

УДК 629.782

Активная тепловая защита элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата на новых физических принципах при аэродинамическом нагреве

Колычев А.В.

Научный руководитель: к.т.н., доцент Керножицкий В.А.

Аннотация

Целью данного исследования является разработка концепции активной тепловой защиты (АТЗ) элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) на новом физическом принципе при их аэродинамическом нагреве. В работе предлагается активная тепловая защита (АТЗ) на новом физическом принципе, когда сами элементы конструкции ГЛА в значительной степени участвуют в процессе их охлаждения и генерирования значительных количеств электрической энергии при аэродинамическом нагреве. В основе данного способа лежит явление термоэлектронной эмиссии – испускание электронов нагретым металлом.

Ключевые слова: термоэлектронная эмиссия; электронное охлаждение; электрическая энергия; гиперзвуковой летательный аппарат; тепловая защита

Полномасштабное присутствие человека за пределами атмосферы, а также освоение других тел Солнечной Системы затруднительно, если в наличии не числится надежное средство выведения полезного груза на орбиту, основным свойством которого является простота эксплуатации, сравнимая с таковой у современных пассажирских авиалайнеров. Подобное средство обеспечивало бы бесперебойную ротацию рабочего персонала и оборудования на орбите, а также доставку различных строительных материалов для орбитальных заводов и верфей.

Одним из основных претендентов для решения подобных задач является воздушно-космический самолет (ВКС). Однако для разработки и создания ВКС необходимо преодолеть «тепловой» барьер, то есть иметь возможность многократно совершать длительный полет в атмосфере с гиперзвуковыми скоростями без потери технических характеристик

летательного аппарата (ЛА), что, в свою очередь, также позволит создавать новые типы ЛА. Например, гиперзвуковые пассажирские и грузовые самолеты, которые смогут преодолевать тысячи километров расстояния за относительно короткое время, что имеет первостепенное значение для России с самой большой протяженностью территорий в Мире в аспекте обеспечения роста и развития экономики и хозяйственной деятельности.

Кроме того, об актуальности проводимых исследований в области гиперзвуковых технологий для России можно судить по проходящих в США испытательных пусках экспериментальных ГЛА – демонстраторов гиперзвуковых технологий, таких как НТВ-2 (8 августа 2011), Х-51А (13 июня 2011) и Х-37В (5 марта 2011).

Преодолевая сопротивление атмосферы при полете, гиперзвуковой летательный аппарат (ГЛА) затрачивает часть энергии топлива на преодоление сопротивления встречного воздуха, что приводит к нагреву внешней оболочки ГЛА. Это в свою очередь означает, что корпус ГЛА нагревается за счет энергии топлива на борту или располагаемой потенциальной энергии ГЛА. При этом возникает проблема «теплового» барьера.

Существуют множество различных методов активной и пассивной теплозащиты, а также методов возвращающих часть потерь энергии на прохождение сквозь атмосферу ГЛА. Отсюда следует, что высокоскоростной ЛА, как аэротермодинамическую систему обменивающуюся с окружающей средой, по способу взаимодействия с набегающим потоком можно условно разделить на две группы: открытые и закрытые. Современные ГЛА, являющиеся закрытыми аэротермодинамическими системами, представляют собой ЛА, для которых энергия, потраченная на преодоление силы сопротивления атмосферы, в дальнейшем не используется для работы внутренних систем, а только опосредованно воздействует на внешнюю оболочку, преимущественно нагревая ее. К таким ЛА относятся Многоразовая Транспортная Космическая Система Space Shuttle, Буран, Спираль, Dyna Soar, NASP, Venture Star, МАКС и множество других, в основном проектов. Например, в системах «Спираль» и Dyna Soar, конструкция и теплозащита строились по принципу «горячей конструкции». При входе в атмосферу космолана Dyna Soar температура носового кока достигала 2010°C, на передних кромках крыла - 1565°C, на нижней поверхности крыла - 1345°C [1]. Через тепловой зазор от панелей, закрывающих основную конструкцию планера, отстояли секции ниобиевого сплава [1]. Передние кромки крыла и килей были сделаны из молибденового сплава с антиокислительным покрытием, носовой кок из циркония с теплоизоляцией из графита. У «Спирали» снизу предполагалось установить силовой теплозащитный экран, состоявший из основной части с теплоизоляцией, выполненной из пластин плакированного ниобиевого сплава с антиокислительным покрытием из дисилицида

молибдена, расположенных по принципу "рыбной чешуи", носовой части из листового молибденового сплава с термодиффузионным защитным покрытием, свободно обменивающейся излучением с менее нагретой верхней обшивкой, и свободного радиусного переходника от экрана к верхней обшивке. Из всего вышесказанного можно сделать вывод о том, что на начальных этапах развития космонавтики в качестве средства борьбы с аэродинамическим нагревом предполагалось использовать жаропрочные сплавы с защитным от окисления покрытиями. Также следует отметить, что в то время, когда велась разработка этих проектов, было перспективным направление, связанное с устройством теплозащиты из сверхлегких керамических плиток, покрывающих корпус спускаемых аппаратов. Такая тепловая защита использовалась впоследствии при разработке орбитальных ступеней систем Space Shuttle и Энергия-Буран, а в СССР в полете впервые испытана на ЛА БОР-4.

К этому времени уже имелся опыт создания теплозащиты из тугоплавких металлов. Но, большой вес, сложность с компенсациями температурных расширений и сжатий металлических элементов конструкций при перепаде температур более 1000°C, опасность разрушения противоокислительного покрытия привели к тому, что при создании системы Space Shuttle было решено использовать пассивную теплозащиту в виде плиток из различного материала, в основном из керамики. Из-за общности концепций Space Shuttle и Буран, многоразовая теплозащита Бурана, в основном аналогична теплозащите Челнока [1].

