

УДК 629.782

А. С. Левенко¹, В. И. Кукушкин², А. В. Сичевой³

¹Державне підприємство «Дніпрокосмос», Дніпропетровськ

²Державне підприємство «Виробниче об'єднання Південний машинобудівний завод ім. О. М. Макарова», Дніпропетровськ

³Дніпропетровський національний університет

Некоторые аспекты проектирования теплозащиты воздушно-космического самолета с повышением энергетики летательного аппарата

Надійшла до редакції 26.10.06

Розглянуто аспекти вибору методів і конструктивних рішень для термозахисту орбітального літака двоступеневого повітряно-космічного літака в умовах експлуатації й польоту в земній атмосфері.

Защита летательных аппаратов от воздействия солнечного излучения в условиях космоса и нагрева конструкции при полете на гиперзвуковых скоростях в атмосфере Земли является одной из сложнейших задач на этапе проектирования воздушно-космического самолета.

Эта задача в настоящее время является актуальной в связи с многочисленными разработками гиперзвуковых летательных аппаратов. Например, имеется информация о Программе Falcon Hypersonic Technology Vehicle (США) по разработке эффективного в эксплуатации высокоскоростного летательного аппарата с глобальной дальностью полета (гиперзвукового бомбардировщика). Скорость полета гиперзвукового бомбардировщика составляет $M = 9-22$. Исследовательская лаборатория ВВС на авиабазе Киртленд (США) в 2006 г. разрабатывала системы планера гиперзвукового бомбардировщика и теплозащитные покрытия, пригодные к эксплуатации при аэродинамическом давлении на поверхность аппарата, в 25 раз превышающем этот параметр для шаттлов. Рассматривается возможность применения углеродного покрытия для температур около 3000°C . Для защиты

систем корабля от перегрева разрабатывается многослойный износостойкий термозащитный материал, способный многократно выдерживать рабочие режимы полета аппарата (www.cnews.ru).

Известны примеры разработки теплозащиты для боевых головных частей (ГЧ) баллистических ракет. На первых советских ракетах Р-12, Р-13, Р-14 установлена головная часть РДС-37 от МБР Р-7. На конечном участке траектории в плотных слоях атмосферы (высоты менее 100 км) боеголовка испытывает аэродинамический нагрев — температура поверхности конструкции достигала почти 6000°C . Спуск в плотных слоях атмосферы длится не более одной минуты с торможением от скорости 7.1—7.5 до 3 км/с. Для тепловой защиты головных частей в СССР в то время использовался метод «отражения и поглощения». В США к началу 1960-х гг. уже применяли метод «оплавляемого и уносимого» (абляционного) теплозащитного покрытия: материалами такого покрытия служили либо тефлон (фторопласт), либо графит (www.invur.ru).

При выборе проектных параметров ступеней

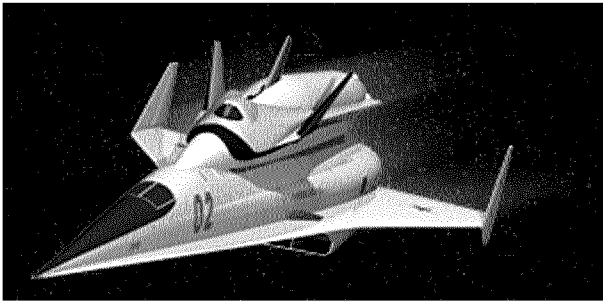


Рис. 1. Проект «Спираль»

двухступенчатого воздушно-космического самолета (ВКС) с условным названием «Сура» (украинский проект «Black Sea») мы учитываем опыт советских разработок 1960-х гг. Например, по проекту «Спираль» (рис. 1) для исследований применения теплозащиты на возвращаемых из космоса аппаратах изготавливались и испытывались в натуральных условиях аппараты типа БОР (беспилотный орбитальный ракетоплан). Это были модели-аналоги орбитального самолета «Спираль» (www.buran.ru). В ходе летных испытаний были определены температурные режимы на поверхности планера (рис. 2), которые можно учитывать при новом проектировании. На первом же аппарате БОР-4 была применена абляционная теплозащита на основе материала марки ПКТ-ФП, состоящего из фенолформальдегидной ткани, пропитанной смесью фенолформальдегидных смол (сходная теплозащита устанавливается на спускаемых аппаратах космических кораблей «Союз»). Успешный суборбитальный полет этой летающей модели подтвердил надежность такой теплоизоляции.

