https://doi.org/10.38013/2542-0542-2021-1-52-66
УДК 629.7.01

Перспективные методы организации тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов

Д. И. Аронов[1], В. А. Клягин[1,2]

[1] *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Российская Федерация*

[2] *Научно-исследовательское отделение ОКБ Сухого, Москва, Российская Федерация.*

В статье на основе аналитических и экспериментальных данных представлены возможные уровни теплового нагружения гиперзвуковых многоразовых самолетов. Рассмотрены способы обеспечения теплового режима таких летательных аппаратов с использованием различных пассивных и активных средств теплозащиты. По результатам анализа научно-технического задела в части практической реализации данных средств сделан вывод об актуальности и целесообразности создания комплексной системы теплозащиты многоразового высокоскоростного ЛА.

Ключевые слова: высокоскоростной ЛА, гиперзвуковой ЛА, тепловая защита

Для цитирования: Аронов Д. И., Клягин В. А. Перспективные методы организации тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2021. № 1. С. 52–66. https://doi.org/10.38013/2542-0542-2021-1-52-66

For citation: Aronov D. I., Klyagin V. A. Advanced methods for organizing thermal protection of hypersonic aircrafts // Vestnik Koncerna VKO “Almaz – Antey”. 2021. No. 1. P. 52–66. https://doi.org/10.38013/2542-0542-2021-1-52-66

Поступила 26.10.2020 *Отрецензирована* 13.01.2021 *Одобрена* 03.02.2021 *Опубликована* 17.02.2021

Сегодня одним из перспективных направлений создания авиационной техники являются многоразовые гиперзвуковые (или высокоскоростные) летательные аппараты (ГЛА). Интерес к подобной технике обусловлен желанием сократить временные параметры выполнения транспортной операции, например перевозки пассажиров на расстояние более 5000 км [1–3] или вывода на орбиту второй ступени многоразовой авиационно-космической системы (АКС).

Согласно совместному исследованию *Airbus* и *Japan Aircraft Development Corporation*, к 2030 г. наиболее востребованным стал бы 100-местный гиперзвуковой самолет (около 10 тонн полезной нагрузки) с крейсерской скоростью M = 5, способный выполнять в день четыре рейса от взлета до посадки. Стоимость сегмента гражданского гиперзвукового авиастроения к этому времени может составить 3,5 млрд евро [4]. Сроки появления первого опытного экземпляра гражданского высокоскоростного лайнера не называются, возможно, это произойдет не ранее 2035 года.

Для АКС наиболее рациональным мог бы стать вариант самолета-разгонщика с отделением второй ступени на скорости M = 6–7. При этом масса выводимой полезной нагрузки составила бы 10–15 тонн [5]. Применение гиперзвукового самолета в качестве первой ступени АКС позволило бы снизить запас топлива последующих ступеней АКС за счет высокой начальной энергетики и большой высоты их разделения. При этом экономия топлива может быть трансформирована либо в увеличение массы выводимой нагрузки, либо

© Аронов Д. И., Клягин В. А., 2021

в уменьшение стоимости ее выведения при постоянных параметрах груза.

Основные особенности концептуально-технического облика исследуемого типа ГЛА

Вне зависимости от того, является скоростной ЛА пилотируемым или беспилотным, основными факторами, влияющими на тепловое нагружение, являются:

1) характер траектории аппарата;
2) достигаемые высотно-скоростные параметры;
3) время полета.

На основе анализа ранее указанных возможных концепций ГЛА можно выделить два основных профиля полета после взлета с полосы:

1) набор крейсерской высоты и скорости с дальнейшим продолжительным полетом;
2) разгонная траектория для достижения точки старта второй ступени с борта ЛА и последующий возврат на аэродром.

Схемы данных профилей приведены на рисунке 1. С учетом того, что разгонный участок характерен как для «маршевого» самолета, так и для аппарата-разгонщика, далее рассмотрим особенности тепловых режимов для первого варианта траектории.

До сих пор, согласно публикации [6], рекорд продолжительности крейсерского гиперзвукового полета принадлежит ракете *X*-51 *Waverider* – около 6 минут (май 2013 г.). По заявлениям руководства военно-воздушных сил США, аппарат пролетел 426 км и достиг скорости 5,1 Маха, при этом изначально расчетная дальность полета составляла не менее 1100 км. В настоящее время для одного из проектов гиперзвукового пассажирского самолета расчетный крейсерский участок полета составляет 5000 км [7]. При скорости 5 Махов на высоте 27 км преодоление этого расстояния займет около 55 минут, то есть в 9 раз дольше, чем достижение *X*-51.

Пример зависимости теплового нагружения пассажирского ГЛА со взлетной массой 236 тонн по профилю полета, аналогичного «маршевому» самолету, показан на рисунке 2 [8]. Суммарный тепловой поток Q зависит

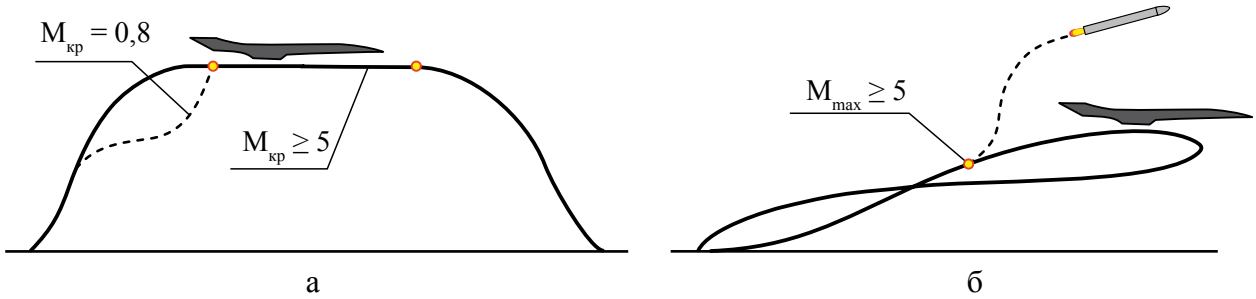


Рис. 1. Типовые профили для исследования теплового нагружения ГЛА
(а – гиперзвуковой «маршевый» самолет, б – гиперзвуковой «разгонный» самолет)

