DOI: 10.25728/mlsd.2022.0925

МЕТОДЫ СНИЖЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО НАГРЕВА КОНСТРУКЦИИ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЁТА

Ширяев А.В., Серебрянский С.А.
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Россия, г. Москва, Волоколамское шоссе д.4
shiryaev58@list.ru, s-s-alex@mail.ru

Аннотация: В данной работе рассмотрены перспективные методы борьбы с температурным нагревом самолёта при длительном полёте, а также нагрев самой конструкции летательного аппарата. Нагрузка такого рода ведёт к снижению эксплуатационных и технологических свойств, а также изменение частотных характеристик.

Ключевые слова: теплозащита, скорость, температурный нагрев, снижение, прочность конструкции.

Введение

Конкурентоспособность перспективных как гражданских, так и военных летательных аппаратов – это такой уровень их экономических, технических и эксплуатационных свойств, который позволяет выдержать конкуренцию с другими самолетами [1, 2]. В настоящее время сверхзвуковые самолёты в определенном сегменте внешнего и внутреннего рынка характеризуются способностью удовлетворять требованиям потребителей.

Ещё в прошлом веке исследования позволили разработать ряд аэродинамических и технологических решений, обеспечивающих безопасное преодоление звукового барьера. Тогда казалось, что покорение звукового барьера создает неограниченные возможности дальнейшего увеличения скорости полета. Но возникли определённые трудности.

1 Постановка задачи

При достижении авиацией больших сверхзвуковых скоростей возникла новая проблема – обеспечение прочности конструкции в условиях нагрева. При полёте с такими скоростями повышается температура воздуха, обтекающего поверхность ЛА, что приводит к нагреву самой конструкции (так называемый «аэродинамический нагрев»). Нагрев воздуха происходит в скачках уплотнения, образующихся вокруг самолёта, а также в пограничном слое, за счёт трения поверхности о воздух. Кроме того, нагрев конструкции идёт от солнечной и атмосферной радиации, от двигателей и оборудования.

На высотах полёта $H \leq 50$ км нагрев от солнечной и атмосферной радиации пренебрежимо мал по сравнению с потоком тепла от пограничного слоя, поэтому для ЛА, совершающих полёты в плотных слоях атмосферы, основным внешним источником нагрева является пограничный слой воздуха. Выделяющееся у поверхности тепло частично поступает в конструкцию планера, частично передаётся в окружающую воздушную массу, температура которой равна температуре воздуха на данной высоте полёта ($T_н$)

Как известно, теплообмен осуществляется в трёх основных видах (рис. 1):

Рис. 1. Виды теплообменных процессов

Температуру обшивки ЛА ($T_{об}$) можно определить из уравнения теплового баланса, которое базируется на результате суммирования различных тепловых потоков.

При приближённой оценке температуры обшивки можно считать, что её температурный режим определяют следующие тепловые потоки (рис. 2): $q_к$ – конвективный поток от пограничного слоя к обшивке; $q_{изл}$ – тепловой поток за счёт излучения обшивки, направленный от обшивки в окружающее пространство; $q_{кон}$ – тепловой поток, поступающий внутрь конструкции планера (в основном определяемый теплопроводностью).

Все тепловые потоки q_i характеризуют поступление (уход) тепла через единицу площади

поверхности в единицу времени и называются «плотностью теплового потока», Вт/м^2. Итак, $q_{\text{кон}} = q_{\text{к}} - q_{\text{изл}}$.

