

Имитация тепловых нагрузок и состава газовой среды при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях полета в наземных испытаниях моделей и элементов конструкций летательных аппаратов с помощью плазмотронов

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Анализируются газодинамические и физические явления определяющие температуру и химический состав атмосферы у стенок летательных аппаратов при гиперзвуковых скоростях. Такое рассмотрение позволяет определить требования к стендам наземных испытаний тепловых нагрузок на модели и элементы конструкций летательных аппаратов. Показано, что имитация одновременного воздействия высокой температуры газа за фронтом ударной волны и химически активных атомов, ионов и молекул кислорода, как продуктов термической диссоциации и термической ионизации воздуха, может быть получена при использовании на стендах наземных испытаний плазмотронов. Для повышения мощности и ресурса стенда наземных испытаний используются плазмотроны с газодинамической защитой катодов в потоке инертного газа от отравления атмосферным воздухом.

Ключевые слова: тепловая нагрузка, ударная волна, плазмотрон, сверхзвуковой набегающий поток, температура торможения

Введение

В наземных испытаниях моделей и элементов конструкций летательных аппаратов не удается одновременно воспроизвести все условия набегающей среды, поэтому обычно проводят раздельное моделирование силового – аэродинамического и теплового воздействия. Проблема тепловых нагрузок в авиационно-космической технике связана с необходимостью исследования взаимодействия материалов авиационно-космического назначения с высокотемпературным газовым потоком, химический состав которого отличается от состава атмосферы при нормальных условиях ($P_{атм} = 10^5$ Па, $T = 273$ К) [1].

Явления, определяющие уровень тепловых нагрузок и состав газовой среды при больших числах Маха

Течения с большим числом Маха M_∞ , которое записывается как

$$M_\infty = \frac{V_\infty}{a},$$

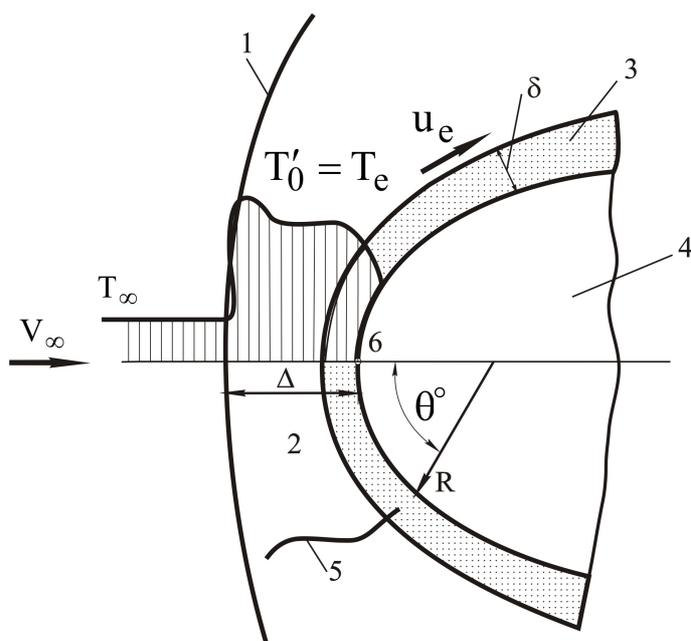
где V_∞ – скорость набегающего потока, a – скорость звука сопровождается рядом газодинамических и физических явлений. Газодинамические явления приводят к образованию ударной волны. Газодинамическая картина обтекания тела высокоскоростным гиперзвуковым потоком представлена на рис. 1. В окрестности точки торможения b на лобовой поверхности затупленного тела течение характеризуется толщиной сжатого слоя воздуха Δ , толщиной пограничного слоя δ , температурой газа за фронтом ударной волны T'_0 и температурой вне пограничного слоя T_e .

