

Канд. техн. наук И. А. Гусарова, канд. техн. наук А. М. Потапов, Г. М. Голубков,
Д. С. Калиниченко, Н. В. Полуян, д-р техн. наук Т. А. Манько

ОСНОВНЫЕ КРИТЕРИИ ВЫБОРА ЖАРОСТОЙКИХ И ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ВЫСОТНОГО ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Проведен расчет тепловых режимов наружных поверхностей многоразового высотного гиперзвукового летательного аппарата, являющегося составной частью транспортно-космической системы. Определены основные критерии выбора его жаростойких и теплозащитных конструкций.

Проведено розрахунок теплових режимів зовнішніх поверхонь багаторазового висотного гіперзвукового літального апарата, який є складовою частиною транспортно-космічної системи. Визначено основні критерії вибору його жаростійких і теплозахисних конструкцій.

The thermal analysis was made for external surfaces of a reusable high-altitude supersonic flying vehicle being a part of a space transportation system. The basic criteria were determined for selection of its heat-resistant and heat-protective structures.

Для дальнейшего освоения космоса и изучения космического пространства актуально создание многоразовых летательных аппаратов. Необходимость развития новейших летательных аппаратов связана с экологическими проблемами окружающей среды и загрязнением космического пространства космическим мусором, а также с повышением экономической эффективности вывода полезных грузов на орбиту. Создание новой экономичной, экологически чистой и безопасной многоразовой космической системы является одной из возможностей для сохранения лидирующих позиций Украины в ракетно-космической отрасли.

Специалистами ГП «КБ «Южное» ведется разработка многоразовой транспортно-космической системы (МТКС). МТКС включает в себя высотный гиперзвуковой

летательный аппарат (ВГЛА) многократного использования и трехступенчатую ракету космического назначения однократного применения.

Выведение полезной нагрузки при помощи ВГЛА и трехступенчатой ракеты-носителя (РКН) предусматривает самолетный вариант старта и посадки. В конце разгона МТКС скорость соответствует числу $M=6$, высота – 30 км, угол наклона траектории – 40° , после чего происходит отделение РКН. Трехступенчатая РКН продолжает свой полет. ВГЛА снижается и осуществляет посадку на взлетно-посадочной полосе аэродрома. Интенсивность полетов ВГЛА с интервалом между посадкой и последующим стартом не более 7 сут. Срок эксплуатации ВГЛА не менее 10 лет.

Схема полета МТКС представлена на рис. 1.



Рис. 1. Схема полета МТКС

РКН является одноразовой, поэтому в ее конструкции применяются материалы, традиционные для конструкции одноразовых РКН.

Таким образом, одной из основных проблем разработки МТКС является выбор материалов ВГЛА, особенно теплозащитных и жаростойких материалов наружных конструкций, эксплуатирующихся при экстремально высоких температурах. Основными критериями для выбора таких материалов являются максимальная рабочая температура, количество запусков и массовые ограничения. Максимальная рабочая температура определяется исходя из тепловых режимов аппарата.

Нагрев ВГЛА в полете происходит в основном за счет воздействия аэродинамического нагрева вследствие торможения воздушного потока поверхностью летательного аппарата. Интенсивность нагрева поверхности, обтекаемой потоком воздуха, зависит от скорости и высоты полета, а также от формы тела. При малых (околозвуковых) скоростях полета этот нагрев

незначителен. При гиперзвуковых скоростях полета воздушный поток обладает высокой кинетической энергией, что приводит к резкому увеличению температуры торможения в пограничном слое. При установленном характере обтекания температура обшивки летательного аппарата близка к температуре адиабатического торможения.

Максимальному тепловому воздействию в полете подвержены главным образом носовая часть фюзеляжа и передние кромки выступающих элементов (крыльев, оперения, воздухозаборников).

