

УДК 629.76.015.3:533.6.011.6.

Влияние свойств теплозащитных покрытий на тепловые потоки к поверхностям сверхзвуковых ЛА и методы оптимизации теплозащиты

Юрченко И.И., Каракотин И.Н., Кудинов А.С.

Аннотация

Основной вклад в весовую сводку теплозащиты верхних ступеней ЛА вносит аэродинамический тепловой поток к головному обтекателю. Выявленные общие закономерности в процессах на поверхности головных обтекателей ЛА и сферически затупленных моделях, представленных в работах исследователей по ламинарно-турбулентному переходу режима течения в пограничном слое, были использованы для поиска факторов влияния на уменьшение тепловых потоков к поверхности ЛА. Показано, что главным фактором влияния на уменьшение тепловых потоков является высота поверхностной шероховатости на звуковой линии на сферическом скруглении ГО. Проведенный анализ показал, что оптимальной и предсказуемой является концепция использования марок ТЗП, не подвергающихся уносу в условиях полета. Проведена оценка влияния на теплообмен и толщину теплозащиты поверхностных напыляемых покрытий, обеспечивающих уменьшение стартовых температур конструкции баков и сухих отсеков, изменяющих условия обтекания вследствие меньшей высоты поверхностной шероховатости, а также положительно влияющих на термостойкость верхних слоев ТЗП.

Ключевые слова

пограничный слой; тепловой поток; турбулентно- ламинарный переход; сферически скругленные модели; поверхностная шероховатость; термопара; калориметрический датчик; напыляемое покрытие.

Введение

Максимальные аэродинамические тепловые потоки реализуются на поверхности головного обтекателя ЛА, состоящего, как правило, из сферического носка и набора

конических проставок, заканчивающегося цилиндрической проставкой. Уточнение весовой сводки теплозащиты верхних ступеней ЛА и, особенно, головного обтекателя, является одним из основных резервов увеличения веса полезной нагрузки в составе ЛА. В большой степени вес теплозащиты зависит от точности расчета аэродинамических тепловых потоков к поверхности и правильного выбора состава и толщины теплозащитных покрытий. В настоящее время разработана и успешно подтверждена многочисленными измерениями в полете экспериментально-аналитическая методика расчета аэродинамических тепловых потоков к цилиндрической части головного обтекателя, созданная на основе введения эффективной температуры для расчета средних значений коэффициента аэродинамического теплообмена и определения его разбросов с учетом различных явлений.

Согласно данной методике [1,2], при достижении определенных значений числа Рейнольдса в полете ЛА происходит смена режима течения с теплонапряженного турбулентного на переходный и ламинарный режим течения, сопровождающийся резким уменьшением тепловых потоков, на поверхности головного обтекателя ЛА длиной до 15 м. Что происходит по поверхности ступеней ЛА, сложно определить. Можно лишь констатировать факт, что аэродинамические тепловые потоки имеют крайне неравномерное распределение по поверхности ЛА и, в целом, не уменьшаются по сравнению с тепловыми потоками к цилиндрической проставке головного обтекателя. Имеются многочисленные пятна усиления перед надстройками и изломами конструктивных обводов. Можно предположить, что данное обстоятельство является следствием сохранения турбулентной картины течения на поверхности ЛА в течение длительного времени.

Однако, снижение весовой сводки головного обтекателя остается актуальной проблемой для всех запусков ЛА, так как масса головного обтекателя напрямую связана с массой полезного груза. И для облегчения веса теплозащитного покрытия (ТЗП) важным является правильное определение параметров теплообмена на основе методики расчета среднеожидаемых величин и их разбросов, а также исследование возможных рычагов влияния на уменьшение аэродинамических тепловых потоков в части ускорения турбулентно-ламинарного перехода в пограничном слое. Работа основана на статистике измерений аэродинамических тепловых потоков при помощи калориметрических датчиков. Измерения проводились в повторяющихся условиях полета для нескольких траекторий и геометрий головных обтекателей.

Целью работы является исследование теплообмена на наиболее теплонапряженных участках конструкции сверхзвуковых ЛА для определения тепловых потоков как исходных данных для расчета толщины различных видов теплозащитных покрытий (ТЗП) (уносимая и

термостойкая) и оптимизация выбора ТЗП с учетом влияния поверхностных свойств теплозащиты на теплообмен.

Для оптимизации выбора ТЗП с целью уменьшения весовой сводки ЛА были решены следующие задачи:

- определение с известной точностью параметров теплообмена на основе методики расчета среднеожидаемых величин и их разбросов с учетом атмосферных флуктуации и явления турбулентно- ламинарного перехода в пограничном слое;

- исследование возможных рычагов влияния на уменьшение аэродинамических тепловых потоков в части ускорения турбулентно-ламинарного перехода в пограничном слое.