Самые теплонапряженные участки орбитальной ступени – это носовая часть (до 1650°C), передняя кромка крыла (1340°C), задняя кромка крыла (1090–1260°C) и киль (1175°C) [1,2]. В состав теплозащиты орбитальной ступени Колумбия системы Space Shuttle входило около 31000 плитки, «одеяла» теплозащиты и участки углерод-углеродного покрытия. Масса всех элементов теплозащиты челнока составляла более 7 т. при площади покрытия около 1100 м² [3]. Можно утверждать, что такая теплозащита имеет свои недостатки, подтверждение которым является авария челнока в 2003г., и выполнение дополнительных операций на орбите для выявления возможных повреждений теплозащиты. Материалы такой тепловой защиты имеют низкие допустимые тепловые нагрузки, что приводит к увеличению габаритов и массы крыльев и корпуса ЛА, за счет повышения аэродинамического сопротивления, обладает высокой стоимостью и, как было сказано выше, низким уровнем надежности. Поэтому данный способ теплозащиты малопригоден для использования в составе перспективных ВКС и ГЛА. Однако запуски в США экспериментальных ГЛА, таких как НТВ-2а, Х-51А, Х-37В говорят о том, что в дальнейшем

предполагается использовать пассивную теплозащиту состоящую из различных материалов, в том числе и в виде плиток.

К открытым аэротермодинамическим системам относятся такие ГЛА, которые активно, то есть за счет внутренних бортовых систем, обмениваются с окружающей средой веществом и энергией. Располагаемая энергия таких ГЛА, затрачиваемая на преодоление силы лобового сопротивления, преобразуется в другие виды энергии, частично утилизируется и используется для обеспечения работы бортовых систем ЛА. В качестве примера взаимодействия можно привести передачу энергии с поверхности Земли к ЛА и обратно с помощью направленного электромагнитного излучения, обмен энергией между несколькими ЛА, концентрацию «свободной» и Солнечной энергии. Таким образом, либо повышается энергетическая эффективность использования топлива, либо снижается негативный эффект воздействия тепловой энергии аэродинамического нагрева на различные участки корпуса ЛА, потому что происходит ее преобразование в другие виды энергии. К таким ЛА относятся концепции HOTOL, Skylon, советско-российский АЯКС, индийский AVATAR [4].

В основе ВКС с горизонтальным взлетом и посадкой HOTOL (Horizontal Takeoff and Landing), предложенного в сентябре 1984 г. фирмой British Aerospace, была уникальная двигательная установка (ДУ) RB545, сжижающая в полете кислород окружающего воздуха и использующая его в качестве окислителя [4-6]. Принцип ожижения кислорода из воздуха также разрабатывался в США в начале 1960-х, и носил название LACE (liquid air cycle engine). Сходный принцип заложен в основу индийского ВКС AVATAR [4]. Автором HOTOL выступал конструктор Алан Бонд (Alan Bond), получивший в апреле 1988 г. патент на RB545. В кооперации с ЦАГИ, ВИАМ, ЦИАМ, АНТК им.Антонова и КБ Химавтоматики фирма British Aerospace в 1991–1994 гг. разработала «промежуточный» (Interim) вариант HOTOL – «классический» ВКС с российскими ЖРД на базе РД0120, стартующий с украинского самолета носителя Ан225 «Мрия». Позже А.Бонд тогда выдвинул новую концепцию, названную Skylon. Для Skylon была предложена новая ДУ, называемая «Sabre» (Synergetic Air Breathing and Rocket Engine – «синергетический» воздушно-реактивный и ракетный двигатель) с комбинированным циклом. Главное отличие «Sabre» от RB545 –гелиевый контур между горячим воздухом и горючим. Старт и разгон ВКС до сверхзвуковой скорости – с помощью ЖРД; затем включаются прямоточные воздушно реактивные двигатели (ПВРД), доводящие скорость аппарата до гиперзвуковой. На высоте 26 км Skylon переходит в крейсерский полет с установившейся скоростью, соответствующей числу $M=5$ [4-6]. На данном участке полета начинается накопление кислорода – «Sabre»

вступает в действие, используя хладоресурс водородного топлива. Жидкий водород прогоняется через трубопроводы малого диаметра теплообменника в воздухозаборнике ДУ, приводя к ожижению заборного воздуха. Таким образом, нагретый воздух, попадающий в тракт ДУ отдает тепловую энергию водородному топливу, тем самым повышая характеристики двигателя Sabre. Далее центрифугой жидкий воздух разделяется на кислород, отводимый в бак ВКС, и азот, сбрасываемый за борт. Аппарат рассчитан на 200-кратное использование. Система имеет внушительные размеры (длина – 83 м и размах – 25 м). Предлагалось использовать пассивную теплозащиту из углеродных композиционных материалов. Следовательно, HOTOL/Skylon/AVATAR активно обменивается с окружающей средой веществом, при этом использует пассивную теплозащиту. Однако ожижение кислорода из воздуха происходит только в ДУ и поэтому остальная площадь поверхности подвергается тепловому нагреву, воспринимая его через углерод-углеродное покрытие.