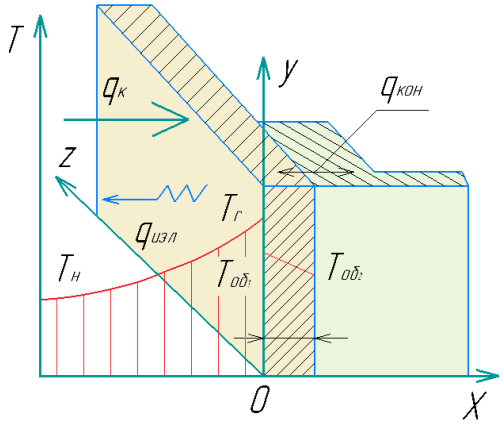

Рис. 2. Тепловые потоки

Плотность конвективного потока определяется формулой

$$q_{\text{к}} = \alpha(T_r - T_{\text{об}}), \quad (1)$$

где α – коэффициент теплоотдачи от пограничного слоя к обшивке;

$T_{\text{об}}$ – температура обшивки;

T_r – температура пограничного слоя вблизи поверхности обшивки находится по формуле

$$T_r = T_{\text{н}}(1 + r\frac{k+1}{2}M^2), \quad (2)$$

где r – коэффициент восстановления температуры, зависящий от состояния пограничного слоя (ламинарный или турбулентный);

k – показатель адиабаты (для воздуха κ =1,4);

$T_{\text{н}}$ – температура окружающего атмосферного воздуха.

При полёте нагрев происходит в следствии адиабатического сжатия воздуха перед летящим самолётом. В таком случае температура полного торможения перед передними кромками будет равна (для простоты понимания температура будет показана в градусах Цельсия)

$$t_{\text{торм}} = T_H(1 + 0{,}2M^2) - 273{,}2, \quad (3)$$

где $T_н$ – абсолютная температура воздуха на высоте полёта, К.

Для полёта в стратосфере ($H \geq 11000$ м)

$$t_{\text{торм}} = 216{,}7 + 43{,}3M^2 - 273{,}2 = 43{,}3M^2 - 56{,}5. \quad (4)$$

Для более точного понимания картины протекания процесса, приведём пример $t_{\text{торм}}$ на передней кромке крыла и температуры обшивки ($t_{\text{торм}} \approx t_w$) находящейся на расстоянии 1 м ($H \geq 11000$ м).

Таблица 1. Температура торможения на передней кромке

Число М	**1,0**	**1,3**	**1,5**	**1,7**	**2,0**	**2,2**	**2,5**	**2,7**	**3,0**
$t_{\text{торм}}$, °С	-13,3	16,7	41,0	68,5	116,5	169,0	214,0	259,0	336,0

Таблица 2. Температура поверхности на удалении 1 м от передней кромки

Число М	**1,0**	**1,3**	**1,5**	**1,7**	**2,0**	**2,2**	**2,5**	**2,7**	**3,0**
t_w, °С	-17,5	8,0	30,0	52,0	94,0	124,0	174,0	210,0	271,0

Влияние нагрева конструкции на её прочность рассматривается в трёх аспектах. Во-первых, происходит снижение механических характеристик конструкционных материалов при высокой температуре. Во-вторых, нагрев конструкции может приводить к возникновению температурных напряжений в её элементах и элементах самолётных систем [3]. В-третьих, может возникнуть явление ползучести, то есть непрерывная пластическая деформация элементов конструкции при неизменной нагрузке [4].

2 Методы решения проблем температурного нагрева

2.1 Применение в конструкции жаропрочных материалов

У каждого материала, начиная с некоторой температуры, происходит существенное снижение его механических характеристик, в том числе $\sigma_{0,2}$; $\sigma_в$; E. На рис. 3 представлены кривые изменения предела прочности ($\sigma_в$) и модуля упругости E некоторых материалов (*1* – дюралюминий; *2* – титановый сплав; *3* – нержавеющая сталь) в зависимости от температуры, отнесённые к значениям σ_{B_0} и E_0 при температуре + 20 °*C*.