- оценка влияния на теплообмен и толщину теплозащиты поверхностных напыляемых покрытий, обеспечивающих уменьшение стартовых температур конструкции баков и сухих отсеков, изменяющих условия обтекания вследствие меньшей высоты поверхностной шероховатости, а также положительно влияющих на термостойкость верхних слоев ТЗП.

Влияние турбулентно-ламинарного перехода режима пограничного слоя на тепловой поток в полете и способ управления явлением перехода.

Выведение ЛА в плотных слоях атмосферы происходит в условия турбулентного режима течения в пограничном слое довольно значительную часть полета: практически от старта и до высот 36-46 км. Точное определение начала переходного режима от турбулентного течения к переходному режиму и далее к ламинарному режиму подразумевало исследования, основанные на обработке объемного статистического материала летных измерений. Такая постановка вопроса определяется наличием факторов влияния, каждый из которых описывался как статистический параметр среднеожидаемым значением и дисперсией. К этим факторам относятся давление и температура в атмосфере, скорость перемещения воздуха в атмосфере, точность измерительной аппаратуры, так как изучение явления проводилось при помощи калориметрических датчиков аэродинамических тепловых потоков, установленных вдоль поверхности.

Также на явление турбулентно-ламинарного перехода оказывало влияние колебание поверхности при работе маршевых двигателей и степень турбулентности атмосферы. Поэтому по завершению работы были представлены методы расчета среднеожидаемой границы начала и конца переходной зоны на поверхности головного обтекателя в полете любого ЛА по любой траектории, а также оценены возможные отклонения.

Турбулентно-ламинарный переход режима течения на поверхности головного обтекателя ЛА, представляющего собой осесимметричное скругленное тело, как оказалось в процессе исследований [1,2], подчиняется закономерностям ламинарно-турбулентного перехода на затупленных телах, характеризующихся наличием универсального критерия перехода – числа Рейнольдса Re , построенного по определенным величинам. Основным механизмом смены режима течения в пограничном слое на затупленных осесимметричных телах является порождение вихрей турбулентности вершинами поверхностной шероховатости в области звуковой линии на сферическом скруглении. Именно в этой точке и наблюдается наибольший рост вихревых образований, так как в области звуковой линии на сфере реализуется максимальное значение скоростного напора в пограничном слое. Максимум скоростного напора и наличие поверхностной шероховатости высотой k являются двумя главными источниками энергии вихреобразования в пограничном слое. На сферически затупленных телах было определено, что турбулизация пограничного слоя происходит на звуковой линии на сфере, вниз по потоку происходит усиление вихревых структур, поэтому вся поверхность тела за звуковой линией обтекается турбулентным пограничным слоем. Это явление получило название «парадокса затупленного тела». Если же турбулизация пограничного слоя не произошла на звуковой линии, то вся поверхность тела обтекается ламинарным пограничным слоем. Еще одним отличительным свойством «парадокса затупленного тела» является то, что числа Рейнольдса ламинарно-турбулентного перехода на порядок ниже чисел Рейнольдса перехода для пластин и острых конусов.

Исследование явления турбулентно-ламинарного перехода в полете ЛА проводилось при помощи измерения теплового потока датчиками, установленными вдоль поверхности головного обтекателя ЛА. Изменение режима течения сопровождается резким в несколько раз уменьшением тепловых потоков. На рисунках 1-3 для иллюстрации приведены такие измерения в зависимости от полученного в работе [1], критерия перехода $Re_{ek} = [\rho_e U_e k / \mu_e]_{TR}$, построенного по плотности ρ_e , скорости U_e и вязкости μ_e на границе пограничного слоя в звуковой точке на носке, а также по высоте поверхностной шероховатости k , которая для поверхности сферического скругления составляла 100 мкм.

Значение Re_{ek} убывает по мере полета ЛА в силу уменьшения плотности в атмосфере. При сравнении границ изломов в данных измерениях можно сделать вывод, что турбулентно-ламинарный переход в пограничном слое происходит на всей поверхности головного обтекателя почти одновременно, аналогично явлению на сферически затупленных моделях.