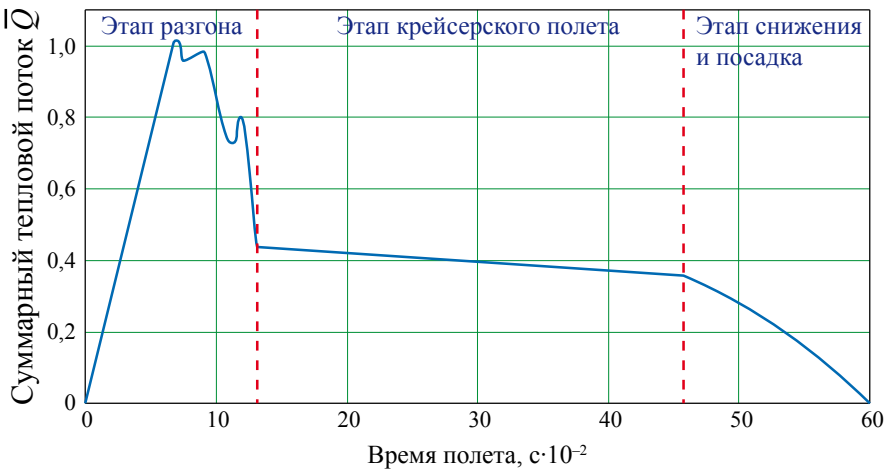


Рис. 2. Тепловой поток к пассажирскому ГЛА по профилю полета

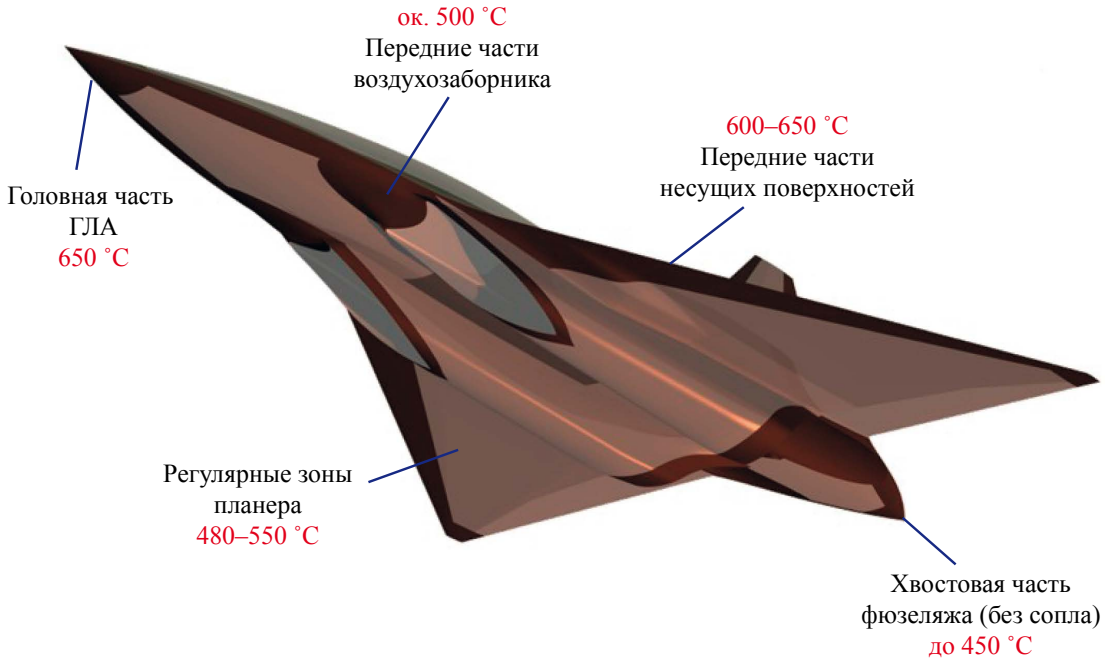


Рис. 3. Карта температур для скоростного ЛА с крейсерской скоростью полета $M_{кр} = 5$

от площади омываемой поверхности $Q_{\Sigma} = \Sigma\, q_i S_i$, где q_i – это поток к i-му элементу общей площади поверхности, S_i – площадь элемента. График дан для фюзеляжа пассажирского ГЛА, значение Q приведено в относительных величинах в сравнении с максимальным действующим тепловым потоком по траектории. На рисунке 3 приведены установившиеся температуры по поверхности высокоскоростного ЛА с крейсерским числом Маха $M_{кр} = 5$ [9]. По данным [10], на крейсерской скорости $M_{кр} = 6$ и высоте 30 км максимальная температура панели обшивки из сплава ЭП99 может составить до 700 °С. Математическим моделированием условий теплового нагружения скоростного ЛА с $M_{кр} = 7$ были получены установившиеся температуры на уровне 800 и 620 °С для головной части фюзеляжа и нижней регулярной зоны обшивки соответственно [11].

Внешняя поверхность гиперзвукового ЛА – не единственный элемент, испытывающий воздействие высоких температур. Боковые стенки газовоздушного тракта испытывают еще бóльшие тепловые нагрузки. Если для *SR*-71 эксплуатационные температуры в диапазоне 590–650 °С наблюдались в сопловой зоне мотогондол, то для концептуального облика 5-махового ГЛА этой же фирмы, исследованного в начале 1990-х годов, аналогичные расчетные значения были получены уже на неохлаждаемых панелях воздухозаборника.

Дополнительными элементами, вносящими значительный вклад в тепловой баланс ГЛА, являются внутренние источники тепла: камера сгорания и сопло прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД). Температурное нагружение ПВРД зависит от его тягово-геометрической размерности, используемого топлива и применяемых конструкционных материалов. В таблице 1 приведены результаты расчетных исследований теплового состояния двух вариантов камеры сгорания многорежимного гиперзвукового ПВРД [12].

На основе приведенной выше информации по уровням температур можно сделать вывод о том, что подобные условия функционирования гиперзвуковых самолетов беспрецедентны в сравнении с режимами полета существующих сверхзвуковых самолетов. Таким образом, для гиперзвукового ЛА потребуется обеспечить требуемый уровень тепловой защиты:

1) конструкции планера;
2) отсеков бортового радиоэлектронного оборудования;
3) ниш шасси;
4) воздухозаборника и сопла;
5) мотоотсека;

Таблица 1

Параметры теплового состояния камеры сгорания гиперзвукового ПВРД

Параметр	Значение	
Тип конструкции	Металлическая	Керамоматричные композиционные материалы
Коэффициент теплопередачи, Вт/м^2/К	675	
Температура восстановления, К	2460	
Температура горячей стенки, К	1100	1800
Плотность теплового потока, КВт/м^2	917	444
Площадь поверхности камеры сгорания, м^2	0,95	
Расход топлива для охлаждения, кг/с	0,175	
Тепловая нагрузка на топливо, МДж/кг	5	2,4

Далее проанализируем возможные технические решения по восприятию тепловых потоков конструкцией таких летательных аппаратов.

Методы обеспечения тепловой защиты гиперзвуковых многоразовых ЛА

Способы тепловой защиты рассмотрим на примере беспилотного гиперзвукового самолета:

1) имеющего разгонно-маршевые воздушно-реактивные двигатели;

2) реализующего горизонтальный взлет/посадку на аэродром;

3) использующего аэродинамические принципы полета с возможностью выполнения динамического маневра «горка»;

4) совершающего длительный гиперзвуковой полет только в атмосфере на большие расстояния.

Следует отметить, что отсутствие человека на борту серьезно упрощает построение системы охлаждения и снимает потребность в специальных системах кондиционирования воздуха (СКВ) и жизнеобеспечения (СЖО).

На данный момент техническими специалистами ведущих мировых аэрокосмических фирм определены следующие возможные методы восприятия тепловых потоков к скоростному ЛА:

1) применение жаропрочных и жаростойких материалов «горячей» конструкции планера;

2) установка внешней пассивной тепловой защиты некоторых участков ЛА;

3) использование активного охлаждения в элементах планера и силовой установки (СУ) с помощью хладоресурса топлива или дополнительного теплоносителя;

4) модификация аэродинамической компоновки и интеграция СУ с теоретическими обводами аппарата.

Использование в силовой конструкции скоростных ЛА стальных и титановых сплавов является распространенным способом обеспечения ее работоспособности. Температуры до 460 °С определяют зоны применимости титана, до 780–800 °С – жаропрочных сталей, до 980–1000 °С – кобальтовых или ниобиевых суперсплавов. Для особонагруженных зон с рабочей температурой до 2000 °С специалистами выработаны рекомендации в части использования композиционных материалов класса «углерод-кремний», «углерод-углерод» и других неметаллических материалов [13, 14]. Кроме этого, известны работы по созданию титаноматричных композиционных материалов (КМ), а также ультравысокотемпературных КМ на основе боридов гафния или циркония с добавлением силицида кремния [15]. На рисунке 4 показаны возможные зоны применимости различных материалов.

С точки зрения конструктивного исполнения обшивки предпочтение отдается трехслойным панелям с заполнителем различной конфигурации. Китайскими учеными в материалах [16, 17] показана возможность использования многослойных панелей с объемным трехмерным заполнителем (материалы панелей – титановые, циркониевые сплавы и КМ класса «углерод-кремний») в конструкции планера гиперзвуковых ЛА. Один из вариантов такой панели с дополнительной фетровой теплоизоляцией показан на рисунке 5.