Как показал анализ параметров движения (рис. 2-4), наиболее интенсивному воздействию аэродинамического теплового потока ВГЛА подвергается на участке разгона до скорости $M=6$ (с ~ 900 по ~ 1150 с полета). В дальнейшем интенсивность воздействия аэродинамического потока снижается, поэтому определяющим участком при нагреве конструкции является участок разгона ВГЛА до скорости, соответствующей $M=6$.

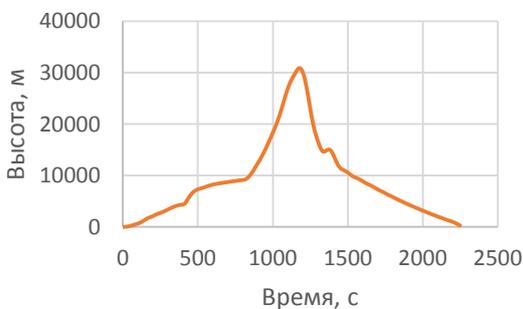


Рис. 2. Зависимость высоты полета ВГЛА от времени

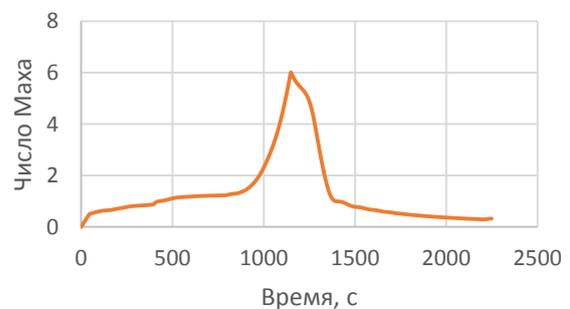


Рис. 3. Зависимость скорости полета ВГЛА от времени

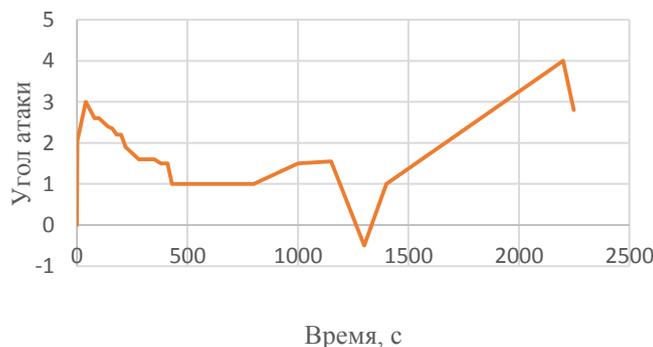


Рис. 4. Зависимость угла атаки ВГЛА от времени

На основании приведенных выше параметров движения и теплофизических и термодинамических параметров стандартной атмосферы определены параметры теплового воздействия на элементы конструкции ВГЛА по методикам с использованием критериальных зависимостей для теплообмена в критической точке и ее окрестности при обтекании тел сверхзвуковым потоком [1, 2].

Конвективный тепловой поток к передним кромкам выступающих элементов БПЛА определялся по зависимости

$$q_w = \frac{Nu_w}{(Re_w)_H^{0,8}} \cdot \frac{\rho_H^{0,8} V_H^{0,8} \mu_w^{0,8}}{R_o^{0,2}} \cdot \frac{I_B - I_w}{Pr},$$

где R_o – радиус затупления;

I_B – энтальпия восстановления, соответствующая температуре восстановления;

I_w – энтальпия газа при температуре поверхности;

μ_H – значение вязкости в рассматриваемой точке при температуре стенки;

ρ_H, V_H – значения плотности и скорости набегающего потока.