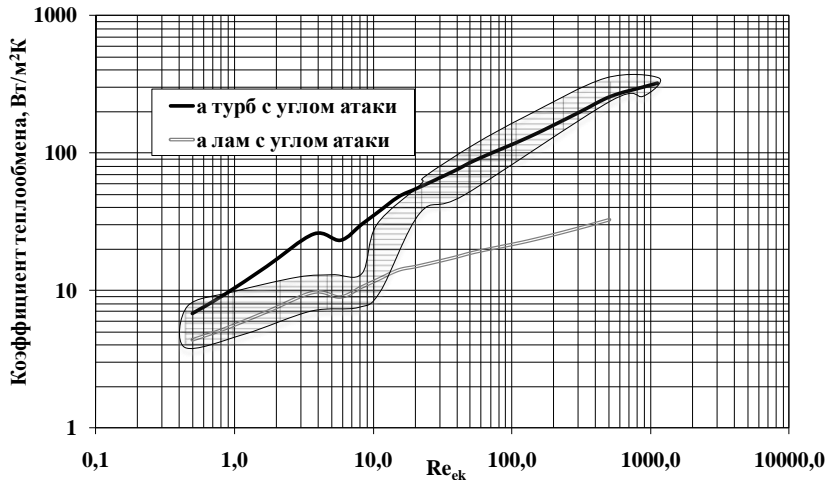


Рис.1 – Данные на середине первого конуса

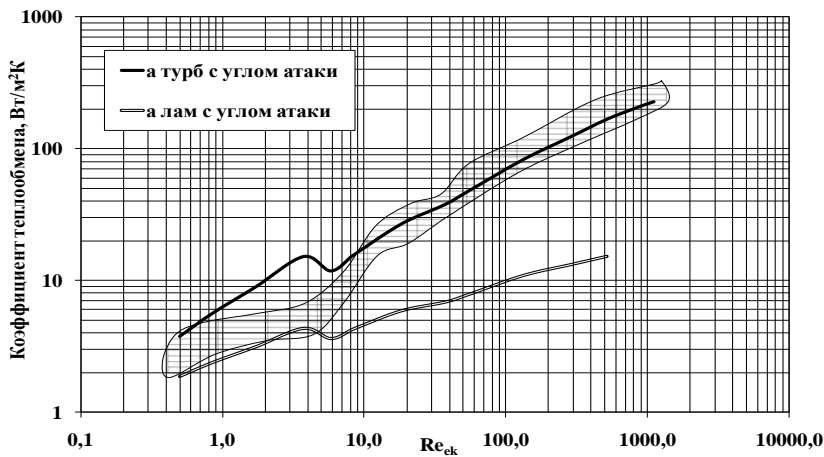


Рис.2 – Данные на середине второго конуса

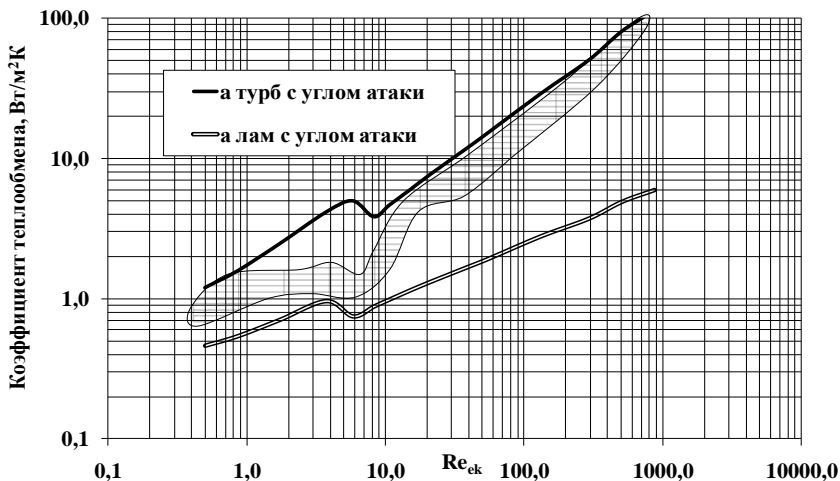


Рис.3 – Данные в конце цилиндрического участка

Путем обработки данных было получено среднеождаемое значение числа Рейнольдса начала турбулентно-ламинарного переход, равное 20, а также его среднеквадратичное отклонение, равное 4.65. Однако этому решению предшествовал критериальный анализ по методу Реда [3], который сводился к решению двух задач:

- выбор метода построения критического числа Рейнольдса, по которому происходит наилучшая корреляция различных экспериментальных данных по переходу режима течения в пограничном слое;
- графическое определение значения критического числа Рейнольдса, при котором происходит переход режима течения в пограничном слое.

В работах Реда [3], Ладермана [4], Андерсона по программе PANT [5], Дерлинга [6], Ван-Дрифта [7], Финсона [8], количественное описание ламинарно-турбулентного перехода режима течения в пограничном слое на сферически скругленных моделях как в аэродинамических трубах, так и на баллистических трассах, выполнено методом построения зависимости параметра перехода на основе числа Рейнольдса по параметрам на границе пограничного слоя в звуковой точке на сфере и по толщине потери импульса Re_θ от возмущающих факторов в виде функции:

$$(\text{параметр перехода}) = A(\text{возмущающий фактор})^n,$$

где A - и есть критическое значение числа Рейнольдса.