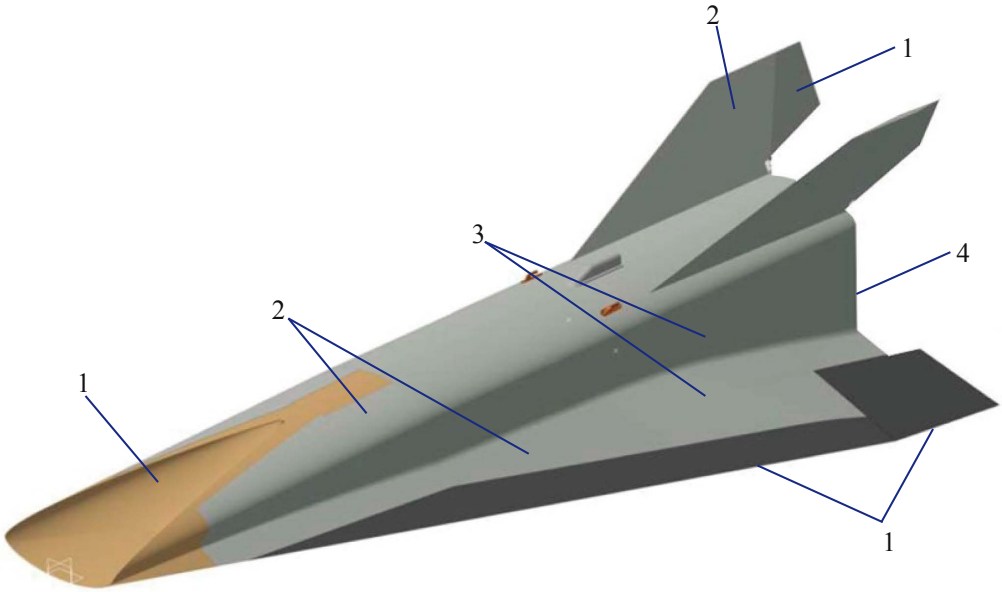


Рис. 4. Технологическая карта ГЛА: 1 – передние кромки и управляющие органы из углерод-углеродных/углерод-керамических материалов (C-C/SiC); 2 – наиболее нагретые регулярные зоны фюзеляжа, крыла и оперения из высокожаропрочных сталей и сплавов (например, аналог ЭП99 и др.); 3 – остальные регулярные зоны фюзеляжа и крыла из титановых сплавов / титаноматричных композиционных материалов; 4 – ограниченно многоразовое покрытие горячей части плоского сопла

Для использования в конструкции передних частей фюзеляжа и кромок несущих поверхностей рассматриваются цельноформованные или составные детали из жаростойких композиционных материалов.

Для некоторых зон поверхности гиперзвуковых самолетов может быть рациональным использование пассивных методов теплозащиты: плиточных или гибких теплозащитных покрытий – ТЗП (см. рисунки 6 и 7 соответственно). Технологии проектирования, изготовления и монтажа плиточной тепловой защиты были отработаны на таких аппаратах, как, например, “Space Shuttle” и «Буран», выполнявших длительный планирующий спуск из космоса в атмосфере на гиперзвуковых скоростях. Однако, несмотря на это, данный вариант восприятия теплового нагружения не может считаться полностью оптимальным решением, особенно для многоразовых высокоскоростных ЛА, не выходящих в космическое пространство. Это связано в первую очередь с необходимостью минимизации массы планера, а также технологическими особенностями установки

Рис. 5. Панель обшивки с объемным заполнителем

Рис. 6. Гибкий кремнеземный мат

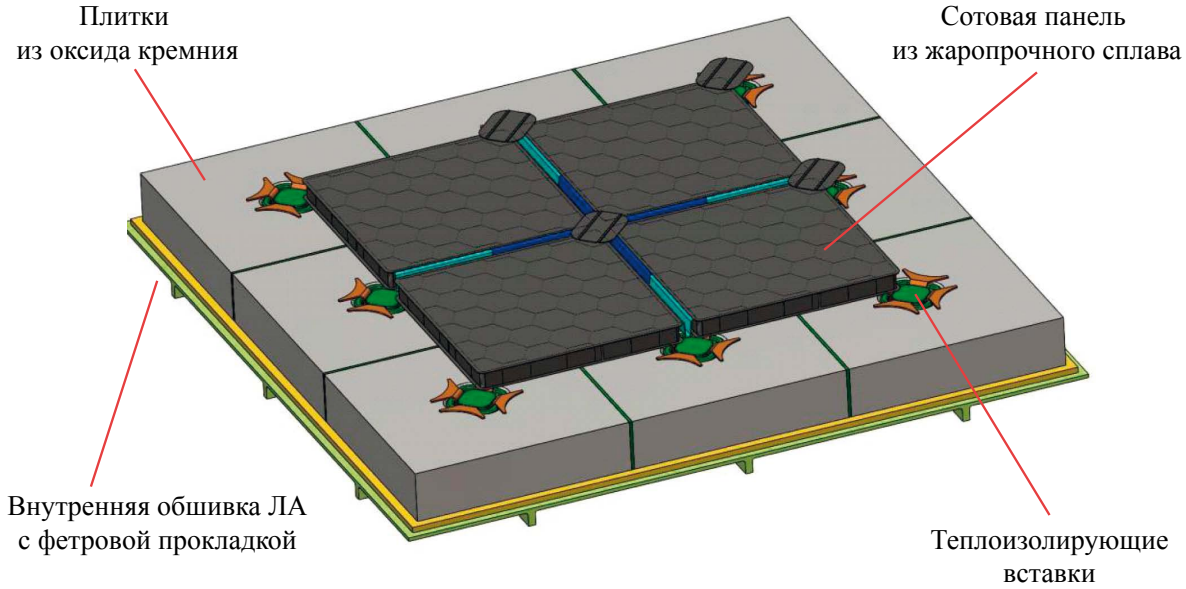


Рис. 7. Концептуальный облик плиточной теплозащиты с металлическими сотовыми панелями

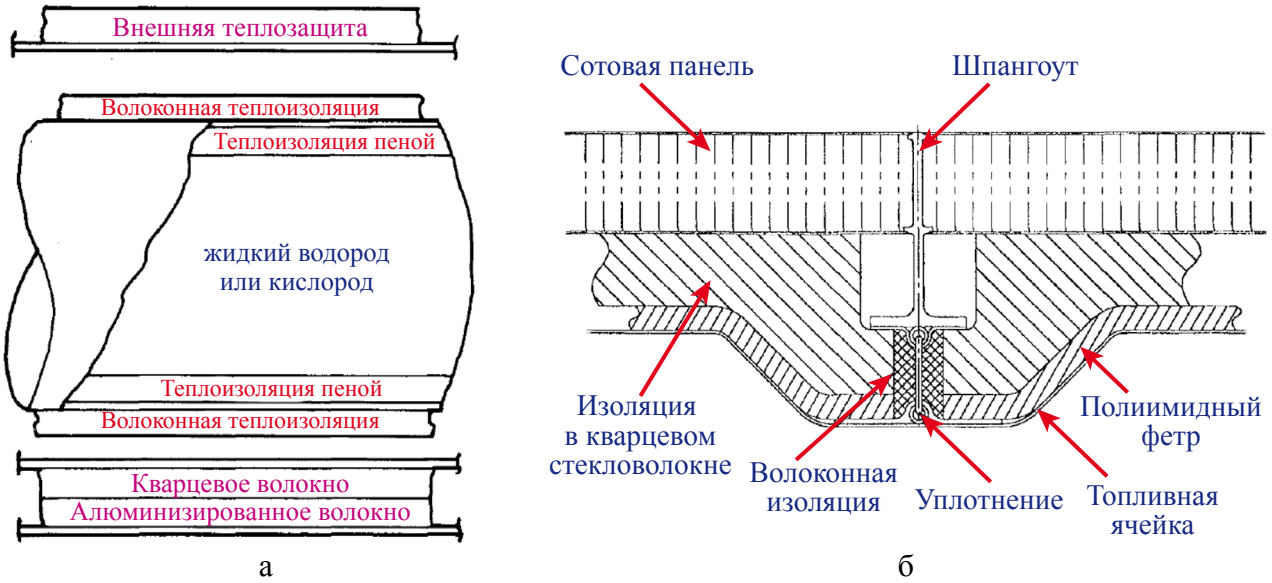


Рис. 8. а – теплоизоляция бака с криогенным топливом, б – теплоизоляция бака с углеводородным топливом

внешнего ТЗП на сложные теоретические обводы самолета. Тем не менее внутренняя теплоизоляция остается единственным вариантом защиты топлива от перегрева на больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях полета. Примеры теплоизоляции баков приведены на рисунке 8 [18, 19].

Другим вариантом обеспечения теплового режима гиперзвуковых ЛА является организация активного охлаждения наиболее нагретых участков планера и элементов силовой установки. Предполагаемые зоны размещения такой теплозащиты: отсек бортового оборудования, панели воздухозаборника и сопла, камера сгорания прямоточных двигателей. В качестве хладагента может выступать как авиационное топливо, так и вспомогательный теплоноситель, в случае если возможностей топливной системы для охлаждения недостаточно.