Среди прочих концепций ГЛА особняком стоит концепция гиперзвукового многоцелевого самолета «АЯКС» Санкт-Петербургского Научно-исследовательского предприятия гиперзвуковых систем (НИП ГС) холдинговой компании «Ленинец» [4,7]. Владимир Львович Фрайштадт, работавший тогда в НИП ГС, предложил не защищать ГЛА от тепла при полете в атмосфере, а впускать его внутрь. Внутри тепло ассимилируется бортовыми системами, преобразуя его в химическую и электрическую энергию, тем самым повышая общий ресурс ЛА. То есть ГЛА является открытой неизолированной аэротермодинамической системой. В двойной обшивке «АЯКСа» размещается термохимический реактор. После того, как ГЛА набрал скорость, он испытывает на себе интенсивный аэродинамический нагрев обшивки. В это время в термохимический реактор подают углеводородное топливо. Смесь этого топлива с водой, поглощая тепло, с помощью катализаторов, температуры и давления разлагается на олефин и свободный водород. Тем самым происходит эндотермическая реакция разложения углеводородов. Получаемая таким образом водородосодержащая смесь поступает в магнитоплазموхимический двигатель, состоящий из МГД – генератора, гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД), и находящегося за камерой сгорания МГД – ускорителя. МГД – генератор, тормозящий поток до оптимальной скорости, играет роль компрессора. Заторможенный и предварительно ионизированный поток воздуха поступает в камеру сгорания, куда подается обогащенное водородом топливо (керосин или метан). Истекающие продукты сгорания попадают в сопло, дополнительно разгоняются МГД – ускорителем и, расширяясь, выходят наружу. Для ускорения потока и для ионизации воздуха – создания «холодной плазмы», используется электроэнергия, выработанная МГД генератором. Это

позволяет повысить скорость ЛА на 10-30 % и получить еще целый ряд преимуществ. Плазменная воронка вокруг воздухозаборника ГПВРД увеличивает его эффективный диаметр, возрастая до порядка сотни метров, плазменные пятна-облака перед ЛА существенно снижают сопротивление воздуха, а около крыльев – увеличивают их эффективную площадь и регулирует подъёмную силу. Для ионизации воздуха возможно применение лазерного излучения или источника нейтронов. Таким образом, разрушающее тепло аэродинамического нагрева преобразуется в различные виды энергии, повышающие общую энергетическую эффективность ГЛА при полете в атмосфере и служит основой для обеспечения функционирования бортовых систем и снижения при этом теплового воздействия на элементы конструкции ГЛА. Аппараты на базе концепции АЯКС отличаются высокой мобильностью и эффективностью (не содержит на борту криогенных жидкостей – кислорода или водорода), могут длительное время лететь в атмосфере с гиперзвуковой скоростью, одновременно вырабатывая большие потоки энергии (порядка десятков мегаватт). Для базирования ВКС предполагается использовать существующую инфраструктуру – аэропорты, космодромы и наземные пункты управления. При сравнительно малых затратах он сможет выходить на орбиты с различными параметрами, осуществлять широкие маневры в атмосфере. Однако, АЯКС обладает высокой степенью новизны и, как следствие, сложности исполнения и технического риска. Необходимо также отметить, что для улучшения аэродинамических характеристик ГЛА и ДУ, тепловых условий для участков корпуса и обшивки разрабатываются различные методы активного воздействия на набегающий поток, как видно из описания АЯКСа. Для их реализации также необходимо существенное количество электрической энергии, которая в данном случае вырабатывается с помощью МГД-генератора.

Авторами статьи разрабатывается принципиально новая концепция ГЛА, в основе которой лежит явление термоэлектронной эмиссии, а именно термоэмиссионный способ активной тепловой защиты (ТСАТЗ). Использование активной термоэмиссионной тепловой защиты (АТТЗ) на базе ТСАТЗ аналогичен паровой конверсии углеводородов в двойной обшивке ГЛА АЯКС для ее охлаждения, а получение на ее основе электроэнергии - накоплению на борту сжиженного кислорода из встречного воздуха на определенном участке полета ГЛА HOTOL/Skylon/AVATAR посредством ДУ RB545/Sabre. Поэтому ГЛА с АТТЗ является активной системой, обменивающейся энергией с окружающей средой и сочетает в себе все достоинства приведенных выше концепций.

Предлагается ГЛА, в качестве средства преодоления теплового барьера оснащаемый комплексом систем электронного охлаждения на основе прямого преобразования тепловой

энергии в электричество. Основой данного комплекса должна явиться система активной термоэмиссионной тепловой защиты (АТТЗ). Таким образом, предлагается концепция, основной особенностью которой является система тепловой защиты на базе явления термоэмиссионного охлаждения с одновременным прямым преобразованием тепловой энергии аэродинамического нагрева в электрическую энергию. При реализации данной концепции носовые части, передние кромки крыла, стабилизаторов и др., то есть наиболее теплонапряженные участки корпуса, испытывающие интенсивный аэродинамический нагрев представляют собой устройства, реализующие способ АТТЗ. Перечисленные выше элементы конструкции в общем случае реализации способа АТТЗ состоят из внутренней и внешней оболочки [10-12]. При движении в атмосфере с гиперзвуковыми скоростями внешняя оболочка нагревается до температур, при которых за счет тепловой энергии, приобретенной при аэродинамическом нагреве с ее внутренней поверхности, начинают вылетать горячие электроны. То есть на данном этапе электроны есть носители тепла или «охладители» внешней оболочки, которая является катодом. Таким образом, происходит электронное охлаждение внешней оболочки и реализуется принцип АТТЗ.

Далее электроны, проходя некоторое расстояние, осаждаются на внутренней оболочке из электропроводящего металла – аноде. Часть энергии, унесенной электронами с катода, идет на нагревание анода, а остальная - позволяет электронам проходя в некоторой цепи, соединяющей анод и катод, совершать полезную работу под нагрузкой, обеспечивая функционирование различных видов бортовых потребителей электрической энергии. Таким образом, происходящее электронное охлаждение внешней оболочки сопровождается появлением электрического тока в указанной выше цепи. То есть, часть тепловой энергии аэродинамического нагрева преобразуется в электричество, снижая тепловое воздействие на элементы конструкции ГЛА с АТТЗ. Полученная таким способом электрическая энергия направляется на работу различных видов бортовых систем, что расширяет возможности по части формирования концепций и облика ГЛА на ее основе.