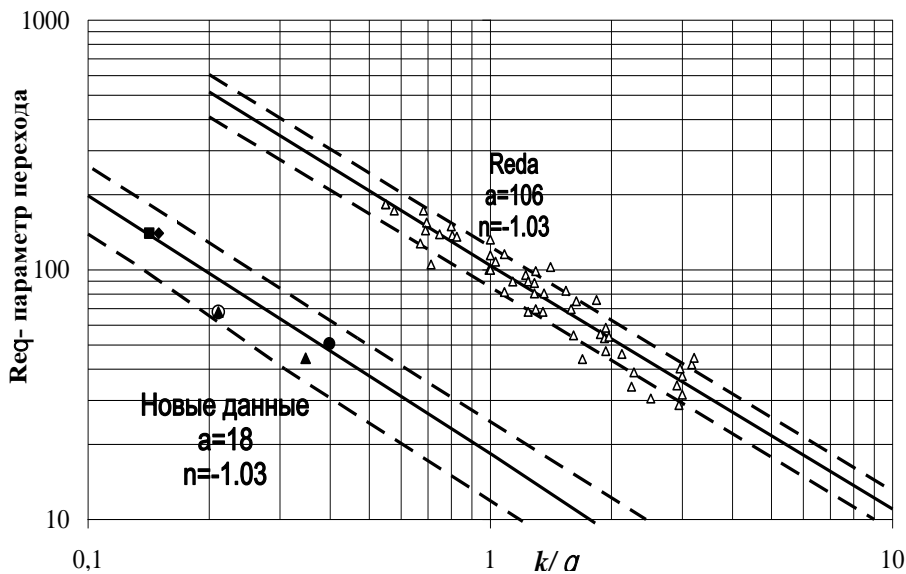


Рис.4 –Получение критерия перехода $A = Re_{ek} = \rho U e k / \mu e = const$ и сравнение данных летного эксперимента с данными испытаний Реда

В случае, если удастся получить значение числа n близким к -1 , то после несложных преобразований получается некоторое постоянное значение числа Рейнольдса перехода:

$$Re_{\text{перехода}} = (\text{параметр перехода}) \cdot (\text{возмущающий фактор}) = A = const$$

Реда рассмотрены следующие варианты таких зависимостей:

формула Реда: $Re_\theta = A[k/\theta]^n$,

формула PANT: $Re_{\theta} = A[kT_w/\theta T_e]^n$,

формула Ван Дрифта: $\frac{Re_{\theta}}{(T'/T_e)} = A[k/\theta]^n$, $T'/T_e = 1 + 0.9(T_w/T_e - 1) + 0.048M_e^2$

формула Дерлинга: $Re_{\theta w} = A[\rho_k u_k k / \rho_e u_e \theta]^n$

В формулах T_e – есть температура на границе пограничного слоя, M_e – число Маха на границе пограничного слоя, T_w – температура на поверхности теплозащиты или краски, θ – толщина потери импульса. При этом Реда по результатам наземных испытаний получено, что параметром перехода, обеспечивающим наилучшую корреляцию данных многих авторов, является критерий Дерлинга $Re_k = [\rho_k u_k k / \mu_w]_{TR} = 160$.

В летном эксперименте на ракетах-носителях значение критерия Дерлинга составило 45, что примерно в 4 раза меньше данных обобщений Реда. Разброс в 3-5 раз значений критерия Дерлинга объясняется неодинаковостью условий экспериментальных отработок, наличием различных источников фоновых возмущений газового потока, а также меньшей высотой поверхностной шероховатости теплозащитных покрытий головных обтекателей ЛА. Как показано на рис.4, наилучшая корреляция данных летного эксперимента на ракетах космического назначения получена при использовании зависимости Реда, при этом критерием перехода является число Рейнольдса $Re_{ek} = [\rho_e u_e k / \mu_e]_{TR} = 18$, построенное по высоте поверхностной шероховатости и параметрам потока на границе пограничного слоя в звуковой точке.

Полученный в результате летного эксперимента критерий турбулентно-ламинарного перехода и его среднеожидаемое значение с учетом разбросов являются основой методики расчета максимальных и минимальных коэффициентов теплообмена на поверхности головного обтекателя при выведении. Алгоритм расчета среднего значения коэффициента теплообмена был разработан на основе выбора эффективной температуры в пограничном слое [1]. Анализ кривых максимальных и минимальных значений коэффициентов теплообмена, полученных из эксперимента, показал, что их разброс составляет $3\sigma = 0.27$ при турбулентном режиме течения в пограничном слое; разброс значений коэффициентов теплообмена составляет $3\sigma = 0.42$ при ламинарном режиме течения в пограничном слое. Еще больший разброс величин коэффициентов теплообмена существует от момента начала и конца перехода режима течения в пограничном слое из турбулентного режима течения в ламинарный.

Хорошая корреляция измерений (рис. 1-3) в широком спектре траекторных и геометрических данных является следствием наличия металлического массивного

сферического носка головного обтекателя, покрытого краской с известной высотой поверхностной шероховатости. Большая масса металлического ГО носка при сравнительно небольших числах Маха полета (переход происходит при числах Маха 5-6) обеспечивает его относительно низкую температуру. Поэтому можно исключить деформацию и неоднородность температур вдоль внешнего контура сферического скругления головного обтекателя. Абляция с поверхности ограничивается уносом нескольких слоев краски, составляющих десятые доли миллиметра. Неоднородность параметров атмосферы учтена, она вносит основной вклад в разброс значений коэффициентов теплообмена, наряду с ошибками измерительного тракта и незначительными траекторными отклонениями.