Носовой кок для аппарата БОР-4 был изготовлен под требования к космическому аппарату «Буран», но был установлен поверх абляционного субстрата с использованием жаропрочного металлического крепежа. Пространство между носовым коком и абляционным покрытием заполнялось изоляцией из теплостойких волокон.

Для конструкции теплозащиты консолей крыла была выбрана другая схема. Из-за аэродинамических ограничений толщины крыла аппарата для его теплозащиты не хватало сравнительно небольшой максимально допустимой толщины керамических теплозащитных плиток. Поэтому внутреннюю полость металлической конструкции крыла заполнили пористым фетровым мате-

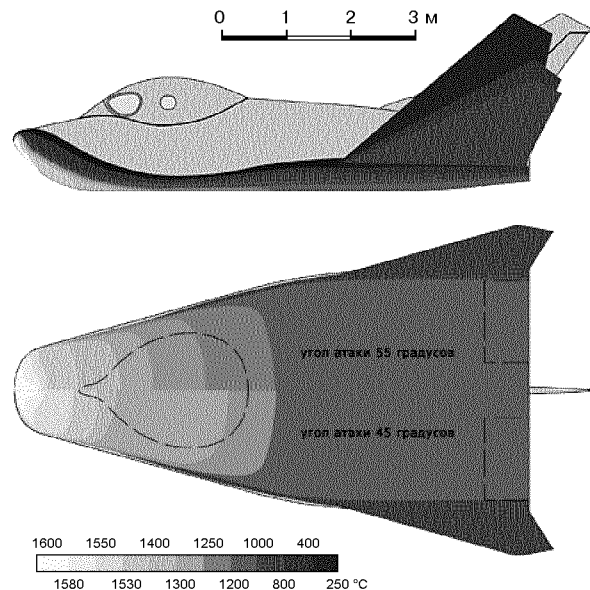


Рис. 2. Распределение температур на поверхности планера аппарата БОР при спуске в атмосфере (высота 78—68 км, скорость 7.3—5.8 км/с). Нижний фрагмент — составная картина для двух значений угла атаки

риалом, пропитанным специальным составом на основе воды. Испарение воды в случае перегрева металлической конструкции обеспечивало эффективное охлаждение во время интенсивного нагрева на траектории возвращения в атмосферу. Результаты испытаний аппаратов БОР были внедрены при разработке теплозащитного покрытия корабля «Буран». Конструкция теплозащитного покрытия оказалась довольно сложной и недостаточно надежной для многократного применения, как и в случае с кораблями «Space Shuttle».

Для аппарата «Буран» было создано многоразовое теплозащитное покрытие различных типов: легкая керамическая плитка, гибкая войлочная теплозащита. Применена жаростойкая конструкция из композиционного материала углерод + углерод (разработчик НПО «Молния», Российская Федерация). В разработке теплозащиты «Бурана» принимали участие специалисты Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины.

До настоящего времени проблема эффективной оптимальной теплозащиты возвращаемых

орбитальных самолетов практически не решена. Об этом свидетельствуют результаты эксплуатации «Space Shuttle».

Цель работы — рассмотреть принципиальную возможность обеспечения тепловой защиты воздушно-космического аппарата путем выбора оптимальных конструктивных решений и методов эксплуатации на примере второй ступени ВКС — орбитального самолета (ОС).