На рис. 1. Изображен гипотетический гиперзвуковой летательный аппарат с установленной системой АТТЗ.

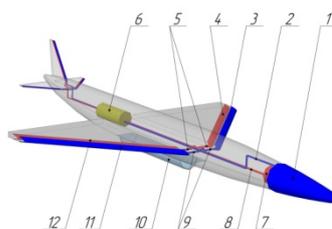


Рис. 1. Гипотетический ГЛА с АТТЗ:

1,3,11 – внешняя нагреваемая оболочка – катод, 2,9 – токоввод катода, 4,7,12 – внутренняя оболочка – анод, 5,8 – токовывод анода, 6 – бортовой потребитель электроэнергии, 10 – ДУ.

Из сказанного выше следует, что оснащение элементов конструкции ГЛА АТТЗ дает следующие преимущества:

- При температурах материала нагреваемой части корпуса ГЛА от 1500°K до 2000°K и выше обеспечивается снижение температуры материала нагреваемой части корпуса ГЛА на 400-700°K. В свою очередь, материалы элементов конструкции ГЛА работают в менее жестких условиях при пониженных температурах, поэтому можно говорить о повышении надежности ГЛА по сравнению с различными другими типами теплозащиты.

- Существенно снижается тепловое воздействие на части корпуса ЛА, поскольку часть аэродинамического тепла преобразуется в электричество. КПД такого преобразования в настоящее время находится на уровне 10-25% и выше. Средняя удельная электрическая мощность достигает значений в 10-25Вт/см² площади эмиссии.

- Весь процесс термоэмиссионного преобразования осуществляется внутри элементов корпуса ЛА, под обшивкой, что приводит к возможности получения или сохранения высоких аэродинамических характеристик любого типа ЛА, оснащенных данной тепловой защитой.

- Повышается энергетическая эффективность ГЛА, так как получаемая электрическая энергия является частью возвращаемой энергии, затрачиваемой на полет ГЛА, то использование данного способа тепловой защиты.

- Расширяется перечень потребителей электрической энергии, что в свою очередь приводит к разнообразию в деле формирования облика ГЛА и его бортовых систем.

- Отсутствуют движущиеся части, что обеспечивает простоту и надежность устройства АТТЗ и ГЛА в целом.

- АТТЗ содержит в себе функции диагностики теплового нагрева нагреваемых поверхностей, поскольку снимаемые электрические характеристики термоэмиссионного преобразования в высокой степени зависят от состояния катодной оболочки.

- Осуществление процессов термоэлектронной эмиссии при работе АТТЗ обуславливают снижение градиента температур, а, следовательно, и температурные напряжения, уменьшается сложность при компенсации температурных расширений и сжатий при больших перепадах температур в наиболее теплонапряженных участках ГЛА, что способствует повышению надежности защищаемых элементов конструкции и ГЛА в целом.

- Появляется возможность заменить современные, но громоздкие и медлительные гидравлические системы мощными, надежными и быстродействующими электрическими приводами на многих перспективных типах ГЛА, что может облегчить создание многоразовых средств выведения.

- Одним из основных достоинств данной концепции является широта областей возможного использования данных устройств:

- ✓ Основной является область авиации, космонавтики и ракетно-космической техники. Использование данных устройств является решением острых технических задач и делает реальным создание межконтинентальных гиперзвуковых пассажирских самолетов (например, от Санкт-Петербурга до Сиднея за один – два часа), Воздушно Космических Самолетов (однотупенчатые многоразовые средства выведения полезного груза на орбиту, в том числе и туристов) и многих других типов летательных аппаратов. Снижение теплового воздействия при использовании ТАТЗ на элементы конструкции позволит повысить надежность ГЛА как в целом, так и отдельных его составных частей. Разработанные на базе данного принципа ГЛА и ВКС могут стать основой полномасштабного присутствия России на всех высотах в атмосфере и за ее пределами, интенсифицировать ее экономическое и социальное развитие.

- ✓ Подобную технологию, возможно, будет использовать и при исследовании других планет Солнечной системы в спускаемых космических аппаратах и аппаратах находящихся в непосредственной близости от планетарных источников тепла и вблизи Солнца.

Наличие на борту значительных количеств электрической энергии, позволят использовать различные системы, функционирующие на основе электроэнергии и заметно увеличивающие возможности ГЛА. К таким системам можно отнести упоминающиеся выше устройства, снижающие и управляющие лобовым сопротивлением, подъемной силой корпуса ГЛА, потоком газа на входе в воздухозаборники гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателях, специфические системы спасения экипажа, пассажиров и грузов, системы жизнеобеспечения, систем передачи энергии на расстояния беспроводным способом и других. Становится актуальной разработка и создание других систем, источником электроэнергии, для работы которых представляется АТТЗ. То есть, при решении проблемы аэродинамического нагрева корпуса ГЛА с помощью АТТЗ, появляется электрическая энергия в значительных количествах.