По результатам исследования можно констатировать, что задача расчета тепловых потоков в условиях известной шероховатости решена полностью. Также выявлен параметр влияния на турбулентно-ламинарный переход – высота поверхностной шероховатости в окрестности звуковой линии на скруглении.

Для решения следующей задачи, а именно, ускорения турбулентно-ламинарного перехода и уменьшения тепловых потоков к поверхности головного обтекателя, необходимо оценить степень влияния гладкости на величину коэффициента теплообмена. Это значит необходимо определить границы перехода для гладкого головного обтекателя. С целью выявления критерия перехода для гладких головных обтекателей ракет был проведен анализ влияния на ламинарно-турбулентный переход высоты поверхностной шероховатости. На рис. 5 представлены данные А. Диметриадеса [9] в горле сопла в сравнении с данными о переходе на затупленных телах Ладермана и эмпирической формулой Андерсона (PANT). Результаты измерений, приведенные на рис.5, показывают, что при больших значениях

параметра шероховатости $\frac{k T_e}{\theta T_w}$ данные А. Диметриадеса хорошо согласуются с данными

других авторов. На рис. 5 каждая из точек представляет собой осредненное по нескольким измерительным точкам значение для одной ракеты-носителя, запущенной от одного до нескольких раз по одинаковой траектории, а пунктирные прямые соответствуют разбросу данных. По данным рис. 5 можно сделать вывод о том, что в полете турбулентно-ламинарный переход режима течения в пограничном слое наступает при числах Рейнольдса Re_θ , на порядок меньших, чем в наземных экспериментах происходит ламинарно-турбулентный переход. Проводя аналогию между данными наземных экспериментов и летными данными, можно предположить, что и при турбулентно-ламинарном переходе в условиях стремящейся к нулю высоты поверхностной шероховатости число Рейнольдса перехода достигает некоторого предельного значения. Предельное значение числа

Рейнольдса Re_θ по Диметриадесу, вычисленное по толщине потери импульса на теплоизолированной плоской пластине, установленной в рабочей части сопла при числе Маха 3, оказалось равным 600 [9]. Эксперименты Алымова В.Ф. на баллистических трассах [10] на моделях с микрошероховатостью $\frac{k T_e}{\theta T_w} \cong 10^{-2}$ также продемонстрировали близкое значение числа Рейнольдса перехода $Re_\theta = 720$.

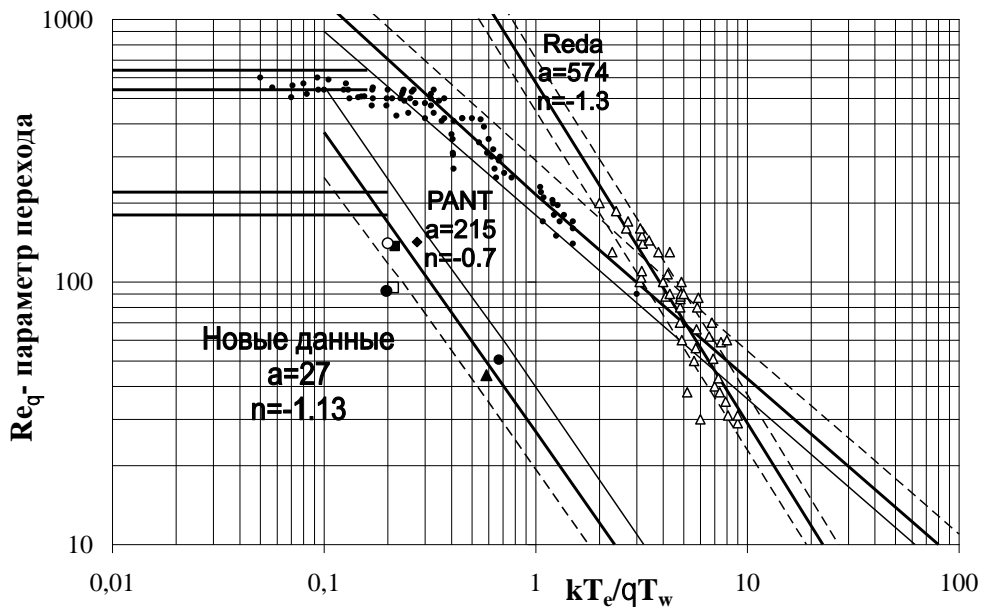


Рис.5 – Сравнение данных настоящего исследования с данными для затупленных тел в аэродинамических трубах, программы PANT и данными на баллистических трассах Реда