Температура воздуха за фронтом ударной волны T'_0 определяет требование к уровню температур на стенде наземных испытаний тепловых нагрузок, и поэтому является наиболее важной характеристикой. В случае если поверхность тела торможения теплоизолирована, что справедливо для теплозащитных покрытий с малой теплопроводностью, то температура в пограничном слое газа и на поверхности тела T_e приближается к температуре T'_0 , которая принимается равной температуре торможения газа ($T'_0 = T_e$).

Звуковая линия пересекает контур сферического затупления тела в точке, положение которой можно характеризовать угловой координатой θ° . Если θ° выразить в градусах, то $\theta^\circ = 33,9 + 39,7 \varepsilon$, причем ε по-прежнему равен отношению плотностей газа в ударной волне [2].

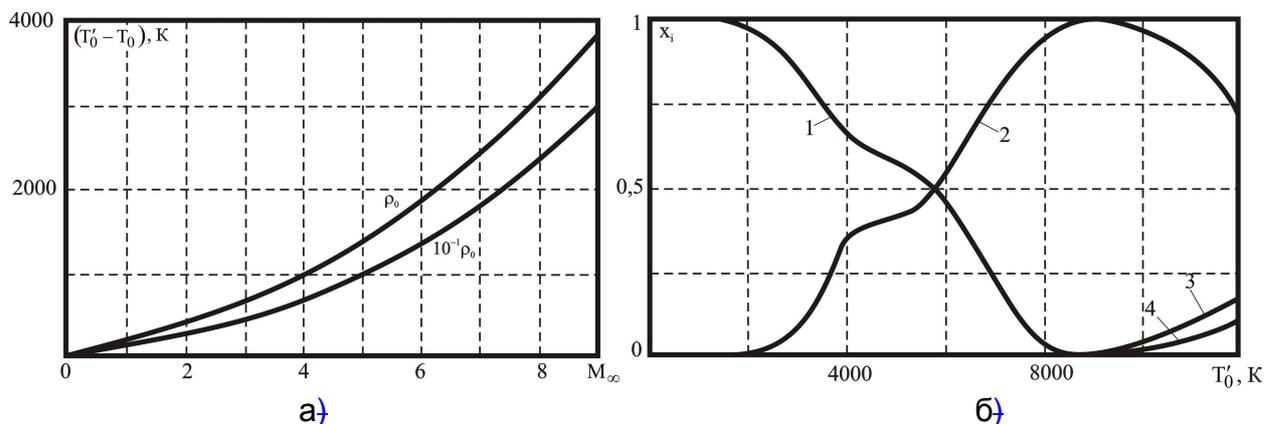
Физические явления в высокоскоростном потоке обусловлены увеличением температуры газа за фронтом ударной волны. Рост температуры происходит за счет торможения газа, при котором энергия набегающего потока переходит в тепловую за счет возбуждения колебательных степеней свободы в молекулах воздуха. На рис. 2а показано, как изменяется температура газа за прямой ударной волной по мере увеличения скорости набегающего воздушного потока (числа Маха), а на рис. 2б соответственно представлено изменение его химического состава. Переход кинетической энергии потока в тепловую приводит к тому, что при гиперзвуковых скоростях полета поверхность тела омывается высокотемпературной смесью атомов, молекул, ионов и электронов.

С ростом числа Маха $M_\infty \geq 6$ в газовом потоке на участке за фронтом ударной волны и на самой поверхности обтекаемого тела температура достигает 2000 К. При этой температуре энергия колебательного движения в двух (O_2 , N_2) и трех (CO_2 , H_2O) атомных молекулах достигает порога диссоциации, т.е. развала молекул на отдельные атомы. В начале диссоциируют трехатомные молекулы CO_2 и H_2O и молекулы кислорода O_2 . Появление на горячей поверхности тела хи-



1 – ударная волна; 2 – зона невязкого течения за ударной волной; 3 – пограничный слой; 4 – затупленное тело; 5 – линия перехода через скорость звука; 6 – точка торможения; Δ – толщина сжатого слоя; δ – толщина пограничного слоя; $T'_0 = T_e$ – температура потока за ударной волной; θ° – угловая координата; T_∞ и V_∞ – температура и скорость набегающего потока; T_e и V_e – температура и скорость вне пограничного слоя
Рис. 1. Картина течения гиперзвукового потока в окрестности точки торможения затупленного тела

мически активных молекул и атомов кислорода приводит к появлению очагов разрушения на стенках летательных аппаратов [3, 4].



