

УДК 537.872

РАСЧЕТ ЭЛЕМЕНТОВ ТЕПЛОЙ ЗАЩИТЫ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

*А. В. Корабельников, А. Л. Куранов, В. М. Метальников,
А. А. Турчак, В. Л. Фрайштадт*

Научно-исследовательское предприятие гиперзвуковых систем, Санкт-Петербург, Россия

Рассмотрена система активной тепловой защиты гиперзвуковых аппаратов, создаваемых по концепции "Аякс", в которой организован эндотермический процесс термохимического превращения углеводородов. При исследовании взаимодействия гиперзвукового потока газа с элементом летательного аппарата выделен ряд характерных областей, в которых проведены численные исследования течений газа, а также определены характеристики плоских термохимических реакторов.

Активная тепловая защита гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) по концепции "Аякс" [1, 2] основывается на химическом эндотермическом преобразовании исходного углеводородного топлива за счет рекуперации тепловых потерь, связанных с аэродинамическим нагревом планера и работой силовой установки. Это преобразование осуществляется в термохимических реакторах (ТХР), размещаемых в теплонапряженных частях аппарата, и позволяет:

увеличить хладоресурс топлива за счет физико-химических превращений исходных компонентов;

обеспечить охлаждение конструкции не только за счет отвода тепла конвекцией и излучением, но и поглощения его в процессе каталитических реакций непосредственно на защищаемой поверхности;

получить водородосодержащую топливную смесь, направляемую в камеру сгорания и улучшающую энергетические и экологические характеристики процесса горения.

Одним из необходимых элементов проектирования теплозащиты ЛА является математическое моделирование, которому посвящена настоящая работа.

Рассмотрим картину взаимодействия теплозащищаемого элемента ЛА (например, крыла) с гиперзвуковым потоком газа, показанную на рис. 1.

При обтекании твердого тела гиперзвуковым потоком газа образуется прямой скачок уплотнения, переходящий в направлении вниз по потоку в криволинейный (двойная линия на рис. 1). В течении, за скачком уплотнения в газе, и на поверхности тела в общем случае происходят процессы диссоциации, рекомбинации, ионизации, излучения, химических превращений, к тому же само течение вниз по потоку изменяется от ламинарного до турбулентного. Поток газа вступает в тепловое и, возможно, в химическое взаимодействие с обтекаемым телом. В элементе ЛА имеются каналы ТХР, в которые подается газообразная смесь. В смеси происходят эндотермические реакции со значительным тепловым эффектом, приводящие к охлаждению наружной поверхности ЛА, что существенно влияет на картину обтекания.

При исследовании взаимодействия гиперзвукового потока газа с элементом ЛА выделяются шесть областей, относящиеся как к потоку, так и к элементу ЛА. В области I возможно применение какого-либо приближения кинетического уравнения Больцмана, зависящего от конкретных параметров течения, а для описания течений в области II необходимо использовать уравнения Навье-Стокса. Между областями III и IV существует область вязко-невязкого взаимодействия. Очевидно, что изучение течения даже в упрощенной постановке представляет собой очень сложную проблему.

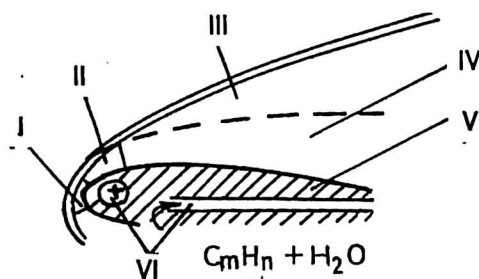


Рис. 1. Двумерная схема взаимодействия крыла летательного аппарата с гиперзвуковым потоком газа:

- I — область вблизи лобовой точки так называемого “молекулярного течения”;
- II — область “сильного взаимодействия”;
- III — область вязкого течения; IV — пограничный слой, ламинарный вначале и турбулентный при движении вниз по потоку;
- V — твердое тело, процессы в котором описываются уравнением теплопроводности;
- VI — дозвуковое течение химически реагирующей газовой смеси в каналах ТХР

После постановки задачи были выбраны и обобщены на интересующий класс задач алгоритмы решения, разработаны и отлажены программы численного расчета для ЭВМ и проведены исследования плоских течений в областях III—V. Программы составлены с учетом того, что в дальнейшем они будут использованы в едином пакете для исследования всей картины “внешнее обтекание — теплопроводность в твердой стенке — внутреннее течение” в самосопряженной постановке. В настоящей работе взаимное влияние решений для различных областей учитывалось в весьма незначительной степени: граничные условия для пограничного слоя (область IV) ставились на основе решения уравнений вязкого течения (область III). Поэтому полученные результаты для областей III и IV являются предварительными, качественными; для области VI полученные результаты могут быть достаточно хорошей количественной оценкой в том случае, если значения температуры или тепловой поток на нагреваемой поверхности будут находиться в исследованном диапазоне значений.