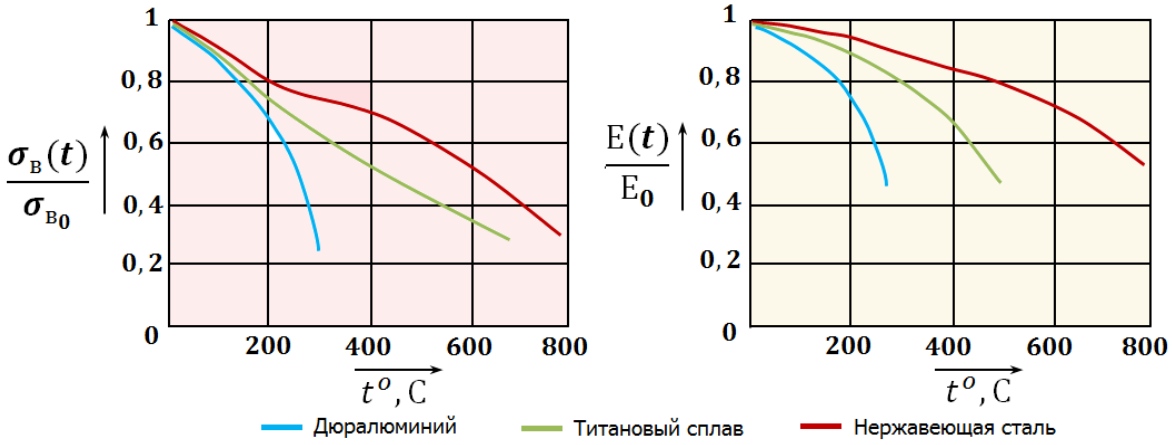

Рис.3. Механические свойства материалов

Одним из путей решения проблемы нагрева конструкции является применение жаропрочных материалов. Так, в ряде конструкций с умеренной степенью нагрева, вместо материала Д16 в конструкции планера применяется Д19, имеющий более высокую прочность в интервале температуры 120…190°*C*. При температуре же выше 200°*C*, алюминиевые сплавы уже не находят применения, а «горячие» конструкции начинают изготавливать из титановых сплавов или сталей. Для наглядности приведены температурные пределы применения материалов на рис. 4. На нём видно, что температурное влияние существенно, поэтому указанные сплавы применяются, как правило, только до нижних границ пределов.

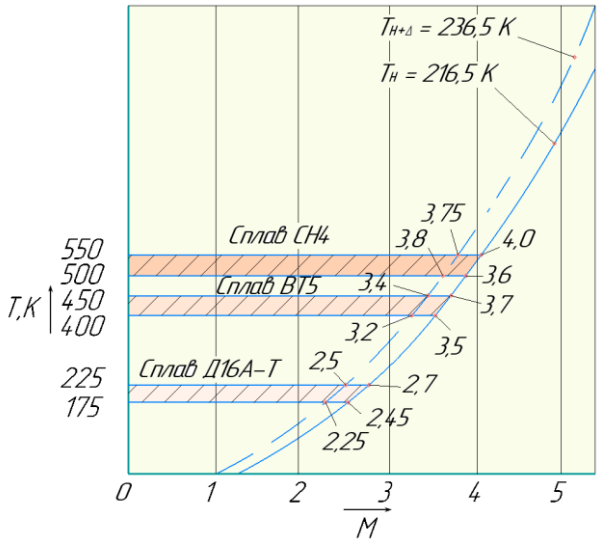

Рис.4. Температурные пределы материалов

Например, при исследованиях самолета XB-70A (рис. 5) в полетах на высотах более 21000 м со скоростью M=3 температура входных кромок воздухозаборника и передних кромок крыла составляла 300 – 325°*C*, а остальной части обшивки 200 – 230°*C*.

Поэтому в конструкции такого скоростного самолёта начали применять титановые и стальные сплавы, которые способны противостоять интенсивному нагреву конструкции [5].