- а) ρ_0 – плотность газа в нормальных условиях; безразмерное число Маха M_∞ соответствует отношению скорости потока к скорости звука в тех же условиях;
 б) по оси ординат отложены мольные концентрации: 1 – молекул; 2 – атомов; 3 – ионов; 4 – электронов

Рис. 2. Характер изменения температуры газа за прямой ударной волной (температуры торможения T'_0) от скорости и плотности набегающего потока воздуха (а) и зависимость состава воздуха от температуры за прямой ударной волной T'_0 в предположении термодинамического равновесия при давлении, равном атмосферному $P = 10^5$ Па (б)

Обычно высокоскоростные течения газов разделяют на сверхзвуковые $M_\infty = 1 \dots 6$ и гиперзвуковые $M_\infty > 6$. Граница между ними как раз совпадает с порогом диссоциации молекул атмосферного воздуха. Степень диссоциации молекул x_i в зависимости от температуры за фронтом ударной волны представлена на рис. 2б.

При дальнейшем увеличении скорости набегающей среды температура подходит к порогам термической ионизации (5000 К) как молекул, так и атомов с образованием положительных ионов и электронов. Вблизи обтекаемой поверхности газ находится в состоянии низкотемпературной плазмы. Степень ионизации газа зависит только от температуры торможения T'_0 , что показано на рис. 2б.

К установкам для экспериментального исследования действия тепловых нагрузок вплоть до разрушения испытуемых объектов предъявляются следующие основные требования:

- 1) установка должна давать возможность осуществлять нагрев разных газов и их смесей;
- 2) нагреватели должны обеспечивать возможность нагрева газов в определенном диапазоне температур и скоростей;
- 3) ресурс работы нагревателей обычно может меняться от 10 с до нескольких минут;
- 4) набегающий на модель газовый поток должен быть однородным по скорости и температуре;

5) при разрушающих испытаниях теплозащитных материалов летательных аппаратов температура потока должна быть выше температурного порога фазовых превращений в материале.

На сегодняшний день для тепловых испытаний могут использоваться следующие основные высокотемпературные установки:

– **Стендовые ракетные двигатели.** В струях стендовых ракетных двигателей возможно получить энтальпию торможения $H = (6...8) \cdot 10^3$ кДж/кг и скорость газового потока до 3000 м/с. Установки данного типа на сегодняшний день являются единственными источниками, позволяющими реализовать турбулентный набегающий поток обтекания при сравнительно высокой температуре газа. Основным недостатком стендовых ракетных двигателей является химическая активность газов в реактивной струе. Это затрудняет изучение механизма разрушения конструкций из таких материалов, для которых химические реакции с отработанными газами в струе являются определяющими в разрушении [3, 4].

– **Ударные трубы.** На стендах испытания моделей летательных аппаратов в условиях тепловых нагрузок может применяться ударная труба непрерывного действия. Установка такого вида представляет собой вращающийся ротор с несколькими ударными трубами. Из этих ударных труб горячий газ поступает в камеру. При высоком давлении в камере до сотни атмосфер воздух нагревается в ней до 3500 К [5]. Установки с ударными трубами широкого применения на стендах имитации тепловых нагрузок на модели летательных аппаратов не получили.