Проводя аналогию между данными наземных экспериментов и летными данными, можно предположить, что в условиях стремящейся к нулю высоты поверхностной шероховатости число Рейнольдса перехода в полетах ракет достигает некоторого предельного значения $Re_\theta = 200$. При этом критерием гладкости поверхности является соотношение $\frac{k T_e}{\theta T_w}$. Достаточно уменьшить его значение до 0.1, чтобы можно было

утверждать, что исследуемый головной обтекатель гладкий. В пересчете на реальные конструкции высота поверхностной шероховатости должна быть доведена до 50 мкм. Для ракет с малым радиусом скругления головного обтекателя (около 0.2 м) выигрыш во времени

начала турбулентно- ламинарного перехода составит примерно 15-20 секунд. Такое уменьшение длительности воздействия высоких турбулентных тепловых потоков на теплозащиту позволит уменьшить ее толщину еще на величину до 20%.

Выбор оптимальной теплозащиты.

Выбор толщины теплозащиты производится в процессе решения уравнения теплопроводности для многослойной конструкции головного обтекателя при условии не превышения температуры несущей конструкции значений, допустимых по прочности. При этом на поверхности теплозащиты задается граничное условие третьего рода, описывающее теплообмен с воздушным потоком. Задача видоизменения граничных условий с учетом изменений, происходящих в материале теплозащиты под действием высоких температур и скоростных напоров, слишком сложна как для численных, так и для наземных экспериментов. Проведены частичные исследования влияния вспучивания краски, покрывающей теплозащиту, которое происходит при температурах выше $+150^{\circ}\text{C}$. В эксперименте было получено, что появление пузырьков газа уменьшает приток тепла в конструкцию. Но этот эффект на головных обтекателях происходит примерно на 65 секунде полета для легких ракет и на 75 секунде полета для ракет тяжелого класса, он кратковременен и значительных изменений в теплоприток в конструкцию не вносит. Явление уноса теплозащиты, которое наступает при достижении некоторой температуры уноса, также изучено крайне слабо. Косвенные данные об уносе теплозащиты получены в результате натурных измерений температуры термопарами, проложенными вблизи поверхности теплозащиты на головных обтекателях. Термопары закладываются на неконтролируемой глубине, но по расчетным значениям температуры в слоях теплозащиты можно установить их начальную координату. Измерения в полете аэродинамических тепловых потоков при помощи калориметрических датчиков совместно с измерениями температур на поверхности ТЗП при одинаковых параметрах внешнего потока были использованы для определения уноса теплозащиты с поверхностей конструкции ГО. На рисунке 6 представлены данные натурных измерений на конической проставке головного обтекателя при трех пусках по одной и той же траектории, а также результаты расчета температуры слоев внутри теплозащиты при задании на поверхности теплозащиты тепловых потоков по измерениям калориметрических датчиков, установленных рядом.

Когда в поверхностном слое теплозащиты достигается температура выше 440°C , начинается резкий излом в показаниях термопар № 1, №2 и №4, изначально проложенных на глубине 0.9 мм. Термопара при пуске №3, проложенная на глубине 1.2 мм, вышла на

уровень температур, который соответствует глубине 0.3 мм. Такое поведение показаний термопар может быть вызвано уменьшением толщины материала над термопарой вследствие уноса. Величина уноса не превышает 1 мм, что в 3 раза меньше закладываемой в расчет. Это связано с отсутствием точных данных по энтальпии уноса, приводящим к излишним толщинам ТЗП. К тому же неизвестно, как изменяются значения коэффициентов теплообмена при конкретной скорости уноса с поверхности ТЗП, да и сама скорость уноса.

Уменьшения поверхностной шероховатости и укрепления ее механической прочности можно добиться применением на поверхности теплозащиты напыляемых тонких покрытий. Применение напыляемых покрытий с малой шероховатостью внесут однозначность в расчет температурных режимов теплозащиты, позволят сэкономить на излишних запасах для уноса материала, и вследствие прогнозируемого эффекта ускорения турбулентно-ламинарного перехода в пограничном слое уменьшить тепловые потоки. Напыляемые покрытия могут понизить на максимальные температуры теплозащиты на старте ЛА, что также немаловажно.