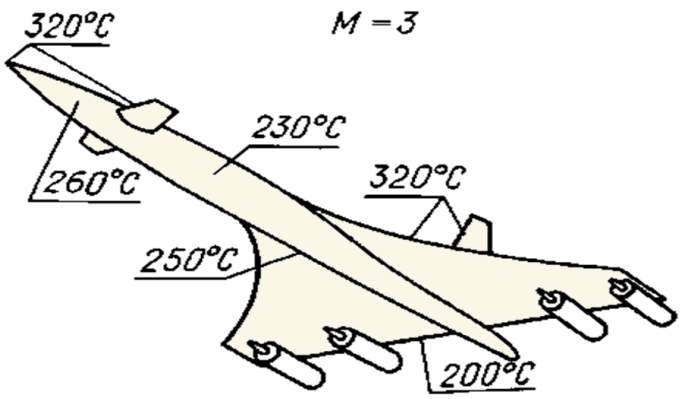

Рис.5. Температурная сводка по самолёту XB-70A

Заменяя самые распространённые в авиации сплавы алюминия, такие как Д16АТ и В95пч на титановые, мы добьёмся более высокого предела прочности и жаропрочности при достаточно хорошей пластичности.

Не стоит забывать про стальные сплавы, которые безупречно справляются с высокой температурой, создаваемой двигателями. В отсеках мотогондол и высоконагруженных узлов самолёта. Такие сплавы сохраняют хорошие механические свойства при высоких температурах, характерных для полетов с большим числом М.

Таблица 3. Свойства материалов применяемых в конструкции ЛА

Сплав	$\sigma_в$	$\sigma_{0,2}$	***E*,**	***δ*,**	***ρ*,**	***t*,**
	МПа		**ГПа**	**%**	**кг/м^3**	**°С**
Д16АТ	400-430	270-300	72	8-10	$2{,}77\times10^3$	до 190
В95пч	500-560	430-480	72	7-8	$2{,}78\times10^3$	до 200
ВТ20	930-1200	850-1050	112	8-10	$4{,}45\times10^3$	до 400
ВТ23	1080	1010	105	6-9	$4{,}57\times10^3$	до 425
ВТ18ч	1000-1200	950-1150	120	10	$4{,}54\times10^3$	до 600
ВКС-10	1300	–	–	–	–	до 450
ВКС-6	1550	–	–	–	–	до 500

2.2 Использование теплоёмкости топлива

Не менее распространён в авиации и метод с использованием хладоресурса топлива. Т.е. организация активного охлаждения наиболее нагреваемых участков планера и силовой установки с помощью отвода тепла топливом (рис. 6).

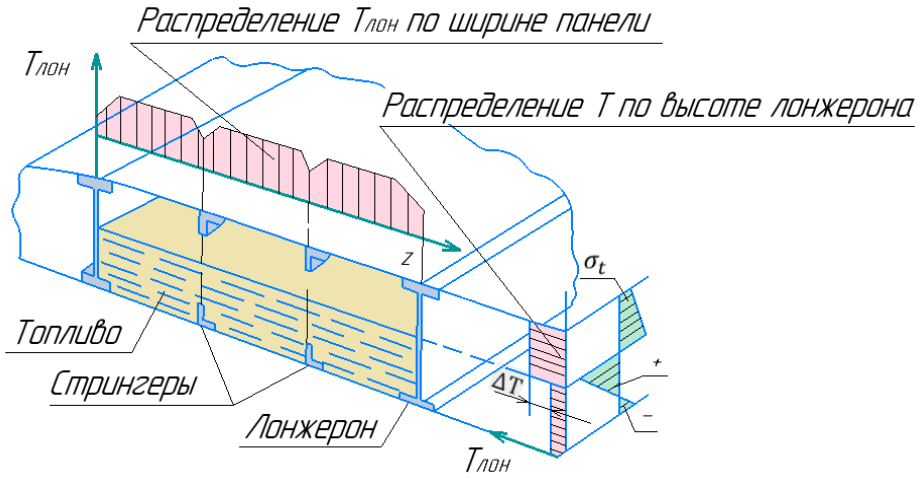

Рис.6. Отсек крыла

При определённых условиях полёта устанавливаются стационарные тепловые поля с большими градиентами температуры. Такими примерами могут служить части конструкции, от различных участков которых осуществляется отвод тепла с разной интенсивностью. На рис. 5 показан