– **Баллистический нагрев.** Баллистический способ имитации тепловых нагрузок при испытаниях моделей летательных аппаратов чаще всего используется при изучении влияния разрушений поверхностных теплозащитных покрытий на газодинамические характеристики обтекания. В этих экспериментах модели летательных аппаратов выбрасываются навстречу потоку из баллистических пушек. При относительных скоростях моделей летательных аппаратов до 12 км/с, уровень теплового воздействия оказывается достаточно большим даже при малых временах полета моделей 1...10 мс [3].

– **Электродуговой нагреватель газов (плазмотрон)** единственный источник тепловой энергии для стендов наземных испытаний летательных аппаратов, который способен совместить одновременно имитацию, как тепловых нагрузок, так и состава газовой среды (атмосферы вблизи ЛА при гиперзвуковых скоростях полета).

Основным недостатком электродуговых нагревателей газов является загрязнение потока продуктами эрозии электродов, недостаточный диаметр газовых струй, распределение параметров по их сечению.

На рис. 3 представлена классификационная схема плазмотронов атмосферного давления, на которой указаны основные признаки классификации [6].

ВЧ и СВЧ плазмотроны в наибольшей степени соответствуют требованиям обеспечения заданного состава атмосферы, однако при их использовании возникают трудности обеспечения необходимых скоростей истечения, источники питания таких плазмотронов дорогостоящи и не достаточно надежны.

В электродуговых плазмотронах с охлаждаемыми электродами использованы практически все способы уменьшения эрозии электродов: раскрутка дуги совместным действием электромагнитных и аэродинамических сил, управлением осевым положением дуги. Еще одним их недостатком является недостаточная надежность, связанная с трудно прогнозируемым прожиганием электродов дугой, что недопустимо при тепловых испытаниях ЛА.