Ключевым свойством, определяющим возможность использования топлива для систем активного охлаждения ГЛА, является его хладоресурс, который согласно [8] определяется выражением:

$$XP = \int_{T_{\text{ис х}}}^{T_{\max}} c_p dT + \sum q_{\text{т эф}}, \text{ МДж/кг}, \qquad (1)$$

Таблица 2

Топлива для ГЛА

Тип топлива	Удельная теплота сгорания, КДж/кг	Плотность топлива, кг/м^3	Энергоемкость, МДж/м^3	Температура кипения, °С	Хладоресурс, КДж/кг
Керосин	43 500	700–800	33 250	126–316	930
Метилциклогексан	45 800	770	20 564	101	2080
Сжиженный метан	48 500–62 860	480–500	20 594	–161	2950
Водород	128 823	70,8	8220	–253	18 000

где C_p – удельная теплоемкость топлива при постоянном давлении.

Хладоресурс зависит от теплоемкости горючего, а также диапазона температур его возможного подогрева. У керосина он ограничен термостабильностью (~530 К), а у водорода лимитируется только характеристиками прочности и жаростойкости охлаждаемых элементов ГЛА. При расчете хладоресурса должны учитываться тепловые эффекты $q_{\text{т.эф}}$, возникающие в топливе при его нагреве (плавление, испарение и пр.). В таблице 2 приведены некоторые физико-химические характеристики основных типов топлив, рассматриваемых при разработке технического облика ГЛА.

В дополнительных контурах жидкостного или газового охлаждения могут быть использованы вода (пар), аммиак, гелий и кремнийорганические жидкости. Последние наиболее оптимально сочетают в себе теплофизические свойства с характеристиками безопасности.

Рисунок 9 иллюстрирует возможную логику организации дополнительных охлаждающих контуров вместе с основным топливными магистралями на примере мотогондолы комбинированной СУ [20]. В данной схеме высокотемпературное топливо предварительно подогревается хладагентом с последующей эндотермической реакцией в модулях топливожидкостных теплообменников (ТЖТ). Наибольшей эффективности система достигает на теплонагруженном этапе разгон-набора высоты при максимальном расходе топлива, обеспечивающем наибольший располагаемый хладоресурс в единицу времени. Кроме того, нагрев топлива в определенных пределах за счет подвода дополнительной теплоты увеличивает его удельный импульс, повышая тягу СУ.

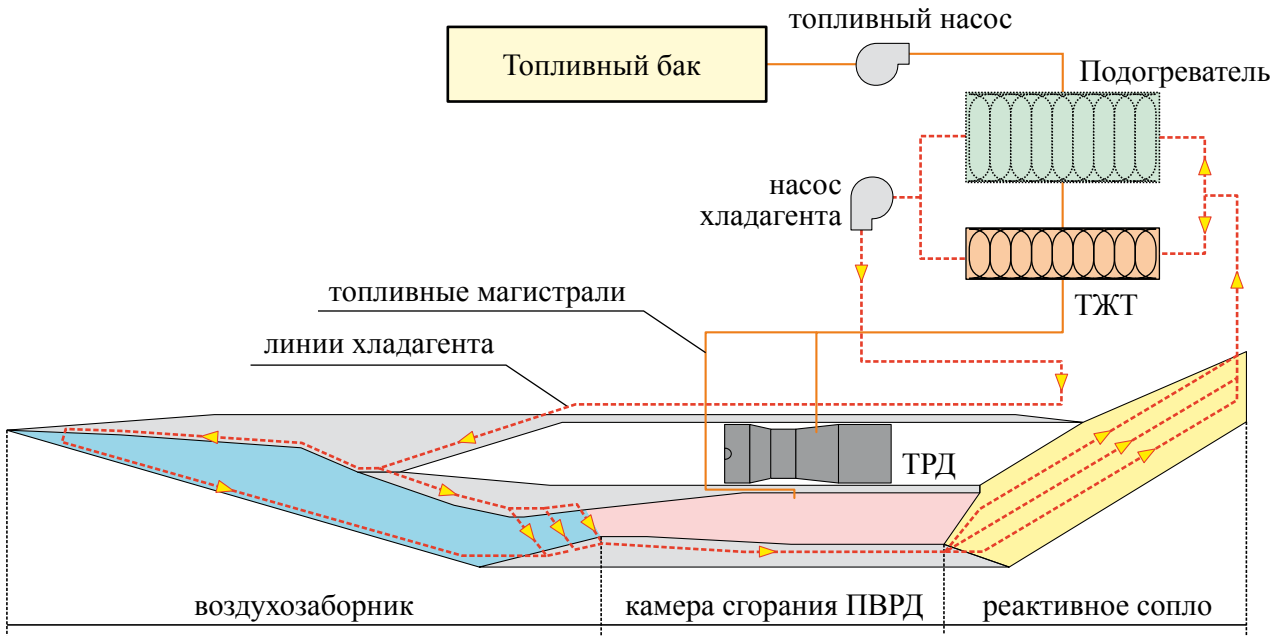


Рис. 9. Система тепловой защиты с активным охлаждением на основе углеводородного топлива и дополнительного хладагента

В статье [21] описывается построение системы тепловой защиты гиперзвукового пассажирского самолета на водородном топливе с крейсерской скоростью полета $M_п = 8$. Хотя работа посвящена пилотируемому ЛА, материалы научного исследования достаточно полно отражают практическую ценность использования базового хладоресурса как жидкого водорода, так и процессов испарения в баках. Система включает в себя пассивную теплоизоляцию топливных емкостей, а также магистрали активного охлаждения кабины и силовой установки. Тепловой режим кабины поддерживается циркуляцией части испарившегося топлива, которое затем смешивается с остальной его частью и подается в теплообменники силовой установки, а также систему кондиционирования. Дополнительно в охлаждении двигателей участвует само жидководородное топливо. Описанная система тепловой защиты сформирована из условий работы в течение 10 000 секунд, при этом максимальные потребные расходы охладителей составляют 100 кг/с для скорости полета $M_п = 2{,}5$, 65 кг/с для $M_п = 6$ и 40 кг/с для $M_п = 8$. Идея задействования в системе охлаждения паров водорода может найти применение в том числе и на беспилотных высокоскоростных ЛА.

Помимо самостоятельного использования активного охлаждения в системах тепловой защиты гиперзвуковых самолетов, возможна также его интеграция с пассивными теплозащитными покрытиями. В работе [22] приведены результаты исследования совместного применения активного охлаждения и пассивной теплозащиты для самолета-разгонщика АКС с максимальным числом Маха M = 8 на высоте 60 км. Аналитические расчеты и математическое моделирование показали, что активная теплозащита с магистралями охлаждающего топлива способна снизить массу теплозащитных покрытий на 40 % от базовой (температура поверхности под ТЗП 330 К). Такой способ оказался более эффективным, чем повышение допустимой температуры конструкции под теплозащитой от 330 до 440 К (снижение массы ТЗП – 30,1 %). С учетом того, что повышение рабочих температур связано с применением более тяжелых жаропрочных и жаростойких материалов, суммарный выигрыш по массе планера ЛА может быть увеличен.

Другим перспективным направлением активного теплосъема является применение термоэлектрогенерирующих устройств в интересах системы электроснабжения самолета [23]. Оптимальным местом их размещения, помимо передних кромок ГЛА, является двигательный отсек прямоточного контура, в котором необходимо обеспечить выработку электроэнергии при отсутствии движущихся частей традиционного привода-генератора.