Конвективный тепловой поток к носовой части фюзеляжа и плоским поверхностям (крылья, оперение) БПЛА определялся по зависимости

$$q_w = \alpha_t (T_B - T_w),$$

где T_B – температура восстановления газа, определяемая по зависимости

$$T_B = T_H \left(1 + r \frac{k-1}{2} M_H^2 \right),$$

где $M_H = \frac{V_H}{a}$;

T_H, V_H – температура и скорость набегающего потока соответственно;

a – скорость звука;

T_w – температура стенки;

k – показатель адиабатического расширения газа;

r – коэффициент восстановления:

– для ламинарного пограничного слоя

$$r_{lam} \sim Pr_H^{\frac{1}{2}};$$

– для турбулентного пограничного слоя

$$r_{turb} \sim r_H^{\frac{1}{3}}.$$

Коэффициент теплоотдачи α_t вычисляется по принятым на предприятии критериальным зависимостям, полученным по результатам обработки летных испытаний РН,

$$\alpha_t = \frac{Nu_w \lambda}{d};$$

$$Nu_w = AA Re_w^a Pr_w^b \left(\frac{T_w}{T_B} \right)^c,$$

где Re_w, Pr_w – числа Рейнольдса и Прандтля при температуре стенки T_w ;

AA, a, b, c – эмпирические константы;

λ – коэффициент теплопроводности материала;

d – характерный размер.

Для $M_\infty \leq 5$ при расчетах теплообмена на конических частях корпуса параметры потока на границе пограничного слоя ρ_c, T_c, V_c определяются по таблицам Копала в зависимости от угла полураствора конуса Θ_s и числа Маха набегающего потока M_∞ .

Для $M_\infty > 5$ параметры потока на границе пограничного слоя ρ_c, T_c, V_c выражаются через параметры набегающего потока с использованием зависимостей

$$V_c = K_v V_\infty;$$

$$\rho_c = K_\rho \rho_\infty;$$

$$T_c = K_T T_\infty,$$

где ρ_∞, V_∞ – плотность и скорость набегающего потока.

Коэффициенты K_v, K_ρ, K_T вычисляются по следующим зависимостям:

$$K_v = \frac{Mk}{M_\infty} K_T^{0,5};$$

$$K_{\rho} = \frac{P_H}{K_T};$$

$$K_T = \left(P_H \frac{(1 + 0,2 M_{\infty}^2 S_H^2)^{3,5}}{1,288 M_{\infty}^2 S_H^2} \right)^{0,286},$$

где S_H – угол наклона скачка уплотнения, который определяется по эмпирической зависимости

$$S_H = 1,1 \sin\left(\Theta_s \frac{\pi}{180^\circ}\right) + \frac{1 - 1,14 \left(1 - \sin\left(\Theta_s \frac{\pi}{180^\circ}\right)\right) \sin\left(\Theta_s \frac{\pi}{180^\circ}\right)}{M_{\infty} \left(\left(1,667 - \Theta_s \frac{\pi}{180^\circ}\right) \sin\left(2\Theta_s \frac{\pi}{180^\circ}\right) + 1 \right)};$$

P_H – давление за косым скачком уплотнения, которое определяется по эмпирической зависимости

$$P_H = 1 + 1,4 M_{\infty}^2 \sin\left(\Theta_s \frac{\pi}{180^\circ}\right)^2 \left(1,04 + \frac{51,4}{\Theta_s^{1,37} \cdot M_{\infty}^{1,5}} \right).$$

Изменение температуры торможения газового потока в полете приведено на рис. 5.

