигателе, реализующем наиболее совершенный термодинамический цикл.

Распределение хладоресурса между составляющими гиперзвуковой самолет различными системами зависит от максимального числа Маха полета, диапазона рабочих режимов и степени интеграции элементов двигателя и летательного аппарата. С этих позиций поиск и реализация оптимизированного варианта для заданных условий конкретного применения представляется первостепенной задачей в создании нового поколения авиационной техники.

Таким образом, новые поколения высокоскоростных двигателей силовых установок сверх- и гиперзвуковых летательных аппаратов могут быть созданы только при максимальном и комплексном использовании современных достижений различных отраслей науки и техники: материаловедения (в первую очередь теплоизоляционные, высокопрочные и жаростойкие материалы), аэродинамики (форма летательного аппарата и проточного тракта ВРД, интеграция летательного аппарата и СУ), прочности (неметаллические и жаростойкие материалы), термодинамики (схемный анализ, параметры ВРД и комбинированных двигателей), термохимии (эндотермические топлива). И если первые из перечисленных отраслей науки развиваются непрерывно уже многие годы и традиционны для авиации, то расширение работ над новыми циклами и эндотермическими топливами представляется весьма актуальным и, с точки зрения авторов, в существенной мере определит реальность увеличения скорости полета авиационных летательных аппаратов.

*Статья была опубликована впервые в 1990 году (Теплофизика высоких температур. Т. 28, № 4. С. 793–803), но не потеряла своей актуальности.*

## Литература / References

1. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / В.М. Акимов, В.И. Бакулев, Р.И. Курзинер и др. ; под ред. С.М. Шляхтенко. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Машиностроение, 1987. 568 с.  
Akimov V.M., Bakulev V.I., Kurziner R.I. et al. Teoriia i raschet vozduшно-reaktivnykh dvigatelei [Theory and calculation of air-breathing jet engines] edited by S.M. Shliakhtenko. 2nd edition, revised and expanded. Moscow: Mashinostroenie [Mechanical Engineering], 1987. 568 p.
2. Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Машиностроение, 1989. 264 с.  
Kurziner R.I. Reaktivnye dvigateli dlia bol'shikh sverkhzvukovykh skorostei poleta [Jet engines for high supersonic flight speeds]. 2nd edition, revised and expanded. Moscow: Mashinostroenie [Mechanical Engineering], 1989. 264 p.
3. Nixon A.C. Endothermic fuels as heat sinks for hypersonic flight // Space/Aeronautics. 1967. Vol. 47, iss. 5. P. 112–114.
4. Lander H., Nixon A.C. Endothermic fuels for hypersonic vehicles. 1968. (5th Annual Meeting and Technical Display : 21–24 October 1968, Philadelphia, PA, U.S.A. ; AIAA 1968-997).
5. Aero Propulsion Laboratory at Wright-Patterson AFB, Ohio, is evaluating jet fuels for on-board heat sinks on vehicles designed for hypersonic flight // Aviation Week & Space Technology. 1986. Vol. 125, no. 11 (September 15). P. 15.
6. UTC research unit to study hypersonic aircraft cooling // Aerospace Daily. 1988. Vol. 145, no. 9. P. 67.
7. Houseman J., Voeks G.E. Hydrogen engines based on liquid fuels, a review // Hydrogen energy progress : proceedings of the 3rd World Hydrogen Energy Conference held in Tokyo, Japan, 23–26 June 1980 / ed. by T.N. Veziroglu, K. Fueki, T. Ohta. Oxford etc. : Pergamon Press, cop. 1981. Vol. 2. P. 949–968.
8. Reaction propulsion engine and method of operation : patent GB 1392781 A / R.L. Wolf and R. McGann ; applicant Texaco Development Corp. Appl. no. 3307/73, filed 23.01.1973 ; complete specification published 30.04.1975. 5 p., 2 sh. ill.