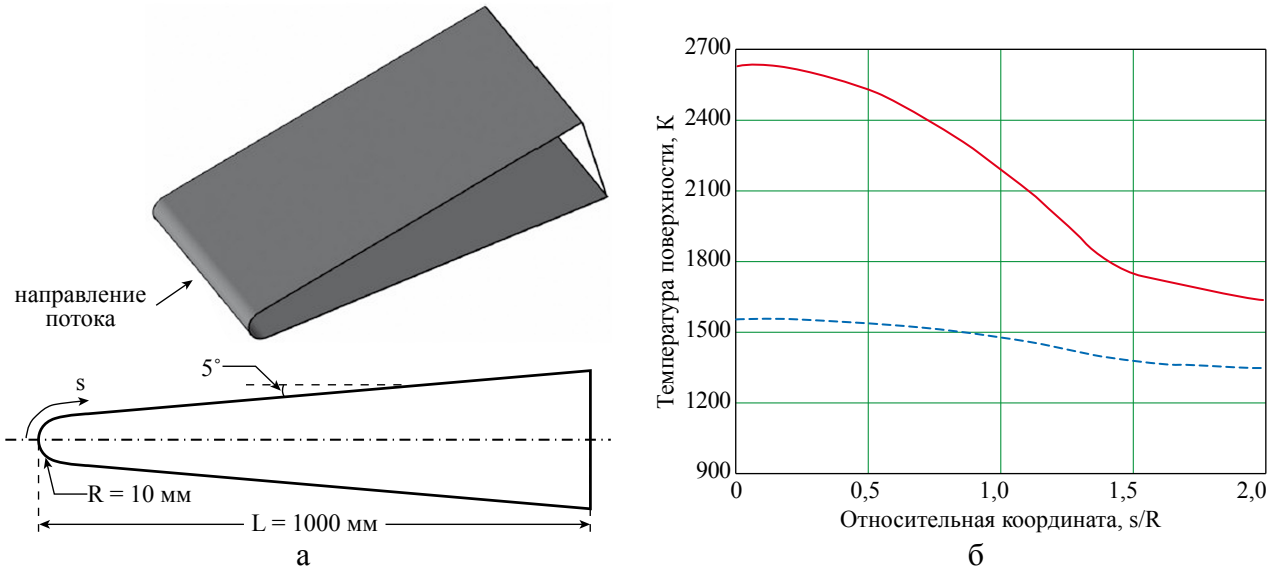


Рис. 10. Влияние эффекта термоэмиссии на равновесную температуру поверхности
(а – внешний вид модели клина, б – график зависимости температуры от координаты)
— – без эффекта термоэмиссии; — – с эффектом термоэмиссии, ограниченного температурой материалов

Таблица 3

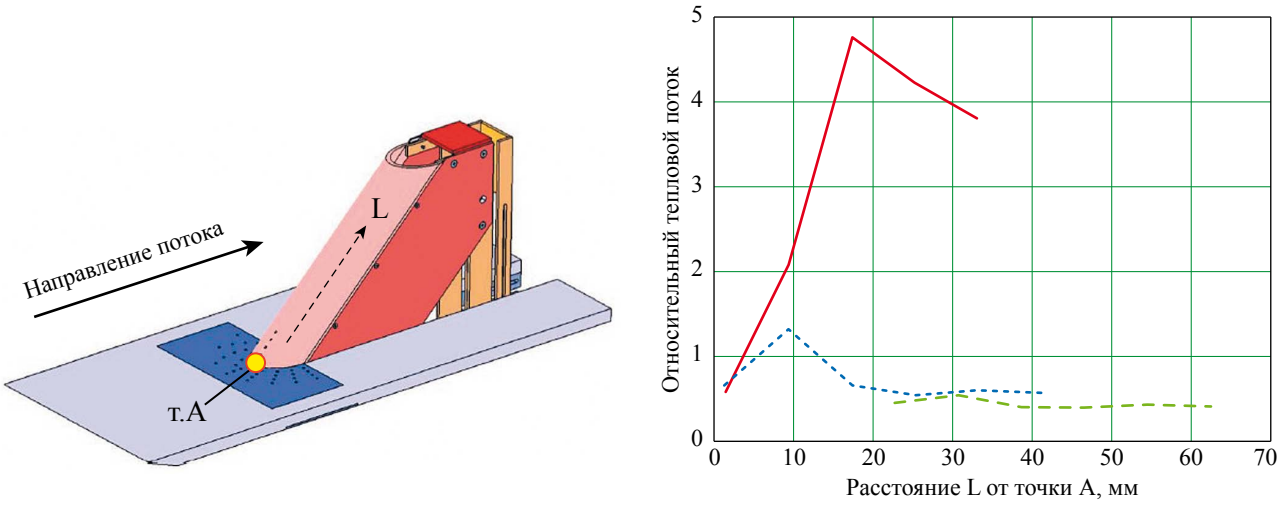
Параметры термоэлектрических материалов

Материал	Напряжение, В	Мощность, кВт	Удельная масса, кг/кВт	Общее кол-во энергии, кВт*ч
Обычный ТЭМ Bi_2Te_3	до 5,0	до 76	0,88–3,85	45,16–94,76
Квантовые наноструктуры Si/SiGe	до 35,5	до 228	0,09–0,39	135,5–284,3

Так, в публикации [24] показано, что при гиперзвуковых скоростях порядка 5 км/с на высоте 30 км равновесная температура пластины под углом 5° к набегающему потоку составит около 2300 К. Использование термоэлектронной эмиссии уменьшает данные показатели до 1500–1750 К в зависимости от эффективности катода и анода. Для еще бóльших высот и скоростей (V = 6 км/с, H = 60 км) снижение температуры поверхности затупленного клина при использовании термоэлектриков показано в статье [25] (см. рис. 10).

По некоторым оценкам, удельная электрическая мощность, снимаемая с единицы внутренней поверхности защищаемого участка ГЛА, составит 5–25 Вт/см^2 [26]. Тем не менее известные на сегодня термоэлектрические материалы не обладают достаточной удельной прочностью, что не позволит использовать их в качестве конструкционных. В таблице 3 перечислены основные параметры современных термоэлектрических материалов [27].

Отдельно необходимо отметить возможность снижения тепловых потоков за счет модификации базовой аэродинамической компоновки (АДК): увеличения углов стреловидности несущих поверхностей и радиуса закруглений носка крыла и передних кромок наплывов, уменьшения площади омываемой поверхности за счет «уплощения» исходных аэродинамических обводов. В работе [28] приведены результаты расчетно-экспериментальных исследований теплового нагружения комбинации «пластина – часть крыла» при числе Маха полета $M_п$ = 8. Вид экспериментальной установки и безразмерные зависимости теплового потока для передних точек консоли показаны на рисунке 11. Величины теплового потока для пластины перед крылом показаны на рисунке 12. Продувки в гиперзвуковой аэродинамической трубе были выполнены при углах стреловидности консоли 45°, 55° и 65°. Можно видеть, что увеличение стреловидности крыла на 20° снижает тепловой поток по передним точкам примерно в 3–3,5 раза, а на поверхности пластины – в 2 раза. В статье [29] приведен график зависимости теплового потока от радиуса затупления передней кромки для чисел Маха M = 6, 7 и 8 по траектории полета с максимальным скоростным напором 48 кПа (см. рис. 13). Увеличение радиуса в 100 раз дает 10-кратное уменьшение теплового потока к «холодной» стенке.



а б

Рис. 11. а – внешний вид экспериментальной модели для изучения обтекания гиперзвуковым потоком консоли, б – зависимость теплового потока от продольного расстояния L по передней кромке и угла стреловидности консоли – 45°; – 55°; – 65°