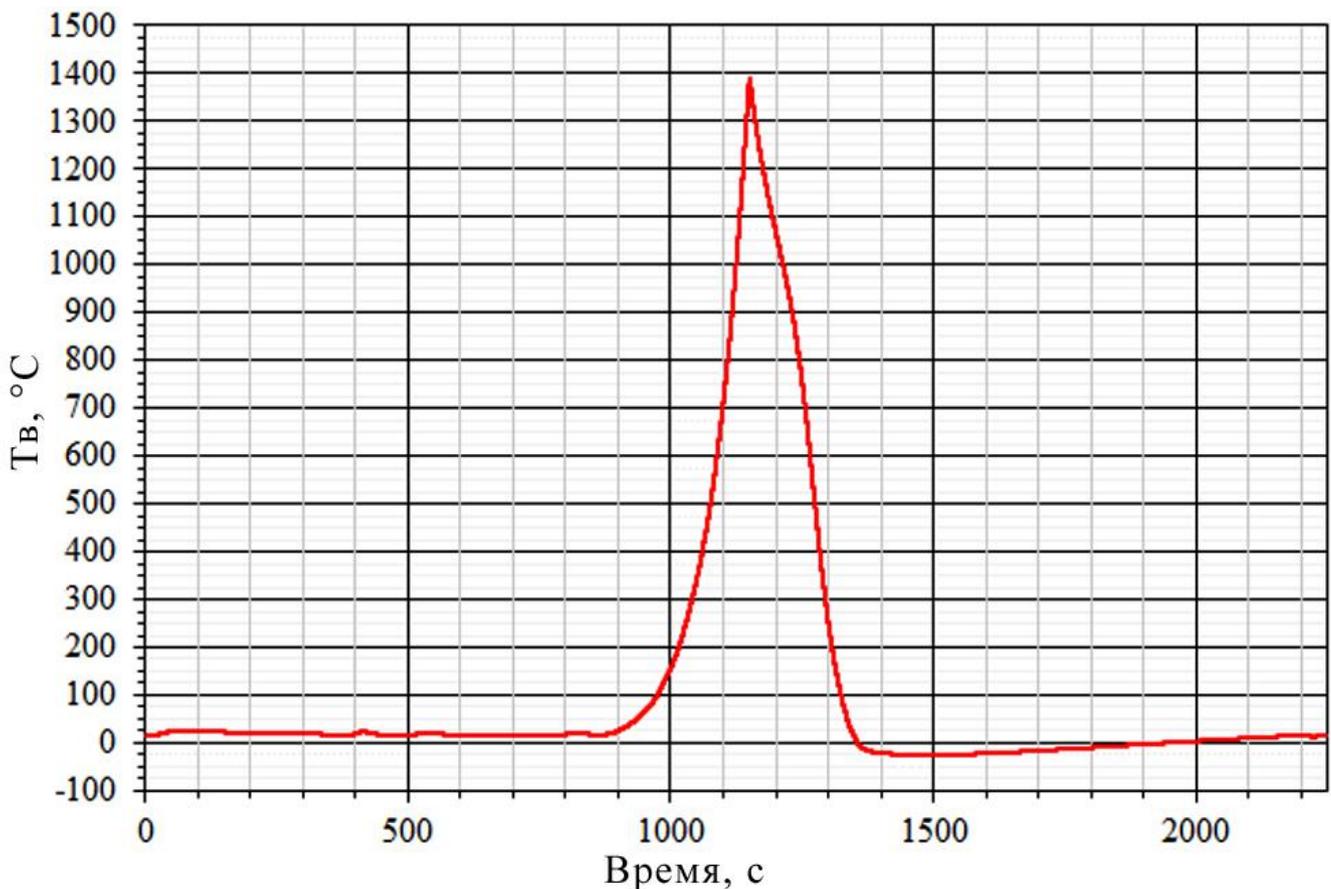


Рис. 5. Зависимость изменения температуры торможения газа в окрестностях критических точек ВГЛА в полете от времени

Анализ результатов расчетов показал, что наиболее интенсивный рост температуры торможения реализуется на участке разгона до скорости $M=6$ (с ~ 900 по ~ 1150 с полета). При этом максимальное значение температуры торможения составляет $\sim 1400^\circ\text{C}$. После отделения РКН от ВГЛА значение температуры торможения существенно уменьшается и при дальнейшем полете изменяется незначительно.

Для оценки теплового состояния ВГЛА были рассмотрены наиболее теплонапряженные элементы конструкции: носовая часть фюзеляжа и передние кромки выступающих элементов. Определяющим критерием выбора материалов, используемых в конструкции ВГЛА, является высокая температура торможения потока газа, реализующаяся на данных элементах конструкции и требующая применения термостойких материалов.