В ходе проводимых расчетов была произведена оценка работы АТТЗ в составе ГЛА различных типов, в том числе в составе орбитального самолета (ОСа) типа Space Shuttle во

время спуска с орбиты. Кромка крыла такого летательного аппарата оснащена системой АТТЗ [9-11]. Внешняя оболочка кромки состоит из вольфрама и имеет сходные с кромкой Space Shuttle геометрические размеры. В качестве параметров движения в атмосфере при спуске брались параметры движения ОСа Space Shuttle. Считалось, что АТТЗ работает в режиме максимальной мощности, то есть в каждый момент работы АТТЗ подбиралось такое значение напряжения на нагрузке, обеспечивающее максимальную электрическую мощность. При этом учитывалось неравномерное распределение температуры по внутренней поверхности, нагреваемой в полете, внешней оболочки АТТЗ. В результате проведенных расчетов было получено, что пиковое значение электрической мощности, генерируемой во время работы АТТЗ передней кромки одного крыла при спуске с орбиты ОСа типа Space Shuttle, превосходит значение в 150кВт при среднем КПД преобразования в 8%. Полученное значение электрической мощности выше предыдущих оценок на 15%. Можно также подбирать другие значения напряжения на нагрузке в процессе спуска соответствующие, например, максимальному КПД преобразования тепловой энергии аэродинамического нагрева в электричество.

В ходе расчета производилась также оценка максимальной температуры, достигаемой отдельными участками внешней оболочки из вольфрама, и выполнялось сравнение с нагревом той же оболочки, но в отсутствии АТТЗ. В результате максимальное значение температуры в каждый расчетный момент спуска с орбиты оказалось намного ниже аналогичных значений для кромки без АТТЗ. Наибольшая разница между ними достигала уровня в 700°К, что говорит о высокой степени эффективности применения АТТЗ в составе крылатых спускаемых аппаратов и авиационно-космических средств выведения.

Подобную технологию, возможно, будет использовать и при исследовании других планет Солнечной системы в спускаемых космических аппаратах и аппаратах находящихся в непосредственной близости от планетарных источников тепла и вблизи Солнца. Снижение теплового воздействия на некоторые участки корпуса СА за счет генерации электроэнергии, вероятно, позволит провести уникальные опыты и эксперименты во внеземных пространствах и объемах.

Инновационный эффект, получаемый в результате использования способа термоэмиссионной тепловой защиты заключается в том, что происходит уменьшение теплового воздействия на элементы конструкции ГЛА при полете, снижение их температурно-напряженного состояния и повышение на этой основе его надежности при аэродинамическом нагреве за счет эмиссии электронов с внутренней поверхности нагреваемых частей крыла, которые воспринимаются электропроводящим элементом с более

низкой температурой, соединенным с нагреваемой частью крыла через бортовой потребитель электрической энергии. Одновременно с этим получается электрическая энергия, которая является частью возвращаемой энергии топлива, ранее затраченной на преодоление силы лобового сопротивления, приводящей в полете к нагреву частей ЛА.

В ходе исследования получен патент на изобретение №2404087 «Термоэмиссионный способ тепловой защиты частей летательных аппаратов при их аэродинамическом нагреве», а также патенты на полезную модель № 95637 «Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева» и №80118 «Огнепреградитель», что свидетельствует о Мировой новизне и высоком научно-техническом уровне проводимых исследований. Получено решение от 13.04.2011 о выдаче патента на изобретение по заявке №2009144640 от 1.12.2009.

В данной конкурсной работе проведена оценка работы АТТЗ передней кромки в составе наиболее известного из эксплуатируемых ГЛА (с 1 апреля 1981 по 8 июля 2011) Космического Самолета многоразовой Космической транспортной системы Space Shuttle, потому как известны геометрические параметры, а также параметры движения в атмосфере при спуске с орбиты.

На рис. 2 приведена принципиальная схема АТТЗ передней кромки в общем случае. АТТЗ для Орбитального Самолета (ОСа) будет отличаться количеством внутренних пар электродов, что вызвано омическими потерями при прохождении в них электрического тока. Однако, в данном расчете производится оценка идеализированной АТТЗ, суть которой заключается в том, что в каждой точке внутренней поверхности передней кромки разность потенциалов между эмиттером и коллектором соответствует значению максимальной мощности для заданной температуры, при соответствующих параметрах термоэмиссионного преобразования, таких как величина межэлектродного зазора и давление паров цезия и др. То есть не учитывалось падение напряжения при протекании тока по электродам и проводникам. Данное существенное упрощение позволяет при заданных вольтамперных характеристиках оценить максимальную эффективность работы АТТЗ передней кромки ОСа.

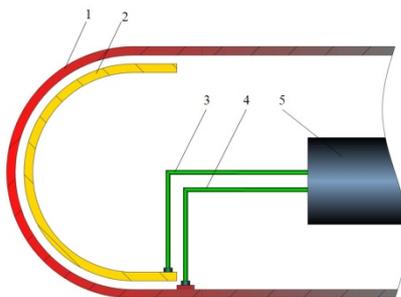


Рис. 2. Принципиальная схема термоэмиссионной тепловой защиты.

1 – Оболочка нагреваемой части корпуса ГЛА – катод, 2 – анод, 3 – токовывод анода, 4 – токоввод катода, 5 – бортовой потребитель электрической энергии.

Для оценки работы АТТЗ передней кромки ОСа решалось двумерное уравнение теплопроводности для передней кромки, изображенной на рис. 3:

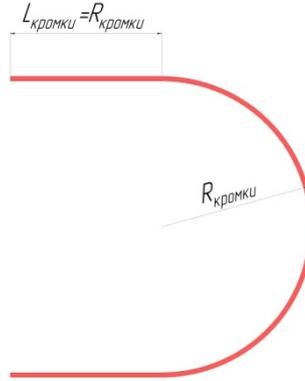


Рис. 3. Расчетная передняя кромка ОСа типа Space Shuttle

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} = a \nabla^2 T + \frac{q_{Дж}}{c \rho} \quad (1)$$