топливный отсек крыла, частично заполненный топливом. На уровне топлива наблюдается резкий скачок температуры стенки бака, в результате чего неомываемая топливом наиболее нагретая часть стенки испытывает деформацию сжатия. Местные градиенты температуры возникают и в обшивке панели в местах соединения её со стрингерами, где наблюдается повышенный отток тепла из обшивки.

Другими словами, топливо «забирает» часть температуры с поверхности крыла, что помогает снизить температурные напряжения на конструкцию самолёта. Таким образом предотвращает столь частые и резкие появления циклов «нагрев-охлаждение» и не приводит к усталостному разрушению агрегатов и узлов.

2.3 Усовершенствование аэродинамической компоновки

Заменяя материалы конструкции на более современные, меняя расположение баков и марок топлива, надо помнить, что большая часть нагрева происходит на передних кромках и бороться с этим надо в первую очередь именно там.

Есть несколько вариантов снижения тепловых потоков за счет модификации базовой аэродинамической компоновки: увеличения углов стреловидности несущих поверхностей и радиуса закруглений носка крыла и передних кромок наплывов, уменьшения площади омываемой поверхности за счет «уплощения» исходных аэродинамических обводов [6].

Вид экспериментальной установки и безразмерные зависимости теплового потока для передних точек консоли показаны на рис. 7. Продувки в 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.

Наблюдается и значительное повышение температуры на отдельных участках поверхности ЛА. Важной задачей является герметизация щелей, например между крылом и предкрылком, между килем и рулём направления, а также створок лючков и выходных отверстий различных бортовых систем самолёта. Возникающие в этих зонах вихри могут вызывать интенсивный местный нагрев конструкции.