При этом принимается, что температурное воздействие на поверхность планера при традиционной схеме спуска может достигать 3800—6000 °С при скорости входа в атмосферу на высоте 300 км не менее 11 км/с при возможности кратковременного полета в плотных слоях атмосферы на высотах 30—100 км со скоростью до 22 М.

Принятая конструкция второй ступени воздушно-космического самолета с условным названием «Сура» (гиперзвуковой автоматический планер, орбитальный самолет — ориентировочные габариты на рис. 3) имеет особенности [2]:

- тонкостенный многослойный корпус из материала углерод + углерод не связан с конструкцией внутренних модулей и свободно сдвига-

ется на орбите системой пневмоприводов [3] для доступа внутренних модулей к пространству;

- конструкция наружного корпуса не позволяет применить теплосъем с поверхности путем поглощения тепла массой конструкции аппарата;
- внутренние модули защищены от воздействия внешней среды гибкой изоляцией, аналогом которой является скафандр космонавта (астронавта);
- внутри изолированного отсека внутренних модулей применяется автоматическое термостатирование (аналог — термостатирование ракеты-носителя на стартовой площадке космодрома; принципы термостатирования внутренних модулей здесь не рассматриваются);
- охлаждение наружного корпуса орбитального самолета при полете в атмосфере осуществляется принудительным охлаждением поверхности путем прокачки теплоносителя между слоями конструкции; расчет теплосъема здесь не рассматривается;
- защита наружной поверхности планера от температурного воздействия при гиперзвуковом полете в атмосфере осуществляется при-

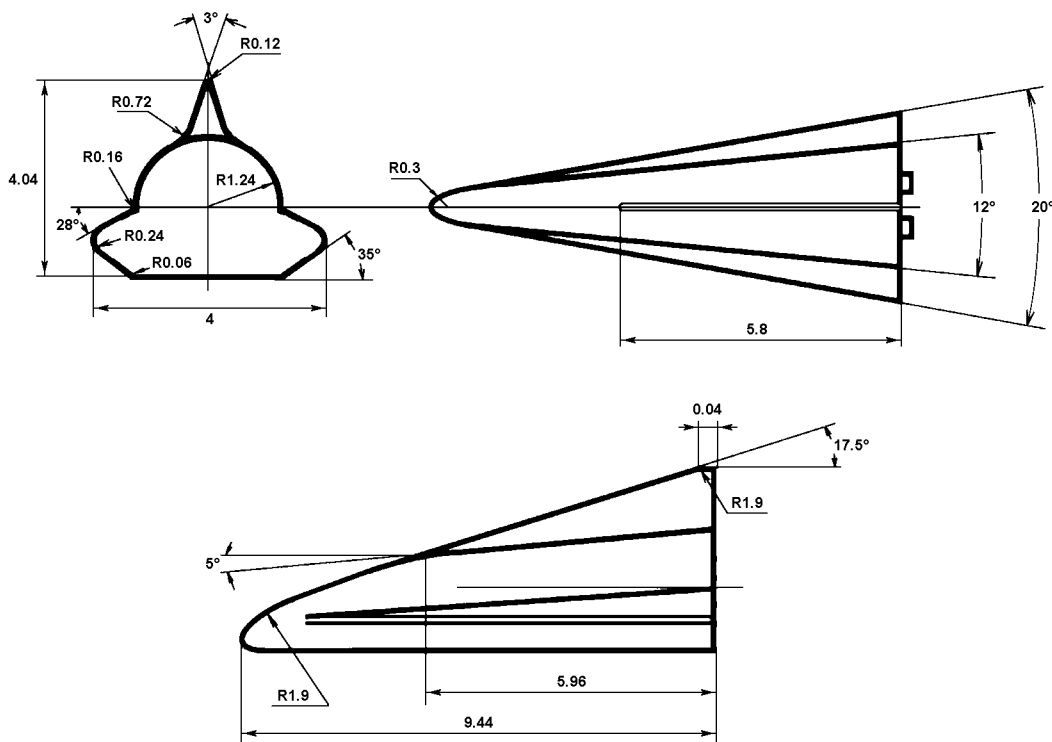


Рис. 3. Габариты орбитального самолета ВКС «Сура»