В области III с помощью алгоритма С. К. Годунова [3] проведен расчет обтекания крылового профиля под нулевым углом атаки стационарным химически нейтральным потоком воздуха с числом $M = 10$. В расчетах не учитывалось влияние областей I и II на решение, поэтому полученные результаты показывают степень нагрева газа при прохождении через косой скачок уплотнения, а также служат граничными условиями для области IV.

В области IV решалось уравнение двумерного ламинарного сжимаемого пограничного слоя с неравномерными граничными условиями, получаемыми из решения уравнений Эйлера для области III. Предполагалось, что химические реакции отсутствуют и воздух является однокомпонентным газом.

Расчеты позволили оценить вклад вязкого трения при ламинарном режиме течения в нагрев поверхности крылового профиля. На рис. 2 приведено распределение теплового потока q вдоль верхней поверхности крылового профиля ЛА при постоянной температуре поверхности $T_{ст} = 273$ К.

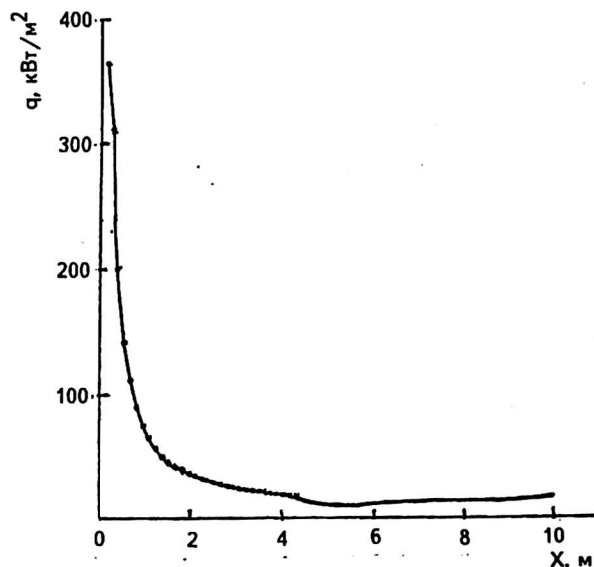


Рис. 2. Тепловой поток на верхней поверхности крылового профиля

Анализ полученных результатов для областей III и IV позволяет сделать вывод, что вклад вязкого трения в нагрев газа при ламинарном течении может достигать 25 % от общего количества тепловой энергии, поступающей в газ.

В качестве одного из элементов тепловой защиты может быть использован плоский ТХР. Он представляет собой параллелепипед ($L \gg b$), одна из стенок которого (для определенности, например, верхняя) нагревается снаружи, изнутри данная стенка покрыта катализатором (рис. 3), а нижняя стенка теплоизолирована. На вход ТХР подается равномерно перемешанная смесь газообразного углеводорода C_mH_n и паров воды H_2O с известными параметрами: $P_{вх}$, $T_{вх}$, $V_{вх}$, $G_{вх}$, $\rho_{вх}$,

где $P_{вх}$ — давление в смеси, Па;

$T_{вх}$ — температура в смеси, °С;

$V_{вх}$ — среднерасходная продольная скорость, м/с;

$G_{вх}$ — расход смеси, кг/с;

$\rho_{вх}$ — средняя плотность смеси, кг/м³.

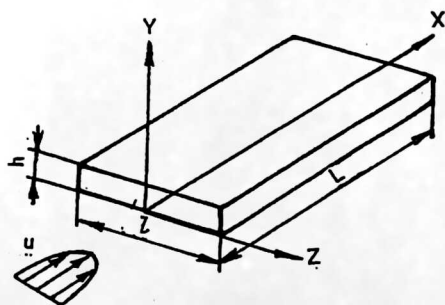


Рис. 3. Схема термохимического реактора и выбор системы координат

ТХР различных типов, используемые в качестве элементов теплозащиты гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА), обычно должны решать две задачи:

обеспечивать утилизацию тепловых потоков с удельной плотностью от 50 кВт/м^2 до 2 МВт/м^2 , которые возникают на элементах ГЛА при движении в атмосфере со скоростями, соответствующими числам Маха 7—15;

создавать водородосодержащую топливную смесь с определенным химическим составом.