Далее строилась разностная схема с расщеплением по координатам:

$$\begin{aligned} \frac{\tilde{T}_{i,j} - T_{i,j}^k}{\tau} &= \frac{\tilde{T}_{i+1,j} - 2\tilde{T}_{i,j} + \tilde{T}_{i-1,j}}{h_x^2} \\ \frac{T_{i,j}^{k+1} - \tilde{T}_{i,j}}{\tau} &= \frac{T_{i,j+1}^{k+1} - 2T_{i,j}^{k+1} + T_{i,j-1}^{k+1}}{h_y^2} \\ i &= 1, 2, \dots, I-1, \quad j = 1, 2, \dots, J-1 \end{aligned} \quad (2)$$

С граничными условиями второго рода:

$$\lambda(T) \cdot \frac{\partial T}{\partial x} = q_x; \quad \lambda(T) \cdot \frac{\partial T}{\partial y} = q_y \quad (3)$$

где q для внешней поверхности передней кромки соответствует тепловым потокам к стенке, характерным при аэродинамическом нагреве, а для внутренней – при реализации процесса термоэлектронной эмиссии.

Тепловые потоки в критической точке линии растекания боковой поверхности цилиндра определяются по формуле [2]:

$$q_{\text{цил}} / q_{\text{сферы}} = 0.71 \quad (4)$$

где при ламинарном обтекании:

$$q_w = 2.56 \cdot 10^{-5} \cdot \sqrt{\frac{\rho_\infty}{R_N}} \cdot V_\infty^{3.25} \cdot \left(1 - \frac{h_w}{h_s}\right) \text{ Bm} / \text{M}^2 \quad (5)$$

при турбулентном обтекании

$$q_{w \max} = 2.75 \cdot 10^5 \frac{\rho_\infty^{0.8}}{R_N^{0.2} M} \left(\frac{V_{\text{кр}}}{V_c} \right)^{3.19} \frac{1}{2}; V_c = 7.9 \text{ км/с} \quad (6)$$

h_w, h_s – энтальпия набегающего потока и на границе пограничного слоя соответственно, V_∞, ρ_∞ – скорость и плотность набегающего потока, R_N – радиус передней кромки.

Кроме того, угол стреловидности и угол атаки учитывался следующим образом:

$$q_{w \text{цил}}(\chi_{\text{эфф}}) = q_{w \text{цил}}(0) \cos^{1.25} \chi_{\text{эфф}} \quad (7)$$

где
$$\sin \chi_{\text{эфф}} = \cos \alpha \cdot \sin \chi + \sin \alpha \cdot \cos \chi \cdot \cos \theta \quad (8)$$

Распределение тепловых потоком по цилиндрической поверхности определяется по формуле:

$$\frac{q_w}{q_{w0}} = 0.2(1 + 4 \cos^2 \theta) \quad (9)$$

Причем угол угловая координата максимума тепловых потоков при турбулентном обтекании определяется по формуле:

$$\theta_* = 34 + 40 \frac{\rho_\infty}{\rho_s} \quad (10)$$

Тепловые потоки к наветренной поверхности крыла определяются по следующим формулам:

при ламинарном обтекании

$$\begin{aligned} q_w &= A \rho_\infty^{1/2} V_\infty^{3/2} \text{Вт/м}^2 \\ A &= 2.53 \cdot 10^{-5} \cos^{1/2} \theta \cos^{1/2} \alpha \cdot \sin \alpha (1 - g_w) / x^{0.5}, g_w = h_w / h_0; \\ h_0 &= h_\infty + V_\infty^2 / 2 \end{aligned} \quad (11)$$

при турбулентном обтекании

$$\begin{aligned} q_w &= A \rho_\infty^N V_\infty^M \text{Вт/м}^2 \\ N &= 0.8 \end{aligned} \quad (12)$$

$$\text{при } V_\infty < 3962 \text{ м/с}$$

$$A = 3.89 \cdot 10^{-4} \cos^{1.78} \theta \cos^{1.78} \alpha \cdot \sin^{1.6} \alpha \sin^{1.6} \theta / x^{0.2} \left(\frac{T_w}{556} \right)^{-0.25} (1 - 1.11 g_w);$$

$$M = 3.37$$

$$\begin{aligned} & \text{При } V_\infty > 3962 \text{ м/с}; \\ & A = 2.2 \cdot 10^{-5} \cos^{0.08} \alpha \cdot \sin^{1.6} \alpha / x^{0.2} (1 - 1.11 g_w) \\ & M = 3.7 \end{aligned}$$

Стоит отметить, что данные формулы можно использовать лишь частично, а именно в точке перехода цилиндрической поверхности в плоскую, тепловые потоки определяются с учетом формулы (9) и (10), являются тепловыми потоками в начале пластины, поэтому из формул (11) и (12) можно лишь заимствовать степень при x .

Итак, тепловые потоки, идущие на нагрев передней кромки равны:

$$q_{\text{вкромк}} = q_{\text{изл}} \quad (13)$$

$$\text{где} \quad q_{\text{изл.в}} = \varepsilon \sigma T^4 \quad (14)$$

Тепловые потоки для внутренней поверхности определяются следующим образом:

$$q_{\text{эмисс}} = q_{\text{эл}} + q_{\text{изл}} + q_{\text{Cs}} \quad (15)$$

где

$$q_{\text{эл}} = J(T, U) \left(\varphi(T, T_{\text{Cs}}) + 2 \frac{k}{e} T \right) \quad (16)$$

- тепловые потоки, вызванные электронным охлаждением

$$q_{\text{изл}} = \varepsilon \sigma (T_0^4 - T_{\text{к}}^4) \quad (17)$$

- тепловые потоки, вызванные тепловым излучением

$$q_{\text{Csэ}} = \frac{\lambda_{\text{Csэ}}}{d} (T - T_{\text{к}}) \quad (18)$$

- тепловые потоки за счет теплопроводности паров Цезия.