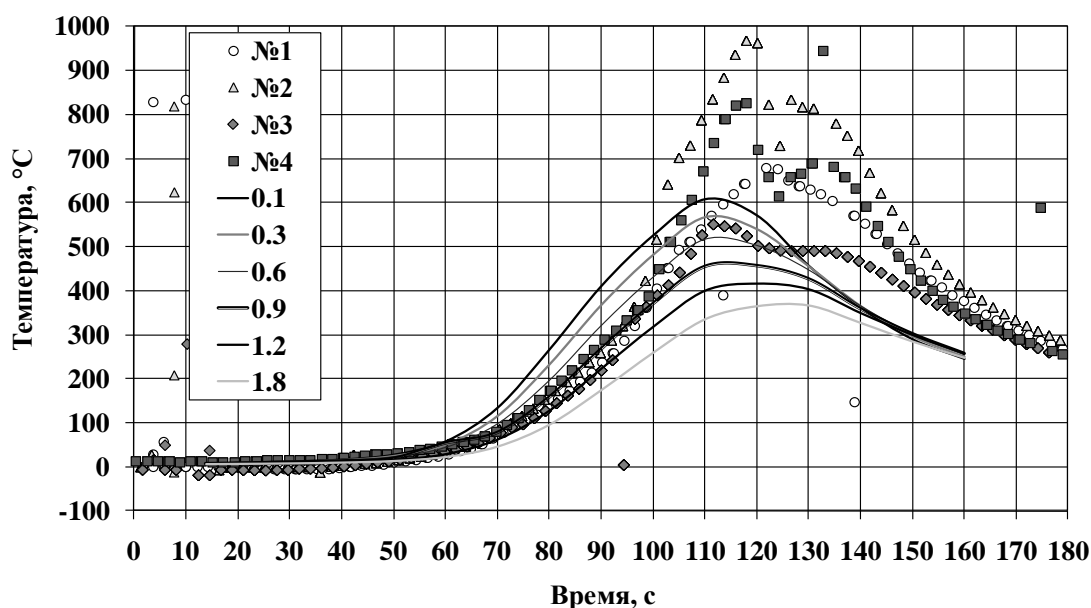


Рис. 6. Сравнение данных измерений температуры в слоях теплозащиты с результатами расчета температуры слоев на различной глубине в теплозащите

На рисунке 7 показаны результаты расчета стартовой температуры в зависимости от оптических характеристик покрытия.

Выбирая покрытия с определенным сочетанием коэффициента поглощения солнечного излучения A_s и степени черноты ϵ можно добиться снижения стартовых температур на десятки градусов, что также приведет к экономии в толщине теплозащиты.

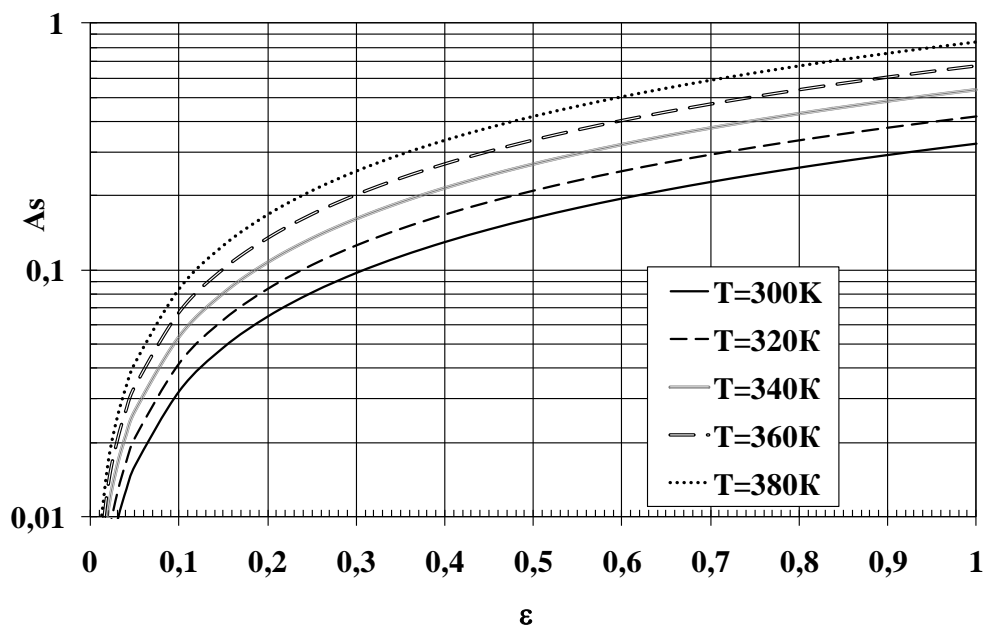


Рис.7- Зависимость максимальной температуры ТЗП на старте от ϵ и As

Выводы и рекомендации

Физический износ теплозащитных покрытий при выведении, а именно, интенсивное газовыделение и сублимация компонентов теплозащитного материала при высоких температурах и скоростных напорах вызывает изменения в передаче тепла от набегающего потока в конструкцию, по сравнению с теплообменом со стойкими конструктивными материалами, такими как металлы. Увеличение шероховатости поверхности теплозащиты вследствие сублимации также сказывается на режиме течения в пограничном слое на поверхности головного обтекателя и, как следствие, на интенсивности теплообмена. Все эти процессы являются главным препятствием для однозначного применения разработанной методики расчета тепловых потоков к поверхности, основанной на измерениях теплообмена на металлической тепловоспринимающей поверхности калориметров. Для уточнения расчетов толщин теплозащиты предпочтение нужно отдать термостойкой теплозащит, так как в случае применения термостойкой теплозащиты можно избежать:

- несоответствия расчетных и реальных тепловых потоков на границе поток-конструкция;
- ошибок при расчете дополнительного запаса теплозащиты на унос;
- существенных изменений в поверхностной шероховатости в полете.