менением конструкции из материала углерод + углерод и носовым коком из жаропрочной стали, нанесением на эту поверхность аблирующего двухслойного покрытия — пиролитического графита с размером частиц около одного микрона с последующим газопламенным напылением на графитовую поверхность фторопласта;

- защита конструкции аппарата от воздействия солнечного излучения осуществляется известным методом — освещаемые поверхности имеют светлую окраску (фторопластовое покрытие), поверхности, обращенные к Земле, имеют черную окраску (используется эффект отражения солнечных лучей от светлой поверхности и излучения полученного тепла черной поверхностью с интегральной излучательной способностью около 0.8 — фторопластовое покрытие с вкраплением графита). В НПО «Молния» (Российская Федерация), например, разработаны внешние покрытия повышенной стойкости к образованию трещин: «черные» ЭВЧ-4М1У-3 и ЭВЧ-6 и «белое» ЭВС-6.
- наружная поверхность негерметичного корпуса на передней части (подверженной аэродинамическому нагреву) не имеет никаких аэродинамических выступов или щелей, где может произойти аэродинамическое повышение температуры — это цельный кокон сложной аэродинамической формы без выступов или люков; кормовая часть планера с соплами качающихся жидкостных ракетных двигателей не испытывает прямого аэродинамического давления и нагрева.

Поперечное сечение многослойного корпуса планера показано на рис. 4. Продольные каналы внутри конструкции располагаются от носового

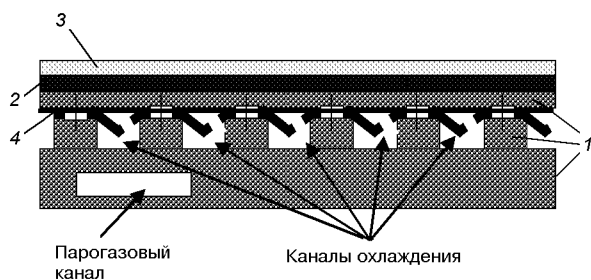


Рис. 4. Конструкция стенки многослойного корпуса планера второй ступени воздушно-космического самолета: 1 — материал углерод+углерод, 2 — графит, 3 — фторопласт, 4 — теплоотъемник

кока к торцу. От кока в эти каналы подается вода, по мере нагрева она переходит в газообразное состояние под давлением. Принудительное охлаждение корпуса планера осуществляется при необходимости и достижении заданной предельной температуры, регулируется подачей воды под давлением полученного пара. Схема парогазовой системы представлена на рис. 5.

Итак, для снижения теплового воздействия применяется комплекс мер: развязка наружного корпуса и внутренних модулей, охлаждение наружного корпуса водой по внутренним каналам, применение жаростойких и теплоустойчивых материалов, применение аблирующего многослойного наружного покрытия корпуса (фторопласт + графит), термостатирование внутренних модулей, последовательное торможение вхождением в плотные слои атмосферы и выходом в более высокие с меньшей плотностью, охлаждение наружного корпуса излучением тепла при торможении в атмосфере, применение традиционного светлого покрытия для поверхностей, обращенных к Солнцу на орбите, и черного для поверхностей, обращенных к Земле.

Проведенные исследования [6—9] показали возможность использования различных материалов в значительном диапазоне температур:

- аблирующие покрытия и принудительное охлаждение применяются при температурах, превышающих 3500—3700 °С;