При выборе материалов РКТ необходимо учитывать массовые ограничения, поэтому при расчетах теплового состояния ВГЛА рассматривались жаропрочный титановый сплав и углерод-углеродный композиционный материал.

Теплофизические свойства материалов, используемые при тепловых расчетах, приведены в таблице.

Теплофизические свойства материалов

Наименование материала	Плотность, $\text{кг}/\text{м}^3$	Температура испытаний, $^\circ\text{C}$	Коэффициент теплопроводности, $\text{Вт}/(\text{м}\cdot\text{K})$	Удельная теплоемкость, $\text{Дж}/(\text{кг}\cdot\text{K})$
Титан ВТ20	4450	20	8,0	545
		200	10,2	587
		400	12,2	670
		600	15,1	755
УУКМ	1700	20	5,85	670
		500	6,0	1591
		1000	9,90	1884
		1500	10,58	2010
		2000	16,3	2052

Максимальные температуры наружной поверхности наиболее теплонапряженных элементов конструкции, выполненных из титана ВТ20 ($\delta=3$ мм), приведены на рис. 6. Максимальные температуры наружной поверхности носовой части фюзеляжа, выполненного из УУКМ ($\delta=15$ мм), а также передних кромок крыльев ($\delta=2$ мм) приведены на рис. 7.

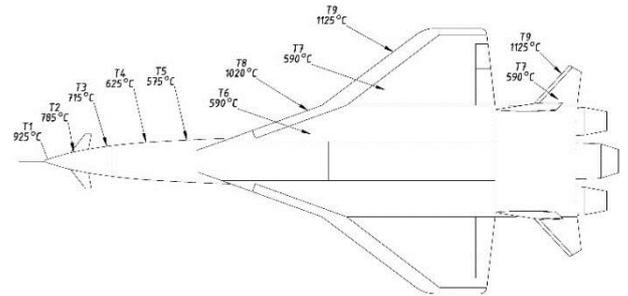


Рис. 6. Максимальные температуры наружной поверхности конструкции ВГЛА, выполненной из титана ВТ20

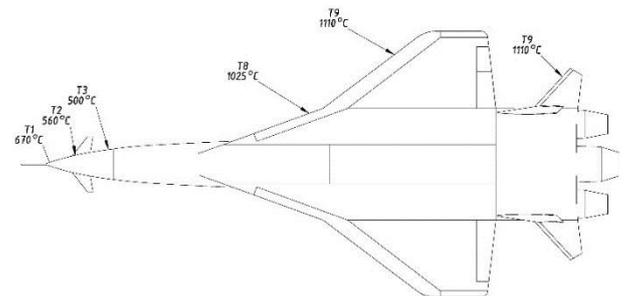


Рис. 7. Максимальные температуры наружной поверхности переднего конуса и передних кромок крыльев, выполненных из УУКМ

Изменение температур по времени полета ВГЛА приведено на рис. 8, 9.

Анализ результатов расчетов показал, что максимальные температуры элементов конструкции (носовая часть фюзеляжа, передние кромки крыльев и органы управления) достигают значений $\sim 1150^\circ\text{C}$ на 1150 – 1250 с полета. В дальнейшем на участке снижения температура поверхности элементов уменьшается. Процесс распределения тепла в конструкции ВГЛА зависит от конструкции элементов, толщины и типа используемых материалов.