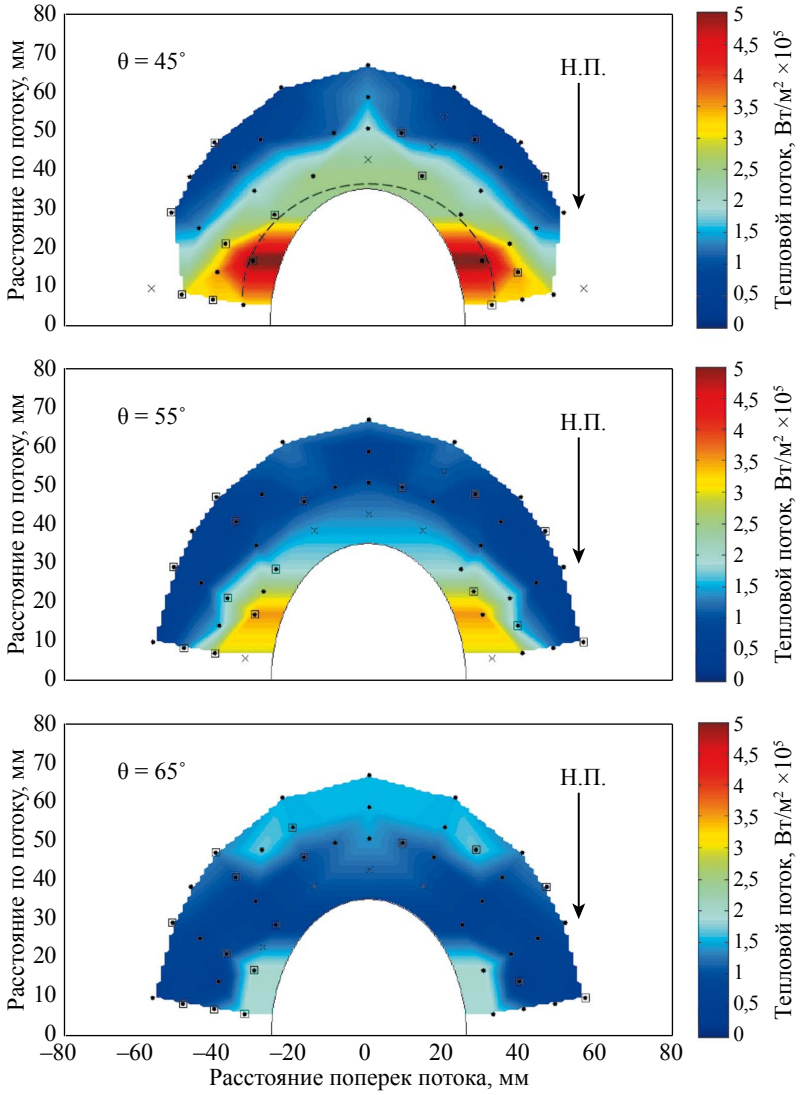


Рис. 12. Тепловой поток на поверхности пластины вблизи консоли крыла

Несмотря на улучшение условий теплового нагружения, изменение параметров базовой АДК существенно влияет на реализуемые летно-технические характеристики во всем диапазоне высот и скоростей полета ГЛА. Поэтому данный метод не может считаться основным при создании такого класса летательных аппаратов.

Для минимизации площади охлаждаемых поверхностей сжатия и расширения комбинированной СУ предполагается использование так называемых пространственных конвергентной (для воздухозаборника) и дивергентной (для сопла) схем. В таких конфигурациях воздушный поток системой сверхзвуковых скачков «разворачивается» в направлении оси канала или от нее

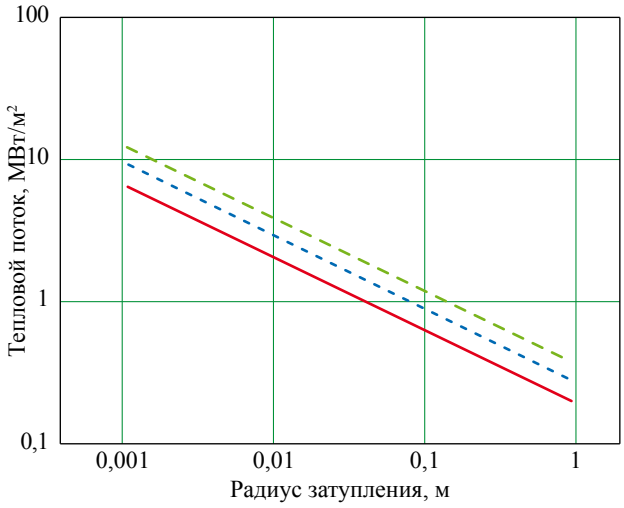


Рис. 13. Влияние радиуса затупления передней кромки на тепловой поток к «холодной» стенке
– M = 6; – M = 7; – M = 8

соответственно. На рисунке 14 показана возможная геометрия такого воздухозаборника, а также пример использования пространственного воздухозаборника вместе с дивергентным соплом в компоновке скоростного ЛА [30, 31]. Рисунок 15 иллюстрирует качественное сравнение плоской и пространственной конфигурации элементов СУ в части потребной доли охлаждаемой поверхности. В данном случае под плоской схемой понимается наличие вертикального или горизонтального клина торможения совместно с двухмерным соплом.

Выводы

Каждый из рассмотренных в статье существующих и перспективных методов теплозащиты в отдельности не позволит в полной мере разработать тепловую защиту перспективных многоразовых гиперзвуковых ЛА. Вследствие этого для определения рациональных вариантов обеспечения тепловых режимов таких самолетов сформирована комплексная система теплозащиты, схема которой показана на рисунке 16. Особенностями данной системы являются:

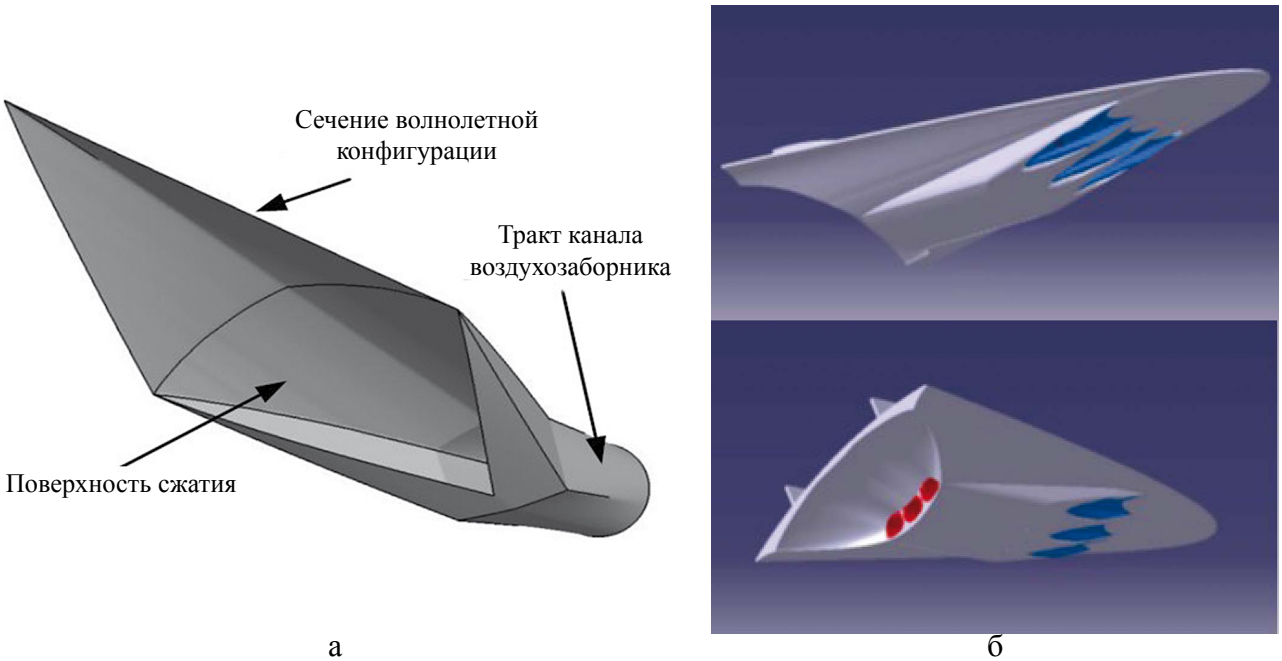


Рис. 14. а – возможная схема конвергентного воздухозаборника, б – пример использования пространственных конфигураций воздухозаборника и сопла на высокоскоростном ЛА