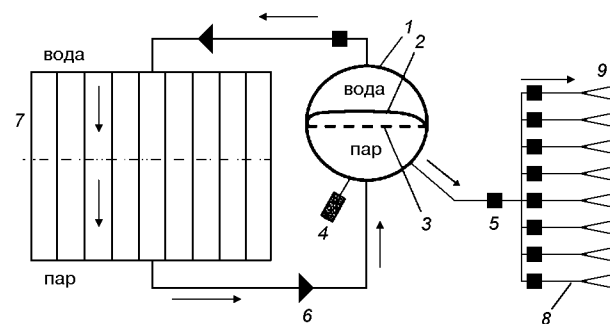


Рис. 5. Схема преобразования внешнего теплового воздействия на планер орбитального самолета ВКС при входе в плотные слои атмосферы в энергию газореактивных двигателей ориентации: 1 — бак водяной/паровой, 2 — гибкая мембрана бака, 3 — жесткая разделительная решетка бака, 4 — пороховой аккумулятор давления для наддува паровой полости бака, 5 — управляющий электропневмоклапан, 6 — обратный клапан, 7 — магистрали-теплообменники в корпусе планера, 8 — газопроводы сопел газового двигателя ориентации, 9 — сопла двигателя ориентации

- в диапазоне температур 1260—1650 °С применяются конструкции из материала углерод+углерод и радиационное охлаждение конструкции;
- в диапазоне 800—1260 °С может использоваться высокотемпературная плиточная защита, примененная на космических кораблях многоразового использования «Буран» и «Space Shuttle» в т. ч. и для защиты от солнечного излучения;
- в диапазоне температур 370—800 °С может применяться гибкая тепловая защита (www.buran.ru).

Наиболее важным для нас представляется возможность многократного нанесения на поверхность планера покрытия (или его ремонта) из графита и фторопластового покрытия, которое полностью испаряется в гиперзвуковом полете до начала сублимации графита. Фторопластовое покрытие выполняет функцию защиты графитового покрытия и покрытия для отражения солнечного света (белое) и излучения тепла в пространство (черное).

Известно, что при возврате в атмосферу Земли, например после облета Луны или Марса, космический аппарат движется со скоростью 11—13 км/с [3]. При этом конвективный тепловой поток к поверхности может достигать 25 МВт/м², лучистый тепловой поток — 30 МВт/м², давление газа на поверхность — 30 Па, удельная энтальпия торможения у поверхности — 19 МДж/кг, время воздействия нагрева — 25 с.

Для аппарата многоразового использования и оптимальных габаритов в таких условиях незаменима аблирующая тепловая защита (защита конструкции с потерей наружного «жертвенного слоя»). Аблирующее покрытие обладает высокой степенью надежности, саморегулированием расхода потребной массы охладителя, отсутствием вспомогательных систем [3]. Определены характеристики скорости уноса покрытия как для углепластика, фторопласта (температура разложения около 400 °С), так и для графита (температура сублимации 3800 °С) [3].

Основной «тепловой удар» в конструкции гиперзвукового аппарата принимает на себя покрытие графитом. Графит — аллотропическая модификация углерода, полимерный материал кристаллического строения. Он образован па-

раллельными слоями гексагональных сеток (плоскостей). В углах каждой ячейки расположены атомы углерода. Межатомное расстояние равно 0.143 нм. Между атомами действуют силы прочной ковалентной (химической) связи.

Графит не плавится при атмосферном давлении, а при превышении 3700 °С сублимирует. Качества природного графита невысоки, искусственный графит (технический и пиролитический), обладающий совершенной кристаллической структурой, высокой анизотропией свойств, является высокотемпературным конструкционным материалом.

Плотность искусственного пирографита 1950—2200 кг/м³.

Промышленность выпускает пирографит (продукт пиролиза метана, который осаждается на нагретых до 1000—2500 °С новых форм. В плоскости зерен пирографит хорошо проводит тепло, поэтому его можно использовать и как проводник тепла, и как изолятор (в поперечном сечении зерен). Коэффициент линейного расширения пирографита низкий: графит устойчив к воздействию тепловых ударов, что позволяет применить его как материал высокой жаропрочности и теплозащитный материал, работающий по принципу абляции (разрушение материала, сопровождающееся уносом его массы при воздействии горячего газового потока).

Все эти особенности пиролитического графита позволяют использовать его в качестве теплозащитного материала для наружной поверхности планера гиперзвукового атмосферного аппарата.