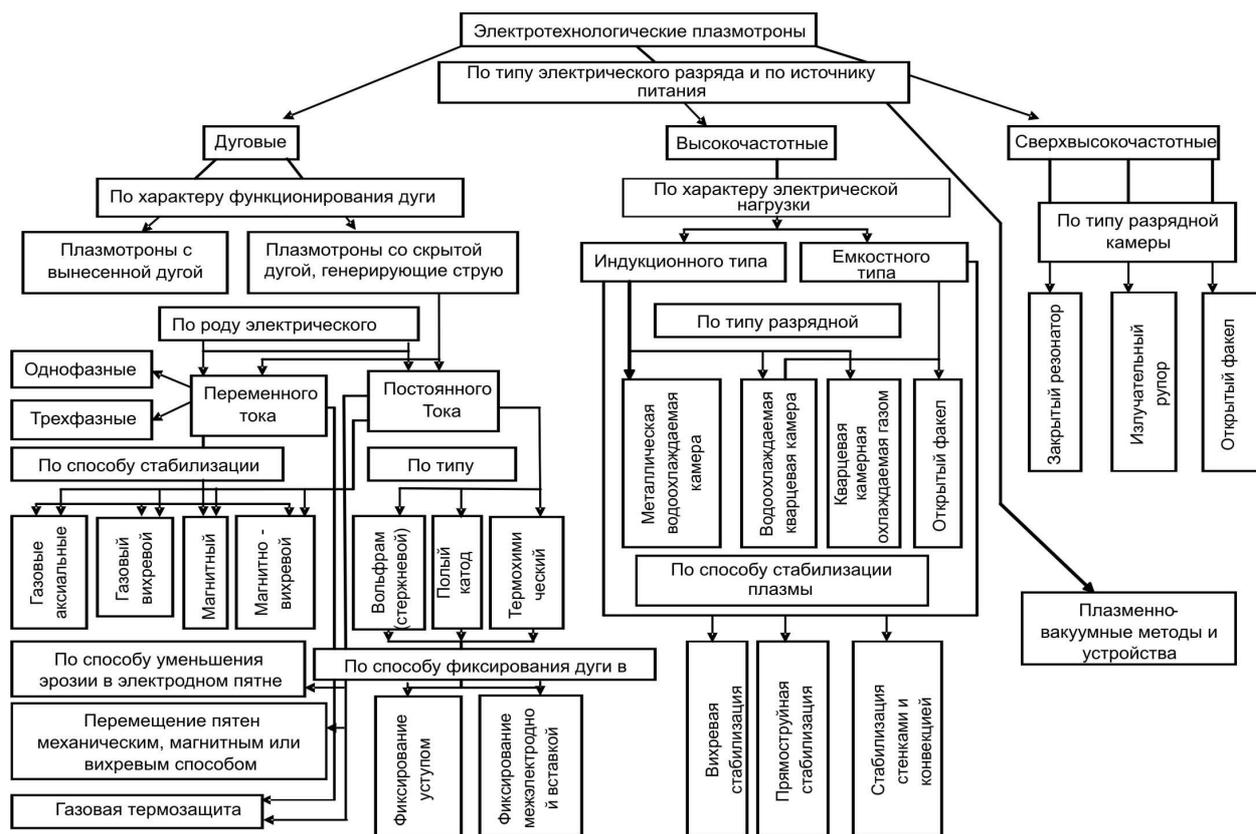


Рис. 3. Классификация плазмотронов

Одним из перспективных направлений создания малоэрозионных электродуговых плазмотронов является применение полых термоэмиссионных катодов, разработанных в последние годы в Национальном аэрокосмическом университете ХАИ. Применение специальных электродных материалов [7 – 9] позволяет уменьшить эрозию электродов на порядок.

Также разработана конструкция плазмотрона с оптимизированной газодинамической защитой термоэмиссионного катода в среде инертного газа (рис. 4) позволяет нагревать защитный и одновременно рабочий инертный газ аргон до уровня низкотемпературной плазмы с высокой степенью ионизации [9]. При этом, среднemasсовая температура потока аргона на выходе из плазмотрона достигает $(4...7) \cdot 10^3$ К. Такой температуры достаточно чтобы вызвать диссоциацию и ионизацию атмосферных газов (O_2 , N_2 , CO_2 , H_2O), окружающих испытываемый объект на стенде наземных испытаний, что соответствует реальным условиям полета летательного аппарата с гиперзвуковыми скоростями в среде кислородосодержащих атмосферных газов.

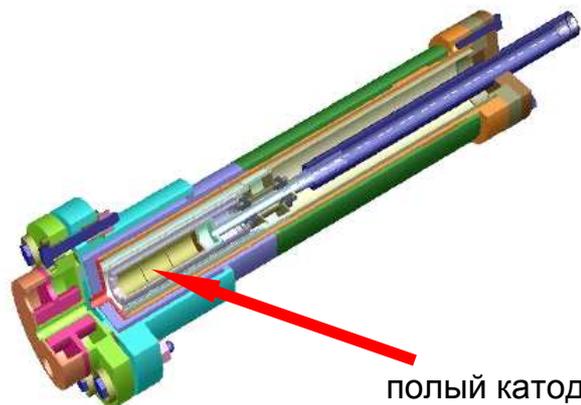


Рис. 4. Схема плазмотрона с полым термоэмиссионным катодом

Выводы

1. Проведен анализ газодинамических и физических явлений, определяющих тепловые нагрузки и химический состав атмосферных газов вблизи летательных аппаратов при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях полета.

2. Сформулированы требования к источникам тепловых потоков для стендов наземных испытаний тепловых нагрузок на модели и элементы конструкций летательных аппаратов.

3. Показано, что для имитации одновременного воздействия тепловых нагрузок и химического состава атмосферных газов наиболее подходят высокотемпературные потоки нейтрального газа аргон, нагретого до состояния низкотемпературной плазмы со среднемассовой температурой около 7000 К, в электродуговых нагревателях газов (плазмотронах).

Список литературы

1. Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов / В.А. Афанасьев, В.С. Барсуков, М.Я. Гофин и др. – М.: Изд-во МАИ, 1994. – 412 с.