Целью настоящего численного исследования являлось определение возможностей плоского ТХР по утилизации тепловых потоков с плотностью до 1 МВт/м^2 , а также определение зависимости химического состава полученной топливной смеси от входных параметров и предельной величины плотности теплового потока.

Для описания течения в плоском ТХР использовалась система уравнений Навье-Стокса в приближении узкого канала. Обоснование возможности применения данной модели можно найти в работе [4].

Для численного решения полученной системы уравнений в частных производных метод обобщенной прогонки [5] был обобщен на случай сжимаемых течений.

Газовая смесь, поступающая в ТХР, считалась равномерно перемешанной и равномерно прогретой, поэтому $T_{\text{вх}}$ и концентрация исходных компонент на входе полагались постоянными по высоте реактора. Исследовался случай равновесных течений, то есть бесконечно большой скорости химических реакций.

При численном исследовании ставились граничные условия по температуре 1-го или 2-го рода. Применение граничных условий 1-го рода позволяет определить тепловой поток, который поглощает конкретная газовая смесь при заданных входных параметрах. Постановка граничных условий 2-го рода без решения сопряженной задачи в данном случае физически некорректна, однако позволяет оценить уровень максимальных температур в твердом теле для различных по интенсивности тепловых потоков в сочетании с определяющими течение газовой смеси параметрами. Рассматривались как ламинарные, так и турбулентные режимы течения. При турбулентном режиме использовалось общепринятое "квазиламинарное" приближение, согласно которому эффективная вязкость определялась как сумма ламинарной и турбулентной вязкостей, причем последняя вычислялась по формуле Прандтля с учетом взаимодействия молекулярного и молярного переносов. В расчетах в широком диапазоне варьировались все входные параметры и геометрические размеры ТХР, граничные условия для ламинарного и турбулентного режимов течения.

На рис. 4—6 приведены отдельные результаты расчетов, демонстрирующие эффективность работы плоского ТХР. На первых двух рисунках показана тенденция изменения концентрации водорода и температуры стенки вдоль канала. На рис. 6, а, б дан расчет теплового потока, поглощаемого ТХР длиной 0,15 м и высотой 5 мм при изменении температуры смеси на входе для двух значений среднерасходной скорости $V_{\text{вх}}$. Видно, что с увеличением скорости поглощение тепла увеличивается, а с ростом величины входной температуры — уменьшается, хотя в последнем случае степень конверсии метана на выходе из реактора несколько выше. Это свидетельствует о перераспределении роли конвективной и "химической" составляющей в процессе отвода тепла от защищаемой стенки.

На основе полученных результатов расчетов в приближении узкого канала можно сделать вывод, что плоские термохимические реакторы способны утилизировать тепловые потоки до 1 МВт/м^2 . Для получения точных количественных характеристик ТХР требуется их исследование на основе модели трехмерного турбулентного течения химически реагирующей газовой смеси с учетом сопряженного теплообмена.

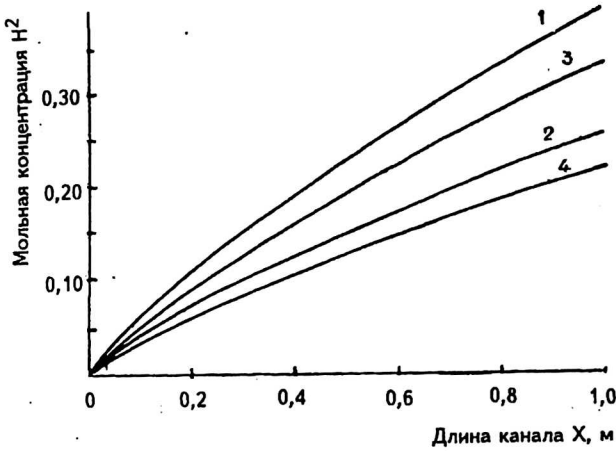


Рис. 4. Распределение мольных концентраций H_2 по длине канала. Турбулентная химически реагирующая смесь. Параметры течения:

$T_{вх} = 400 \text{ }^\circ\text{C}$; $T_x = 1000 \text{ }^\circ\text{C}$;
 $h = 5,0 \text{ мм}$; $P = 0,2 \text{ Мпа}$;
 1 — $V = 50 \text{ м/с}$, $G = 0,15 \text{ кг/с}$,
 $H_2O_{вх} = 0,425$, $CH_{4вх} = 0,575$;
 2 — $V = 50 \text{ м/с}$, $G = 0,15 \text{ кг/с}$,
 $H_2O_{вх} = 0,725$, $CH_{4вх} = 0,275$;
 3 — $V = 100 \text{ м/с}$, $G = 0,3 \text{ кг/с}$,
 $H_2O_{вх} = 0,425$, $CH_{4вх} = 0,575$;
 4 — $V = 100 \text{ м/с}$, $G = 0,3 \text{ кг/с}$,
 $H_2O_{вх} = 0,725$, $CH_{4вх} = 0,275$

Рис. 5. Зависимость температуры нагреваемой стенки T от длины канала X . Течение турбулентное, смесь встехиометрическом соотношении. Параметры течения:

$T_{вх} = 400 \text{ }^\circ\text{C}$, $h = 5,0 \text{ мм}$,
 $Q_w = 0,3 \text{ МВт}$, $V_{вх} = 49,0 \text{ м/с}$,
 $P = 0,3 \text{ МПа}$, $G = 0,25 \text{ кг/с}$

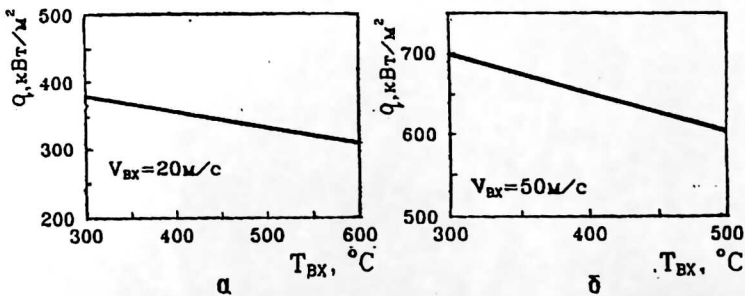
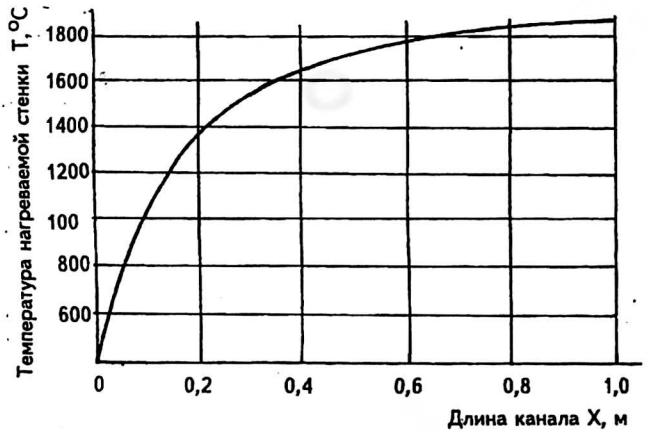


Рис. 6. Тепловой поток, поглощенный реактором, в зависимости от температуры смеси на входе:
 а — $V_{вх} = 20 \text{ м/с}$; б — $V_{вх} = 50 \text{ м/с}$

Л и т е р а т у р а

1. А. с. 167694 СССР. Способ подачи углеводородного топлива в реактивной двигательной установке летательного аппарата и устройство для его осуществления. В. Л. Фрайштадт и др., 1981.
2. Gurijnov E., Harsha Ph. T. AJAX: new directions in hypersonic technology. — AIAA pap. 96—4609. P. 1—9.
3. Численное решение одномерных задач газовой динамики / Под редакцией С. К. Годунова — М.: Наука, 1976. — 400 с.
4. Лапин Ю. В., Стрелец М. Х.. Внутренние течения газовых смесей. — М.: Наука, 1989. — 386 с.
5. Кучинский В. В., Метальников В. М. и др. Математическое моделирование активной тепловой защиты гиперзвукового летательного аппарата // Вопросы специального машиностроения, 1996, № 12. С. 32—41.

THE CALCULATION OF THERMAL PROTECTION ELEMENTS OF A HYPERSONIC FLYING APPARATUS

*A. V. Korabelnikov, A. L. Kuranov, V. M. Metalnikov,
A. A. Turchak, V. L. Frishtadt*

Research enterprise of hypersonic systems, Saint-Peterburg, Russia

The active thermal protection system of a hypersonic apparatus designed in accordance with "AYAX" conception with an endothermic process of thermochemical hydrocarbon transmutation is considered. Researching the interaction hypersonic gas flow with a flying apparatus element is distinguished characteristic regions for which the calculation of gas flow is carried out, the thermochemical reactor characteristics are found.