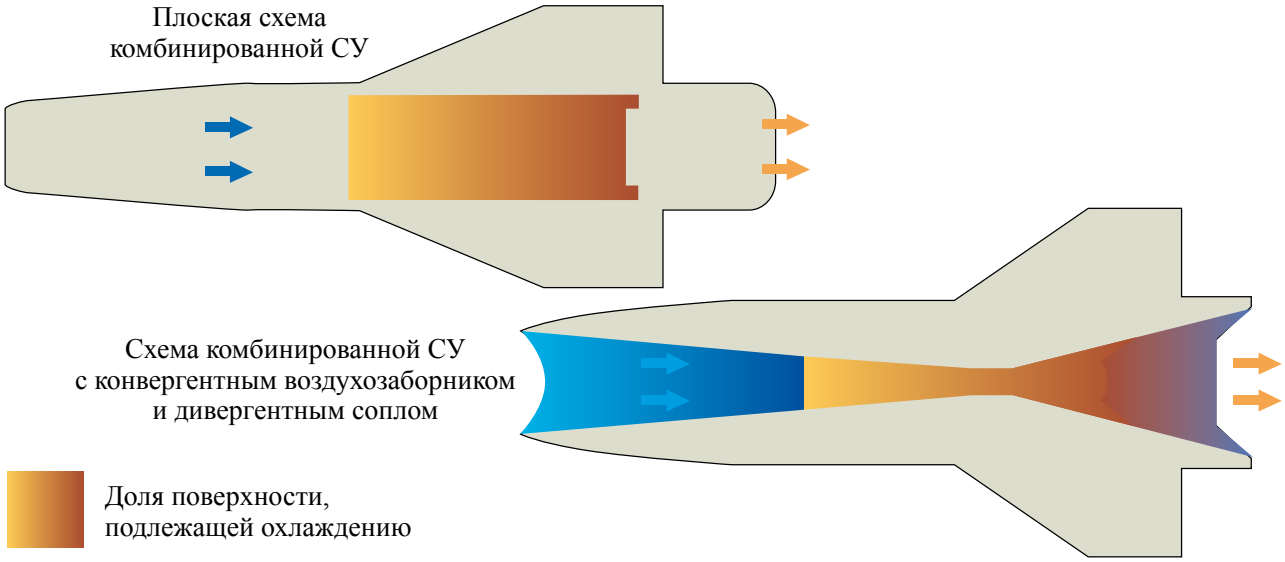


Рис. 15. Сравнение плоской и пространственной схем комбинированной СУ ГЛА в части необходимости охлаждения

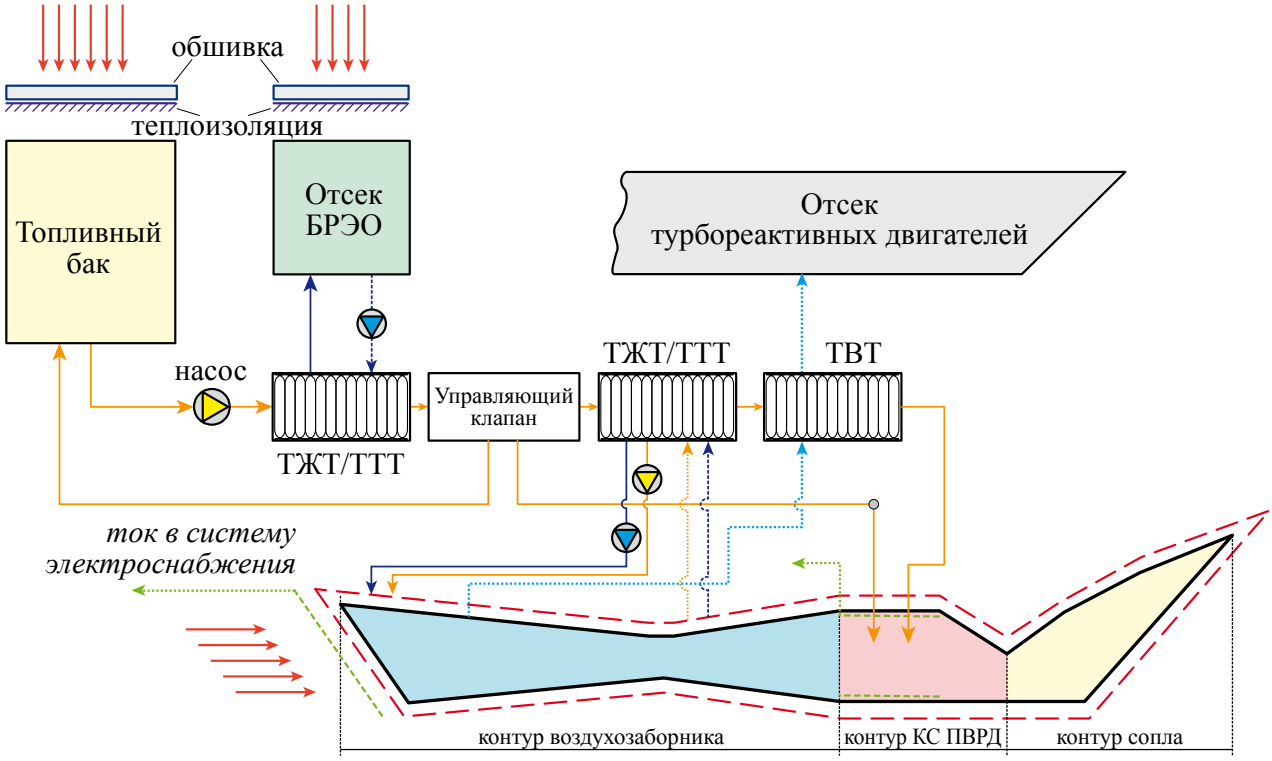


Рис. 16. Принципиальная схема комплексной системы тепловой защиты многоразового высокоскоростного ЛА. ТЖТ – топливо-жидкостный теплообменник, ТТТ – топливо-топливный теплообменник, ТВТ – топливо-воздушный теплообменник

– топливная магистраль; – магистраль хладагента; – оборотная магистраль топлива; – оборотная магистраль хладагента; – отбираемый воздух; – ТЭГ-панели на передних кромках планера и в КС ПВРД; – панели охлаждения ПВРД; – набегающий воздушный поток

1) отказ от внешней пассивной теплозащиты;

2) использование внутренней теплоизоляции в зонах бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) и топливных емкостей;

3) охлаждение дополнительным хладагентом отсека БРЭО и элементов комбинированной силовой установки;

4) использование топливных магистралей для активного охлаждения элементов комбинированной силовой установки;

5) организация отбора воздуха в воздухозаборнике для охлаждения турбореактивных двигателей на участке работы прямоточного контура;

6) использование термоэлектрических генераторов в зоне передних кромок планера и камеры сгорания прямоточных двигателей.

Следует отметить, что в общем случае возможна инвариантность размещения (показана в таблице 4) тех или иных элементов системы в соответствующих элементах конструкции аппарата. Цифрой «1» в таблице отмечено использование, а индексом «0» – отсутствие рассматриваемого элемента в выбранном объеме компоновки самолета.

Таблица 4

Использование элементов системы тепловой защиты в техническом облике гиперзвукового ЛА

Элемент системы тепловой защиты	Область применения					
	Головная часть фюзеляжа	Отсек БРЭО	Передние кромки несущих поверхностей, оперения, воздухозаборника	Топливный бак	Камера сгорания ПВРД	Стенки сопла
Горячая конструкция	1	0	1	0	0	0
Пассивная теплоизоляция	0	1	0	1	1	1
Активное охлаждение	0	1	1	0	1	1
Термоэлектрики	1	0	1	0	1	0

Таким образом, возникает задача выбора (проектирования) рационального варианта тепловой защиты высокоскоростного ЛА, которая формулируется следующим образом: из множества альтернативных вариантов тепловой защиты (ВТЗ$_i$), характеризующихся показателями эффективности (E_i), затратами (C_i), сроками (T_i) и техническими рисками (R_i) разработки, определить на основе многокритериальной оценки рациональный вариант (РВтз), с максимальным значением обобщенной функции полезности (Ψ), т.е. найти:

$$\text{РВ}_{\text{ТЗ}} = argmax\Psi\ (\{E_i\},\ \{C_i\},\ \{T_i\},\ \{R_i\}). \quad (2)$$

Поиск рационального варианта такой комплексной системы тепловой защиты возможно выполнить с использованием методов нахождения Парето-оптимальных решений многокритериальных задач.

Список литературы

1. Steelant J. Sustained Hypersonic Flight in Europe: Technology Drivers for LAPCAT II. // AIAA 2009-7240, 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic System Technologies Conference paper, Germany, 2009. 8 p.

2. Steelant J., Langener T. The LAPCAT-MR2 hypersonic cruiser concept // Paper in 29th Congress of the international council of the aeronautical sciences paper, Russia, 2014. 8 p.

3. URL: http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Engineering_Technology/High-Speed_Experimental_Fly_Vehicles_-_INTernational.

4. URL: http://www.bbc.com/future/story/20150914-the-challenges-of-building-a-hypersonic-airliner.

5. Плохих В.П., Бузулук В.И. О перспективах развития многоразовых систем выведения горизонтального старта: сб. науч. трудов / Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники. Под ред. В.Г. Дмитриева. М.: Физматлит, 2005. 648 с.