2. Хейз У.Д. Теория гиперзвуковых течений / У.Д. Хейз, Р.Ф. Пробстин. – М.: Изд-во иностр. лит., 1962. – 607 с.

3. Полежаев Ю.В. Тепловая защита / Ю.В. Полежаев, Ф.Б. Юревич. – М.: Энергия, 1976. – 392 с.

4. Полежаев Ю.В. Тепловое разрушение материалов / Ю.В. Полежаев, Г.А. Фролов. – Киев: ИД «Академпереодика», 2006. – 354 с.

5. Грейвс А. Абляция в условиях больших касательных напряжений / А. Грейс // Ракетная техника и космонавтика. – 1966. – № 5. – С. 109 – 116.

6. Дресвин С.В. Плазмотроны: конструкции, параметры, технологии: учеб. пособие / С.В. Дресвин, С.Г. Зверев; Мин-во общ. и проф. образования Рос. Федерации; под ред. С.В. Дресвина. – СПб.: Изд-во политехн. ун-та, 2007. – 207 с.

7. Планковский С.И. Импрегнированный катод на основе скандата бария / С.И. Планковский, Е.К. Островский, Е.В. Цегельник // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – №2 (49). – С. 78 – 85.

8. Разработка методов проектирования и технологических процессов изготовления высокоресурсных плазменных генераторов: отчет о НИР (заключительный) / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»; рук. Планковский С.И.; исполн. Островский Е.К., Таран А.А., Лоян А.В. и др. – Х., 2005. – 254 с. – № ДР 0104U003145.

9. Планковский С.И. Научные основы создания высокоресурсных термоэмиссионных катодных узлов оборудования для плазменной обработки материалов: дис...-ра техн. наук: 05.03.07 / Планковский Сергей Игоревич. – Харьков, 2009. – 333 с.

Рецензент: д. т. н. , профессор Г.И. Костюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

Поступила в редакцию 15.01.10

Імітація теплових навантажень та складу газового середовища при надзвукових і гіперзвукових швидкостях польоту в наземних випробуваннях моделей та елементів конструкцій літальних апаратів за допомогою плазмотронів

Аналізуються газодинамічні та фізичні явища, що визначають температуру та хімічний склад атмосфери біля стінок літальних апаратів при гіперзвукових швидкостях. Такий розгляд дозволяє виявити вимоги до стендів наземних випробувань теплових навантажень на моделі та елементи конструкцій літальних апаратів. Вказано, що імітація одночасної взаємодії високої температури газу за фронтом ударної хвилі та хімічно активних атомів, іонів та молекул кисню, як продуктів термічної дисоціації та термічної іонізації повітря, може бути отримана при використанні на стендах наземних випробувань плазмотронів. Для підвищення потужності та ресурсу стенда наземних випробувань використовуються плазмотрони з газодинамічним захистом катоду в потоці інертного газу від отруєння атмосферним повітрям.

Ключові слова: теплове навантаження, ударна хвиля, плазмотрон, надзвуковий набігаючий потік, температура гальмування

Imitation of thermal loadings and structure of the gas environment at supersonic and hypersonic speeds of flight in land tests of models and elements of designs of flying machines with the help of plasmotrons

Gas dynamic and the physical phenomena which define temperature and a chemical compound of atmosphere at walls of flying machines at hypersonic speed are analyzed. Such consideration allows defining of the requirements to stands of land tests of thermal loadings on models and elements of designs of flying machines. It is shown that imitation of simultaneous influence of a heat of gas behind front of a shock wave and chemically active atoms, ions and oxygen molecules as products of thermal dissociation and thermal ionization of air can be received by use of plasmotrons at stands of land tests. To increase the capacity and a resource of the stand of land tests plasmotrons are used with gas dynamic protection of cathodes in a stream of inert gas from a poisoning with atmospheric air.

Keywords: thermal loading, a shock wave, plasmotron, a supersonic running stream, braking temperature