Где работа выхода $\varphi(T, T_{\text{Cs}})$ определяется с помощью выражения:

$$\varphi(T, T_{\text{Cs}}) = a \frac{T_0}{T_{\text{Cs}}} + b \quad (19)$$

$$a = (0.176\varphi_0 + 0.158)^{-1} \text{ и } b = 3.3 - a(0.702\varphi_0 + 0.193) \quad (20)$$

где φ_0 - работа выхода материала эмиттера в вакууме.

Существуют еще потери тепла в токовводе, а также выделение Джоулева тепла при прохождении тока в эмиттере. Однако, в данной работе они учитываются только при оценки КПД. Кроме того, не учитывались тепловые потоки в области аэродинамической тени.

Для определения $J(T, U)$ используется полуэмпирическая методика, приведенная в [13]. Данная методика отражает основные закономерности, характерные для термоэмиссионного преобразования, при этом некоторые зависимости получены на основе

экспериментальных данных. Поэтому, применение такой методики удобно в практических расчетах. Получаемые вольтамперные характеристики достаточно хорошо согласуются с опытными данными [13]. Вид вольтамперных характеристик приведен на рис. 4. Стоит отметить, что ток эмиссии в основном зависит от температуры и работ выхода электродов в вакууме и в парах цезия, величины межэлектродного зазора и давления паров цезия. Однако, в данном расчете, фиксировались значения, кроме температуры и разности потенциалов, которая, в свою очередь, подбирается для заданной температуре, обеспечивая максимальную мощность. На рис. 4. Такие значения находятся вблизи точек перегиба.

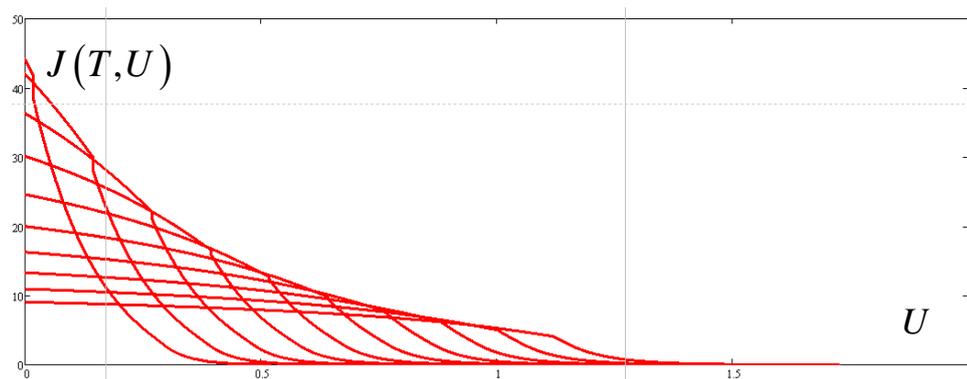


Рис. 4. Вольтамперные характеристики термоэмиссионного охлаждения для различных температурах эмиттера. Давление паров цезия, межэлектродный зазор, температура коллектора фиксированы ($T_k=990^{\circ}\text{K}$, $d=0.44$, $p_{Cs}=575$ мм.рт.ст.).

При построении данных вольтамперных характеристик нормальный и аномальный эффекты Шоттки не учитывались.

Скорость, высота и угол атаки в каждый момент времени берется из [14].

На рис. 5. изображены графики суммарной подводимой в процессе полета тепловой мощности (красный цвет), тепловой мощности, отводимой с внутренней поверхности передней кромки челнока за счет процессов, характерных для термоэлектронной эмиссии (синий цвет) и суммарная электрическая мощность, генерируемая в процессе спуска челнока (зеленый цвет). Разница между синим и красными графиками идет на нагрев за счет теплопроводности слабопрогреваемых участков передней кромки. Также ясно, что электрическая мощность составляет небольшую часть от подводимой тепловой энергии, которая, в свою очередь зависит от вида вольтамперных характеристик. На рис. 6. изображен график генерируемой суммарной электрической мощности при спуске ОСа. Как видно из рисунка, максимальное значение достигает 150кВт. Такое количество даровой электрической

энергии можно использовать, среди прочего, на постановку уникальных экспериментов, связанных с новыми методами управления обтеканием и подъемной силой в аэродинамики.

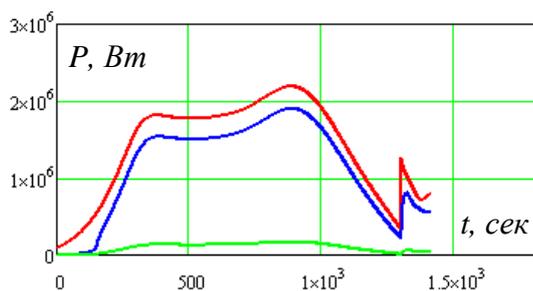


Рис. 5. Графики суммарной тепловой мощности, отводимой мощности и электрической мощности для передней кромки в моменты времени спуска ОСа.

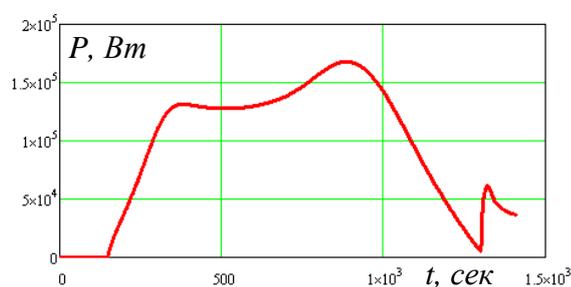


Рис. 6. График суммарной электрической мощности для передней кромки в моменты времени спуска ОСа.

На рис. 7. представлен график зависимости КПД от времени спуска ОСа. Значение в 8% для АТТЗ еще связано с тем, что тепловая мощность излучается, как с внутренней поверхности, так и с внешней.