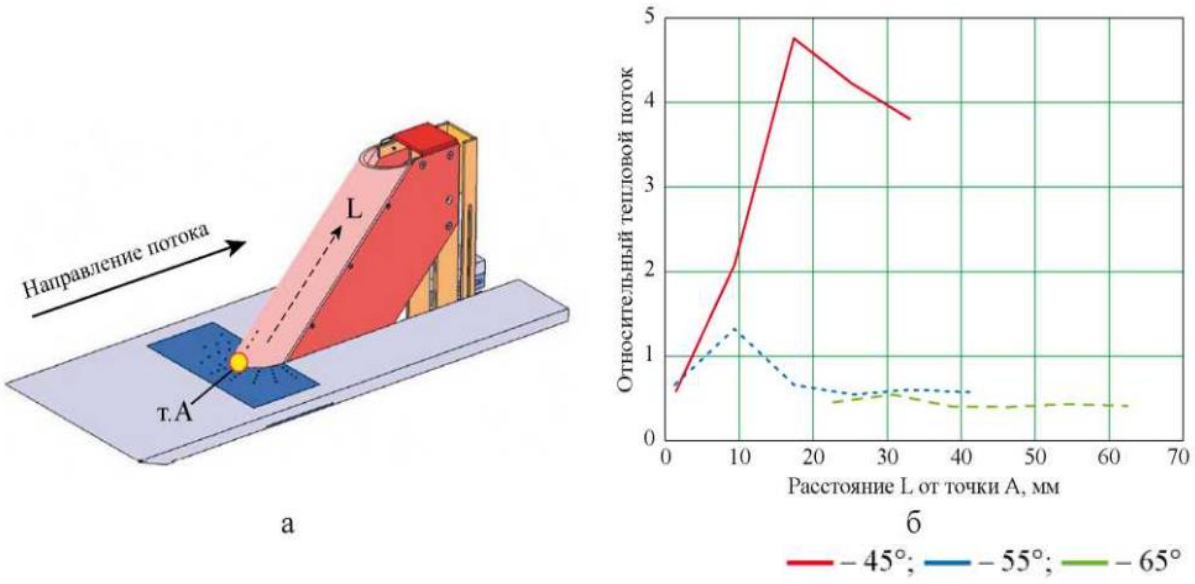

Рис.7. Экспериментальная оценка теплового потока для передних точек консоли:
а – внешний вид экспериментальной модели для изучения обтекания консоли;
б – зависимость теплового потока от продольного расстояния L по передней кромке и угла стреловидности

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

2.4 Замена более ответственных частей обшивки на трёхслойные панели

С точки зрения конструктивного исполнения обшивки наиболее ответственных участков отдается предпочтение трехслойным панелям с заполнителем различной конфигурации. Не так давно китайскими учеными была показана возможность использования многослойных панелей с объемным трехмерным заполнителем (материалы панелей – титановые, циркониевые сплавы и КМ класса «углерод-кремний») в конструкции планера скоростных ЛА. Один из вариантов такой панели с дополнительной фетровой теплоизоляцией показан на рис. 8. Для использования в конструкции передних частей фюзеляжа и кромок несущих поверхностей рассматриваются цельноформованные или составные детали из жаростойких композиционных материалов.

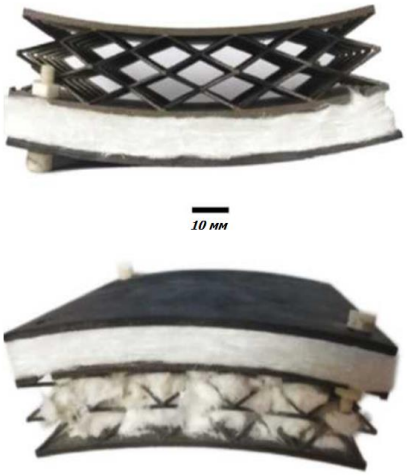

Рис.8. Панель с фетровой теплоизоляцией

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. Тем не менее внутренняя теплоизоляция остается единственным вариантом защиты радиоэлектронного оборудования и других важных агрегатов самолёта от перегрева на больших сверхзвуковых скоростях полета.

2.5 Внедрение композиционных материалов класса «углерод-кремний», «углерод-углерод» и иных неметаллических материалов

Пожалуй, это самый современный и перспективный метод борьбы с тепловым нагревом. Суть данного метода – это замена хорошо нам известных материалов конструкции на более совершенные и передовые. Ещё в 70-х годах прошлого века осуществлены первые опыты применения в конструкции самолетов бериллия, а также композиционных материалов на базе волокон бора или углерода. Эти материалы пока имеют высокую стоимость, но вместе с тем для них характерны малая плотность, трещиностойкость, высокие прочность и жесткость, а также значительная термостойкость.

В целях изготовления наиболее теплонагруженных элементов корпуса, деталей горячего тракта двигателей и элементов конструкций радиотехнического назначения с рабочими температурами более 1500 °С для авиационной техники нового поколения необходимо применение конструкционных керамических и стеклокерамических композиционных материалов с малым весом, высокими значениями прочности, твердости, трещиностойкости, коррозионной и эрозионной стойкости в совокупности с длительным жизненным циклом в условиях высокотемпературного окисления.

Одним из способов создания материалов данного класса является разработка полимерных композитов. Для которых, в качестве матричных материалов используется сверхвысокотемпературная керамика на основе диборидов, карбидов, нитридов, включая такие элементы, как Hf, Zr, Ti, Ta, а также карбид кремния, которые, согласно таблице 4, имеют наиболее высокие значения температуры плавления ($T_{пл}$).

Из данных таблицы следует, что перечень материалов с температурой плавления >3000°С насчитывает лишь ограниченное количество неоксидных соединений. Более того, высокая температура плавления является лишь одним из требований к композитам на основе сверхвысокотемпературной керамики.