В результате проведенной работы оказалось, что реальный унос теплозащиты в несколько раз меньше рассчитанного с использованием данных по энтальпии уноса и температуре начала уноса, которые содержат значительную неопределенность.

Использование термостойкой теплозащиты уменьшает ее массу за счет исключения уноса примерно на 30%.

Определено, что основным резервом ускорения турбулентно- ламинарного перехода режима течения в пограничном слое и, следовательно, снижения тепловых нагрузок является уменьшение высоты поверхностной шероховатости на сферическом скруглении на линии достижения местной скорости звука. Уменьшение в 2 раза высоты поверхностной шероховатости позволяет сэкономить 20% веса наносимой теплозащиты.

Предложено улучшить термостойкость и оптические характеристики поверхности теплозащиты напылением мелкозернистых прочных пленочных токопроводных покрытий.

Определено соотношение оптических характеристик напыления, которые позволяют снизить разброс начальных стартовых температур конструкции на десятки градусов и уменьшить разброс в расчете толщины теплозащиты.

Библиографический список

1. *Юрченко И.И.* Исследование турбулентно-ламинарного перехода в пограничном слое в летном эксперименте при выведении ракет космического назначения. Двойные технологии. № 3. 2005. С.26-31.
2. *Юрченко И.И.* (Ибраева) Исследование границ начала и конца турбулентно-ламинарного перехода в пограничном слое в летном эксперименте при выведении ракет космического назначения. Ученые записки ЦАГИ. Том XXXVI. №1-2. 2005. С. 70-78.
3. *Редка Д.К.* Корреляция данных по переходу пограничного слоя на поверхности законечника при испытаниях на баллистической трассе / Ракетная техника и космонавтика, 1981, т. 19, № 4. С. 67-81.
4. *Laderman A.J.* Effect of Surface Roughness on Blunt Body Boundary – Layer Transition / J. Spacecraft. Vol.14, №4, 1977. – P. 253-255.
5. *Anderson A.D.* Passive Nosedip Technology (PANT) Program, Interim Report. Volume X. Appendix A: Boundary Layer Transition on Nosedips with Rough Surfaces. SAMSO-TR-74-86. Jan. 1975.
6. *Dirling R.B.* Asymmetric Nose tip Shape Change During Atmospheric Entry. AIAA PAPER. NO.77-779. 1977.
7. *Van Driest E.R. and Blumer C.D.* Boundary-layer Transition at Supersonic Speeds: Roughness Effects with Heat Transfer. AIAA Journal. Vol. 5. p. 603-607. April 1968. См. также: Ракетная техника и космонавтика. т.6. №4. 1968. 33-39 с.
8. *Finson M.L.* An Analyses of Nosedip Boundary Layer Transition Data. AFOSR-TR-76-1106. Aug. 1976.
9. *Диметриадес А.* Влияние шероховатости на переход пограничного слоя в горле сопла / Ракетная техника и космонавтика. т.19, №4, 1981. - С. 33-42.
10. *Альмов В.Ф.* Исследование на баллистической установке перехода от ламинарного режима течения к турбулентному в пограничном слое на конических и сферических моделях при сверхзвуковых скоростях полета. Турбулентный пограничный слой. Тезисы докладов ежегодной научной Школы-семинара ЦАГИ «Механика жидкости и газа». 1991.

Сведения об авторах

Юрченко Ирина Ивановна, начальник сектора ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева», к.т.н., доцент

Ул. Новозаводская , д 18; г. Москва, 121087;

тел.: (499) 749-54-93; e-mail: rockot1@yandex.ru

Каракотин Иван Николаевич, начальник отдела ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева»

Ул. Новозаводская , д 18; г. Москва, 121087;

тел.: (499) 749-54-93; e-mail: karakotin@mail.ru

Кудинов Александр Сергеевич, ведущий инженер ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева»

Ул. Новозаводская , д 18; г. Москва, 121087;

тел.: (499) 749-54-93; e-mail: rockot1@yandex.ru

Сведения об авторах

Юрченко Ирина Ивановна, начальник сектора в отделе ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева», доцент, к.т.н., Ул.

Новозаводская , д 18; г. Москва, 121087; тел.: (499) 749-54-93; e-mail: rockot1@yandex.ru

Каракотин Иван Николаевич, начальник отдела ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева» Ул. Новозаводская , д 18; г. Москва, 121087; тел.: (499) 749-54-93; e-mail: karakotin@mail.ru

Кудинов Александр Сергеевич, ведущий инженер в отделе ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева» Ул. Новозаводская , д 18; г. Москва, 121087; тел.: (499) 749-54-93; e-mail: rockot1@yandex.ru