Недостатком графита является его склонность к окислению с выделением газообразных продуктов, начиная с температуры 400—800 °С. Обычно поверхность графита защищают введением легирующих добавок (Nb, Ta, Si), которые делают структуру графита легкозернистой, повышают его твердость и предел прочности.

Рассматриваемая нами конструкция гиперзвукового летательного аппарата — орбитального самолета двухступенчатого ВКС «Сура» позволяет осуществить терморегулирование, достаточное для обеспечения выхода на околоземную орбиту и возврата на поверхность Земли со скоростями не менее 13 км/с на высоте 300 км с торможением до скорости 6 км/с на высоте около 250 км и переходом на схему полета Зенгера (рис. 6).

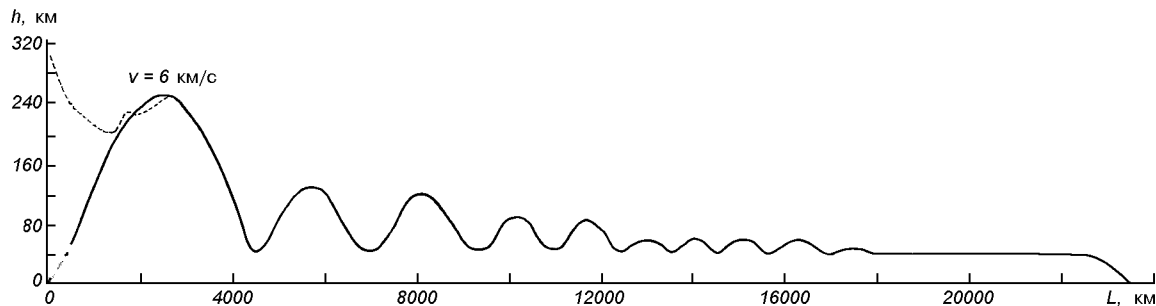


Рис. 6. Схема полета Эугена Зенгера. Пунктиром показан начальный этап схода ВКС с орбиты ВКС «Сура»

Принцип теплозащиты с применением внутреннего кратковременного принудительного охлаждения (время активного полета в атмосфере с максимальными тепловыми воздействиями около 25 с) и наружного многослойного аблирующего восстанавливаемого покрытия на основе пиролитического графита и фторопласта для наружного многослойного корпуса модульной конструкции из материала углерод+углерод (рис. 4) может быть применен и при разработке проектных критериев конструирования первой ступени воздушно-космического самолета — суборбитального самолета.

Рассматриваемая конструкция непилотируемого автоматического летательного аппарата может кратковременно использоваться при скоростях до 22 М на высотах 30—100 км в атмосфере Земли.

При этом охладитель корпуса используется как однокомпонентное рабочее тело газового двигателя ориентации в плотных слоях атмосферы. Теплоноситель перегревается до рабочей температуры поверхности корпуса 1250°C и по множеству каналов передается в термоизолированный накопитель.

При угле входа в атмосферу, близком к 90° , для торможения и охлаждения путем теплового излучения может быть применена известная схема Эугена Зенгера [1], предложенная им вместе с Ирен Бредт в 1938—1942 гг. для полета бомбардировщика-антипода.

Накопленная энергия перегретого пара в результате охлаждения наружного корпуса используется в качестве рабочего тела для газорактивных рулей атмосферной ориентации — с помощью парогазовых сопел, расположенных в кормовой части, летательный аппарат осуществ-

ляет управляемый полет по затухающей синусоиде с «нырянием» в плотные слои атмосферы и выходом в более высокие ее слои при снижении скорости полета и охлаждении наружного корпуса за счет теплового излучения в окружающее пространство. Схема полета ОС воздушно-космического самолета «Сура» представлена на рис. 6. Масса второй ступени без нагрузки при входе в атмосферу равна 1.7 т, с возвращаемым спутником — 2 т.