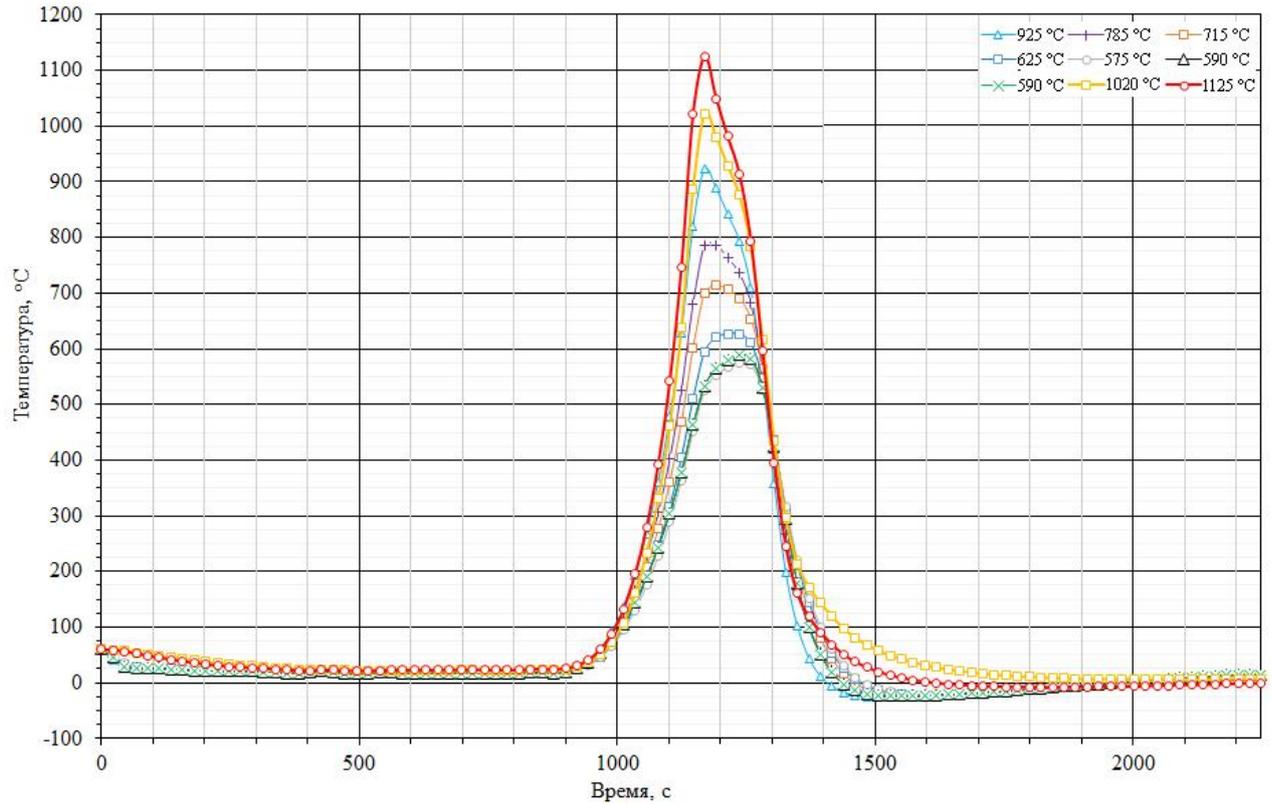


Рис. 8. Зависимость температуры наружной поверхности наиболее теплонапряженных элементов ВГЛА, выполненных из титана ВТ20 ($\delta=2$ мм), в полете от времени