Таблица 4. Композиционные материалы с высокими значениями температуры плавления

Материал	**Кристаллическая структура**	**Плотность, г/см^3**	**Температура плавления, ^{o}C**
HfB_2	Гексагональная	11,2	3380
HfC	Гранецентрированная кубическая	12,76	3900
HfN	Гранецентрированная кубическая	13,9	3385
ZrB_2	Гексагональная	6,1	3245
ZrC	Гранецентрированная кубическая	6,56	3400
ZrN	Гранецентрированная кубическая	7,29	2950
TiB_2	Гексагональная	4,52	3225
TiC	Кубическая	4,94	3100
TiN	Гранецентрированная кубическая	5,39	2950
TaB_2	Гексагональная	12,54	3040
TaC	Кубическая	14,50	3800
TaN	Кубическая	14,30	2700
SiC	Полиморфная	3,21	Диссоциация при 2545 ^{o}C

Заключение

Каждый из рассмотренных существующих и перспективных методов теплозащиты в отдельности не позволит в полной мере разработать тепловую защиту перспективных многоразовых сверхзвуковых ЛА.

Таким образом, варианты снижения воздействия нагрева требуют комплексного подхода. В комплексе необходимо рассматривать как замену конструкционных материалов панелей и обшивки на титановые или стальные сплавы, так и конструктивные решений для использования топливных магистралей. Поэтому, на этапе проектирования перед разработчиками возникает задача выбора того или иного комплекса защиты, более рационального по эффективности и массе для конфигурации конструкции агрегатов ЛА [7, 8, 9] проектируемого сверхзвукового воздушного судна.

Литература

1. *Братухин А.Г., Серебрянский С.А., Стрелец Д.Ю. и др.* Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники. – М.: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с.
2. *Barabanov A.V., Serebryansky S.A.* Substantiation of choosing rational appearance of nose of aircraft with the use of mathematical modeling // Aerospace Systems. 2021. Vol. 4. No 2. P. 171-177.
3. *Трофимчук М.В., Серебрянский С.А., Стрелец Д.Ю.* Формирование технического облика самолетных силовых систем оперативно-тактического истребителя // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018, № 6. – С. 25-32.
4. *Попов Ю.И., Серебрянский С.А., Майсак М.В.* К вопросу обеспечения эксплуатационной живучести конструкции планера самолета // Справочник. Инженерный журнал с приложением. 2019, № 12(273). – С. 32-39.
5. *Климов В.Н., Козлов Д.М.* Современные авиационные конструкционные сплавы: учеб. пособие. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2017. – 40 с.
6. Проектирование самолётов / под ред. М.А. Погосяна. 5-е изд., перераб. и доп. – М.: Инновационное машиностроение, 2018. – 864 с.
7. *Настас К.Г., Серебрянский С.А.* К вопросу использования цифровых технологий в управлении конфигурацией воздушного судна на этапе разработки и сертификации // Избранные научные труды двадцатой Международной научно-практической конференции "Управление качеством", Москва, 11–12 марта 2021 года. – М.: Издательство «Пробел-2000», 2021. – С. 261-265.
8. *Серебрянский С.А., Барабанов А.В.* Подход к определению рациональной формы носовой части сверхзвукового самолета с использованием методов математического моделирования // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия: Машиностроение. Т. 20. 2020, № 3. – С. 24-35.
9. *Кантимиров С.А., Серебрянский С.А.* Весовое проектирование летательного аппарата на цифровой платформе в едином информационном пространстве жизненного цикла изделия // Управление развитием крупномасштабных систем (MLSD'2021) : Труды Четырнадцатой международной конференции, Москва, 27–29 сентября 2021 года / Под общей редакцией С.Н. Васильева, А.Д. Цвиркуна. – М.: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2021. – С. 1151-1161.