Сопла парогазовых рулевых двигателей атмосферной ориентации выполнены в торцевой части наружного корпуса и направлены к оси летательного аппарата под углом, близким к 90° . В простейшем виде — сопло в виде насадки Лавалля, где за цилиндрической частью идет расширяющаяся часть, создающая условия для превращения потенциальной энергии в кинетическую. По команде из накопителя пара перегретый пар подается под давлением к группам сопел для изменения направления полета путем отклонения планера ОС от направления вектора полета (рис. 5). Таким образом, энергия нагрева наружного корпуса второй ступени воздушно-космического самолета при входе в плотные слои атмосферы преобразуется в энергию перегретого водяного пара, используемого в газорактивных (парогазовых) двигателях.

С учетом того, что в слоях пиролитического графита в горизонтальной плоскости (плоскости зерен) хорошо передается тепло, для предварительных расчетов можно принимать равномерное распределение температуры по всей аэродинамической поверхности планера ОС (кроме кормовой части). Желательно достигать величин охлаждения внутренней поверхности наружного корпуса ОС до 500°C (что значительно ниже

допустимых температур для применяемых конструкционных материалов). Максимальная наружная температура равна 3700 °С (температура сублимации графита), однако согласно испытаниям аппаратов БОР можно принять максимальную температуру наружной поверхности 1650 °С, а разницу в 1100 °С требуется снизить за счет охлаждения корпуса ОС водой и ее трансформации в пар под давлением.

Из конструктивных соображений (прочность корпуса и эффективность работы парогазовых сопел двигателя ориентации) давление пара во внутренней полости можно ограничить величиной 10 МПа. Оптимальная величина давления определяется при конструировании.

Время полета ОС при возвращении на поверхность Земли с высоты 300 км до высоты 30 км (торможение парашютной системой) можно ограничить 120 с (средняя скорость полета 5 км/с)

Площадь наружной поверхности планера ОС (для предварительного расчета конус диаметром 2.5 м и высотой 9 м) равна $F = 34.21 \text{ м}^2$.

Объем парогазовой (изначально водяной полости) при высоте канала 5 мм и промежутках между каналами 5 мм равен

$$V_{\text{кан}} = F_{\text{кан}} \times h_{\text{кан}} = 17.105 \text{ м}^2 \times 0.005 \text{ м} = 0.0855 \text{ м}^3$$

или 85.5 л (85.35 кг при $t = 20 \text{ °С}$ и $\gamma = 998.2 \text{ кг/м}^3$).

Запас воды на борту ОС определяется ее секундным расходом для обеспечения требуемого охлаждения при конструировании.

Толщина углеродного покрытия при конструкторских расчетах принимается равной 10 мм, толщина конструкционного углепластика наружной поверхности корпуса — 10 мм.

Принимается условие, что вся вода внутри корпуса испаряется и превращается в перегретый (сухой насыщенный) водяной пар с одновременным вытеснением и замещением водой с начальной температурой 20 °С.

Параметры перегретого пара: давление 100 кг/см²; температура 500 °С; удельный объем сухого насыщенного пара 0.03347 м³/кг; удельная энтальпия 3.375 Мдж/кг; удельная энтропия 6.606 кДж/(кг·К).

Для справки: температура перегретого (сухого насыщенного пара) при давлении 100 кг/см² составляет 399.53 °С [5].

Мы не рассматривали расчеты траектории по-

лета ОС по схеме Зенгера, тепловые расчеты, расчеты запаса вода для охлаждения корпуса и расчеты парогазовых сопел — они выполняются при конструировании. Мы ограничились лишь выбором принципиальных решений для последующих расчетов и проектирования [4].

Заключение. Для обеспечения эффективной эксплуатации воздушно-космического самолета и его орбитального самолета, испытывающего максимальное тепловое воздействие, может быть применен комплекс защитных мер.

Для этого применяется схема с прерыванием полета в атмосфере и выходом на большую от достигнутой высоту для радиационного охлаждения наружного корпуса, используются сублимирующие покрытия, жароустойчивые материалы, конструктивно обеспечивается развязка наружного корпуса и внутренних узлов с их дополнительной защитой и термостатированием внутренней полости, а также используется принудительное охлаждение корпуса водой.