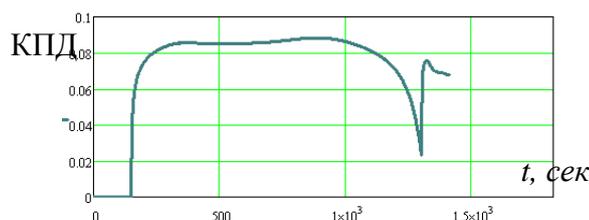


Рис. 7. График КПД в моменты времени спуска ОСа Space Shuttle.

На рис. 8 приведено сравнение значений максимальной температуры для передней кромки из вольфрама без АТТЗ (синий цвет), и с АТТЗ (красный цвет). Кроме того, треугольниками показана максимальная температура передних кромок ОСа Space Shuttle с покрытием из керамических плиток [2,15]. Из рисунка видно, что максимальная температура передней кромки с АТТЗ около 1800°K , тогда как, например, для передней кромки без АТТЗ около 2400°K . Хотя, большая часть тепловой энергии, отводимой с внутренней поверхности передней кромки, переходит на анод, все же это приводит к тому, что сама кромка работает

при более низких температурах, а, следовательно, с меньшими изменениями в прочности, связанной с высокой температурой, что повышает надежность крыла и ГЛА в целом.

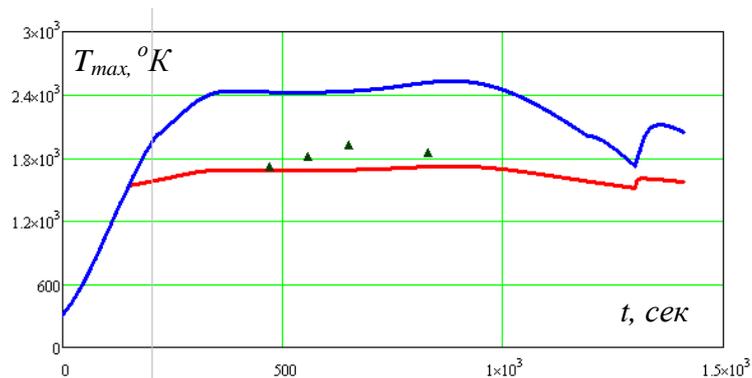


Рис. 8. Графики зависимости максимальной температуры передней кромки ОСа типа Space Shuttle для передней кромки из вольфрама без АТТЗ, с АТТЗ, некоторые значения максимальной температуры передней кромки ОСа Space Shuttle.

Однако заявленные свойства АТТЗ, вероятно, далеко не предел. Ведутся работы по расширению температурного диапазона эффективной работы АТТЗ, интенсификации термоэлектронной эмиссии с внутренней поверхности внешней оболочки, разработке новых способов отъема тепловой энергии от электронов эмиссии, новых способов охлаждения анода и многое другое. Все вышперечисленное позволит существенным образом поспособствовать решению проблемы аэродинамического нагрева элементов конструкции и усовершенствовать облик разрабатываемых ГЛА. Относительная простота и дешевизна АТТЗ в ансамбле с высокой эффективностью охлаждения и генерации электрической энергии на борту с помощью АТТЗ открывает новые возможности в области разработки и создания новых видов ГЛА следующего этапа технического развития цивилизации.

Библиографический список

1. Лукашевич В.П., Афанасьев И.Б., «Космические крылья». – М.: ООО «Лента Странствий», 2009. – 496с.: ил.
2. Нейланд В.Я., Тумин А.М., «Аэротермодинамика воздушно-космических самолетов. Конспект лекций».–г. Жуковский: ФАЛТ МФТИ, 1991г., 201с.
3. Журнал Новости Космонавтики, №9, 2003, с. 10-13
4. Журнал Новости Космонавтики, №23/24, 1998 с. 50-51
5. Журнал Новости Космонавтики, № 9, Сентябрь 2007, С. 66-68
6. Журнал Новости Космонавтики, № 10, Октябрь 2007, С. 68-71
7. <http://www.sergib.agava.ru/russia/leninets/ajax/ajax.htm>

8. Керножицкий В.А., Колычев А.В. Один из путей решения проблемы «теплового барьера», (С. 116-118). Научно-технический журнал «Информация и космос» № 1. – 2010. – 295 с.
9. Керножицкий В.А., Колычев А.В., Охочинский Д.М. Патент на полезную модель № 95637 «Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева», Роспатент, 2010г.
10. Керножицкий В.А., Колычев А.В., Охочинский Д.М. Патент на изобретение №2404087 «Термоэмиссионный способ тепловой защиты частей летательных аппаратов при их аэродинамическом нагреве» Роспатент, 2010г.
11. Термоэмиссионные преобразователи и низкотемпературная плазма/ Под ред. Мойжеса Б.Я. и Пикуса Г.Е. – М.: Наука, 1973.
12. Ушаков Б.А., Никитин В.Д., Емельянов И.Я., Основы термоэмиссионного преобразования энергии, М.: Атомиздат, 1974г., 288с.
13. Л.А. Квасников, В.З. Кайбышев, А.Г. Каландаришвили. «Рабочие процессы в термоэмиссионных преобразователях ядерных энергетических установок». М.МАИ.2001г.
14. [http://www.columbiassacrifice.com/\\$A_reentry.htm](http://www.columbiassacrifice.com/$A_reentry.htm)
15. http://ru.wikipedia.org/wiki/Катастрофа_шаттла_«Колумбия»

Сведения об авторах:

Колычев Алексей Васильевич, аспирант Балтийского государственного технического университета «Военмех» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург, тел.: 89119965416, e-mail: migom@mail.ru.