6. Балмина Р.В., Губанов А.А., Иванькин М.А., Лапинский Д.А. Состояние и перспективы разработки гиперзвукового вооружения // Техническая информация. ЦАГИ. 2012. Вып. 1–2. 72 с.

7. URL: https://www.space.com/41042-boeing-hypersonic-passenger-plane-concept.html

8. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М.: Академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1996 203 с.

9. Zuchowski B. Air vehicle integration and technology research // AFRL-RQ-WP-TR-2012-0280 final report, Lockheed Martin Aeronautics Company, 2012, 192 p.

10. Лазарев В. Исследования конструкции гиперзвуковых летательных аппаратов с использованием крупномасштабных моделей // Техника воздушного флота. ЦАГИ. 2010. Вып. 4 (701). С. 1–16.

11. Tzong G. Jacobs R., Liguore S. Air vehicle integration and technology research // AFRL-RB-WP-TR-2010-3068 final report, the Boeing Company, 2010. 169 p.

12. Bouchez M. Scramjet thermal management // Educational notes, RTO-EN-AVT-185. 2010. P. 13-1–13-30.

13. Балинова Ю.А., Гращенков Д.В., Шавнев А.А., Бабашов В.Г., Чайникова А.С., Курбаткина Е.И., Большакова А.Н. Высокотемпературные теплозащитные, керамические и металлокерамические композиционные материалы для авиационной техники нового поколения // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2020. № 2. С. 83–92. DOI: 10.38013/2542-0542-2020-2-83-92

14. Сорокин О.Ю., Гращенков Д.В., Солнцев С.С. и др. Керамические композиционные материалы с высокой окислительной стойкостью для перспективных летательных аппаратов (Обзор) // Труды ВИАМ. 2014. № 6. С. 8. DOI: 10.18577/2307-6046-2014-0-6-8-8

15. Steelant J., Dalenbring M., Kuhn M., Bouchez M., von Wolfersdorf J. Achievements obtained within ATLLAS-II on aero-thermal loaded material investigations for high-speed vehicles // Paper in 21st AIAA International space planes and hypersonics technologies conference, China, 2017. 58 p.

16. Jingzhe Xiea, Ruiping Zhang, Gongnan Xiea, Oronzio Manca. Thermal and thermomechanical performance of actively cooled pyramidal sandwich panels // International Journal of Thermal Sciences, Volume 139, 2019. P. 118–128. DOI: 10.1016/j.ijthermalsci.2019.02.002

17. Yingjie Xua, Ningxin Xua, Weihong Zhanga, Jihong Zhu. A multi-layer integrated thermal

protection system with C/SiC composite and Ti alloy lattice sandwich // Composite Structures, Volume 230, 2019. DOI: 10.1016/j.compstruct.2019.111507

18. Shih P.K., Pruntyt J., Mueller R.N. Thermostructural Concepts for Hypervelocity Vehicles // Journal of aircraft. 1991. Vol. 28, No. 5. P. 337–345.

19. Stevens D.R., Moses P.L., Zane Pinckney S. Design of a hypersonic waverider-derived airplane // Paper in 31st Aerospace sciences meeting & exhibit. 1993. USA. 27 p.

20. Petley D.H., Jones S.C. Thermal management for a mach 5 cruise aircraft using endothermic fuel // Journal of aircraft. 1992. Vol. 29, No. 3. P. 384–389.

21. Balland S., et al. Thermal and energy management for hypersonic cruise vehicles – cycle analysis // Paper in 20th AIAA International space planes and hypersonic systems and technologies conference. Scotland, 2015. 11 p.

22. Jian-Jun Gou, Yue Chang, Zheng-Wei Yan, Bing Chen, Chun-Lin Gong. The design of thermal management system for hypersonic launch vehicles based on active cooling networks // ELSEVIER. Applied Thermal Engineering. 2019. Вып. 159 (дата обращения: 18.01.2021).

23. Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева: пат. на полезную модель № 132050 Рос. Федерация: МПК B64C 1/38 / Колычев А.В., Горский В.В., Макаренко А.В., Денисенко А.А.; заявители и патентообладатели БГТУ Колычев А.В., Горский В.В., Макаренко А.В., Денисенко А.А. № 2013120647/11; заявл. 29.04.2013; опубл. 10.09.2013. Бюл. № 25.

24. Khrapko V.Yu. The concept of the combined thermal protection system for leading edges of hypersonic vehicles with use of thermionic emission // Conference Paper in XIII International Youth Scientific and Practical Conference "Future of atomic energy – AtomFuture 2017", KnE Engineering Volume (KnowledgeE). 2017. P. 465–472. DOI: 10.18502/48

25. Hanquist K.M., Hara K., Boyd I.D. Detailed modeling of electron emission for transpiration cooling of hypersonic vehicles // Paper in Journal of Applied Physics 121. 053302, 2017. DOI: 10.1063/1.4974961

26. Колычев А.В. Активная термоэмиссионная тепловая защита элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата при их аэродинамическом нагреве и границы ее применимости // Труды МАИ. 2013. Вып. 68. URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/18f/18f30b466d3ae79778a24965c2a26540.pdf?lang=en&issue=68 (дата обращения: 05.06.2019).

27. Останко Д.А. Перспективы применения термоэлектрических устройств на борту фронтового истребителя // Наука и технологии в промышленности. 2014. Вып. 1–2. С. 61–65.

28. Schwarz A. Experimental Study of Hypersonic Wing/Fin Root Heating at Mach 8. thesis submitted for the degree of Master of Philosophy at The University of Queensland, School of Mechanical and Mining Engineering. 2014. 94 p.

29. Kasen S.D., Queheillalt D.T., Steeves C.A., et al. A heat plate leading edge for hypersonic vehicles // Proceedings of IMECE2008 2008 ASME International mechanical engineering congress and exposition. 2008. USA. 8 p.

30. Kai Cui, Shou-Chao Hu, Guang-li Li, Yao Xiao. A conceptual design of next generation hypersonic air-breathing airplanes with dual waveriders forebody // Paper of 20th AIAA international space planes and hypersonic systems and technologies conference. Scotland. 2015. 12 p.

31. Smart M., Scramjets. In Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft. Educational Notes. RTO-EN-AVT-150, P. 9. Neuilly-sur-Seine, France: RTO, 2008. P. 9-1 – 9-38.

Об авторах

Аронов Дмитрий Ильич – аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета) кафедры 101 направления подготовки «Авиационная и ракетно-космическая техника» (проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов), Москва, Российская Федерация.
Область научных интересов: высокоскоростные летательные аппараты, тепловой баланс конструкции, двигателей и систем авиационной техники.

Клягин Виктор Анатольевич – заместитель начальника научно-исследовательского отделения ОКБ Сухого, кандидат технических наук, доцент кафедры 101 Московского авиационного института (национального исследовательского университета), Москва, Российская Федерация.
Область научных интересов: внешнее проектирование и оценка эффективности авиационной техники, имитационное моделирование авиационных комплексов.

Advanced methods for organizing thermal protection of hypersonic aircrafts

Aronov D. I.[1], Klyagin V. A.[1,2]

[1] *Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation*

[2] *Sukhoi Design Bureau, Moscow, Russian Federation*

On the basis of analytical and experimental data, this paper presents possible levels of thermal loading of reusable hypersonic aircrafts. Methods for ensuring the thermal regime of such aircrafts using various passive and active thermal protection technologies are considered. The conducted analysis of the scientific and technical background in terms of the practical implementation of these technologies allowed the authors to draw the conclusion about the relevance and expediency of creating an integrated thermal protection system for reusable high-speed aircrafts.

Keywords: high-speed aircraft, hypersonic aircraft, thermal protection

Information about the authors

Aronov Dmitry Ilyich – Postgraduate Researcher, Moscow Aviation Institute (National Research University), Department 101 “Aviation and Rocket-space Technology” (design, construction and production of aircrafts).
Research interests: high-speed aircrafts, thermal balance of structures, engines and aircraft systems.

Klyagin Viktor Anatolyevich – Deputy Head, R&D Department, Sukhoi Design Bureau; Cand. Sci. (Engineering), Assoc. Prof., Department 101, Moscow Aviation Institute (National Research University).
Research interests: external design and assessment of the effectiveness of aviation technologies, simulation of aviation systems.