Учитывая достигаемую в этом случае кратковременность теплового воздействия, авторы считают возможным взять за основу такую схему при проведении проектирования и конструирования воздушно-космического самолета «Сура».

Полученная в результате теплового воздействия на летательный аппарат энергия частично используется для управления полетом, что повышает его энергетику при минимальном увеличении веса. Пар, используемый в соплах ориентации, по сути является аналогом продуктов сгорания кислородно-водородного двигателя. Как известно, такой ракетный двигатель обладает высокими техническими характеристиками.

1. Евстафьев М. Д. Долгий путь к «Буре». — М.: Вузовская книга, 1999.—112 с.
2. Кукушкин В. И., Левенко А. С., Сербин В. В. Выбор оптимальной компоновки воздушно-космического самолета // Шестая Укр. конф. по космич. исслед.: Сб. тез. (3—10 сентября 2006 г., НЦУИКС, Евпатория). — Киев, 2006.—С. 97.
3. Левенко А. С., Бардин А. Е., Гудыря В. Я. Привод газогидравлический // Шестая Укр. конф. по космич. исслед.: Сб. тез. (3—10 сентября 2006 г., НЦУИКС, Евпатория). — Киев, 2006.—С. 104.
4. Левенко А. С., Сичевой А. В. Некоторые аспекты проектирования теплозащиты воздушно-космического самолета от внешнего воздействия с повышением энергетики летательного аппарата // Шестая Укр. конф. по космич. исслед.: Сб. тез. (3—10 сентября 2006 г.,

- НЦУИКС, Евпатория). — Киев, 2006.—С. 98.
5. Машиностроение. Энциклопедический справочник. Том. 1. Кн. первая. Инженерные расчеты в машиностроении / Под ред. Е. А. Чудакова. — М.: Гос. научно-техн. изд-во машиностроительной лит-ры, 1947.—548 с.
 6. Тимошенко В. И., Фролов Г. А. Проблемы научно-методического обеспечения разработки и эксплуатации теплозащитных покрытий для термонапряженных элементов объектов ракетно-космической техники. 1. Математическое моделирование процессов деструкции теплозащитных материалов и покрытий // *Космічна наука і технологія*.—2003.—9, № 2/3.—С. 34—44.
 7. Фролов Г. А. Энергоемкость основных процессов поглощения тепла при аэродинамическом нагреве теплозащитных покрытий ракетно-космической техники. 1. Предельная энергоемкость внутренних процессов поглощения тепла при тепловом разрушении материалов // *Космічна наука і технологія*.—2003.—9, № 2/3.—С. 58—67.
 8. Фролов Г. А. Энергоемкость основных процессов поглощения тепла при аэродинамическом нагреве теплозащитных покрытий ракетно-космической техники. 2. Предельная энергоемкость поверхностных процессов поглощения тепла при тепловом разрушении материалов // *Космічна наука і технологія*.—2003.—9, № 2/3.—С. 68—76.
 9. Фролов Г. А., Пасичный В. В., Тимошенко В. И. Проблемы научно-методического обеспечения разработки и эксплуатации теплозащитных покрытий для термонапряженных элементов объектов ракетно-космической техники. 2. Экспериментальное моделирование аэродинамического нагрева теплозащитных покрытий // *Космічна наука і технологія*.—2003.—9, № 2/3.—С. 45—57.

**SOME ASPECTS OF DESIGN OF THE
HEAT-SHIELDING OF AN AEROSPACE PLANE
WITH POWER INCREASE FOR THE FLYING DEVICE**

A. S. Levenko, V. I. Kukushkin, A. V. Sichevoy

We consider some aspects of choosing methods and constructive decisions of protection against heating for the orbital plane of a two-level aerospace plane under conditions of operation and flight in the terrestrial atmosphere.