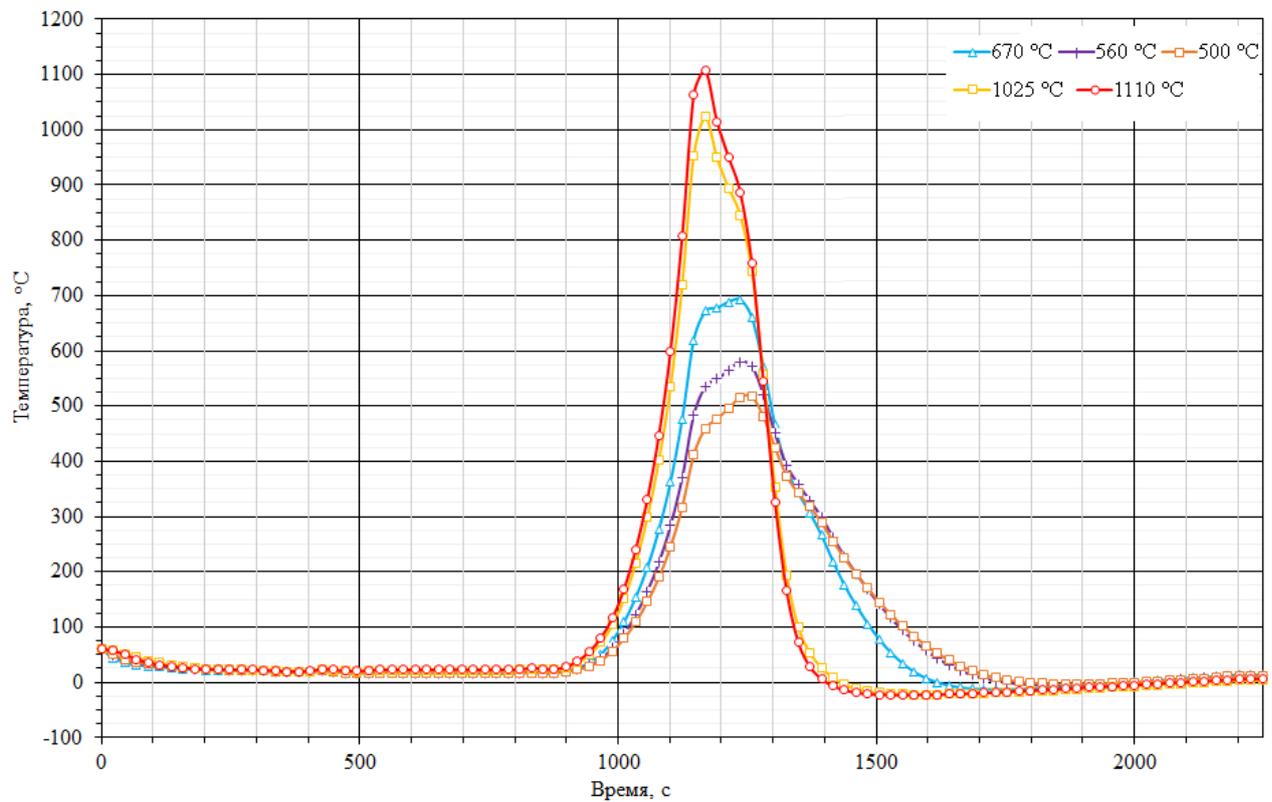


Рис. 9. Зависимость температуры наружной поверхности переднего конуса ($\delta=15$ мм) и передних кромок крыльев ($\delta=2$ мм), выполненных из УУКМ, в полете от времени

Выводы

В работе определены параметры теплового воздействия на элементы конструкции многоэтажного высотного гиперзвукового летательного аппарата и показано, что максимальные температуры элементов конструкции, к которым относятся носовая часть фюзеляжа, передние кромки крыльев и органы управления, достигают значений $\sim 1150^{\circ}\text{C}$ на 1150 – 1250 с полета.

Конструкционные и теплозащитные материалы, обеспечивающие эксплуатацию ВГЛА в течение 10 лет с интервалом между пусками 7 дней, отсутствуют. Поэтому одной из основных проблем разработки МТКС является создание жаростойких и теплозащитных материалов наружных конструкций ВГЛА, сохраняющих свои свойства при многократных сменах температуры в диапазоне $20\text{-}1150^{\circ}\text{C}$.

Список использованной литературы

1. Кондратенко Ф. И. и др. Аэродинамический нагрев и теплозащита межконтинентальных баллистических ракет / Ф. И. Кондратенко, П. С. Савойский, В. И. Сидов, И. М. Фомищенко. – М.: Машиностроение, 1973. – 288 с.
2. Авдеевский В. С. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / В. С. Авдеевский, Б. М. Галицейский, Г. А. Глебов. – М.: Машиностроение, 1975. – 624 с.

Статья поступила 15.08.2016