

ТЕПЛОВОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ СИЛЬНО НЕДОРАСШИРЕННЫХ СТРУЙ НА ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ АППАРАТОВ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ

Ю. П. БАЛАШОВ, Ю. И. ГЕРАСИМОВ, Б. П. ПЛОТНИКОВ,
А. Г. РЕШЕТИН, П. Н. ШКЛЯЕВ

(Москва)

В период подготовки космического корабля «Союз» для совместного полета с космическим кораблем «Аполлон» было проведено исследование на модели теплового и силового воздействия струй двигателей реактивной системы управления корабля «Аполлон» на корабль «Союз» [1]. В ходе проведения модельных экспериментов была выявлена сложная структура поля течения газа с наличием в нем системы скачков уплотнения и зон разрежения. Пересчет экспериментальных величин тепловых потоков на условия натурального полета проводился по методике, базирующейся на зависимостях для расчета теплового воздействия сверхзвуковой струи газа на тела простой формы. Установленные на космическом корабле калориметры, имевшие форму цилиндра, позволили провести сравнение полученных в ходе совместного полета кораблей величин тепловых потоков к ним с рассчитанными по этой методике.

В данной работе излагается методика пересчета экспериментальных модельных величин тепловых потоков на натурные условия, описывается конструкция калориметра, условия, при которых проводились измерения тепловых потоков от струй двигателей корабля «Аполлон», и проводится сравнение измеренных величин тепловых потоков с рассчитанными по изложенной методике.

1. При сверхзвуковом обтекании тел в областях сплошного или переходного от сплошного к свободномолекулярному течений конвективный тепловой поток q к точке растекания затупленного тела может быть определен по зависимостям [2]

$$q = St(K^2) q_{FM}$$

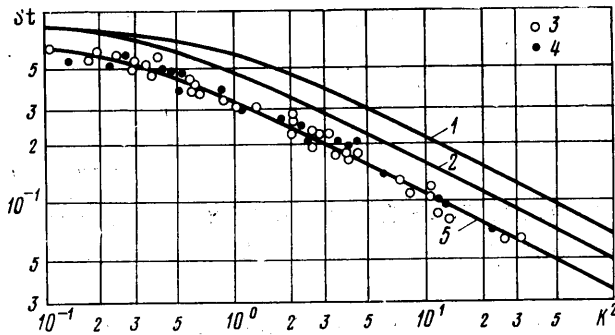
$$(1.1) \quad q_{FM} = \frac{\rho v^3}{2J} \left(1 - \frac{\kappa + 1}{2\kappa} \frac{T_w}{T_0} \right)$$

$$(1.2) \quad K^2 = \frac{\kappa - 1}{2\kappa} \frac{\rho v r}{\mu_*} \frac{T_0}{T_*}$$

Здесь q_{FM} — величина теплового потока при свободномолекулярном обтекании, St — число Стантона как корректирующая функция от параметра K , ρ , v , T — плотность, скорость и температура газа, κ — отношение удельных теплоемкостей, μ — вязкость, J — механический эквивалент тепла, r — радиус притупления или поперечного сечения тела. Индекс o обозначает параметр адиабатически заторможенного потока, $*$ — критическое значение, w — параметр на стенке.

Функция $St(K^2)$ определена экспериментально для критической точки сферы [3] и линии растекания поперечно обтекаемого кругового цилиндра [2, 4] (зависимость 1 и 2 соответственно на фиг. 1). В ламинарной области течения эти зависимости аппроксимируются соответственно выражениями $St = 0.68 K^{-1}$ и $St = 0.5 K^{-1}$.

Для определения функции $St(K^2)$ для точки растекания на плоском торце цилиндра были использованы данные работ [4, 5]. Значения числа



Фиг. 1

Стантона определялись по формуле $St = q/q_{FM}$. Параметры газа перед телом определялись по известным величинам P_0 , T_0 , κ и числам Маха в поле течения истекающей в вакуум струи, рассчитанным методом характеристик [6]. В связи с этим из работы [1] были использованы только результаты измерений, полученные в области течения газа, не возмущенной скачками уплотнения. Результаты обработки экспериментальных данных приведены на фиг. 1 (3 — [1], 4 — [5]). В области ламинарного режима течения газа ($K^2 > 10$) полученные значения чисел Стантона аппроксимируются выражением $St = 0.34 \cdot K^{-1}$ (5 на фиг. 1), которое хорошо согласуется с данными по теплообмену в критической точке диска при ламинарном режиме течения газа [7].

2. При проведении экспериментов, связанных с исследованием сильно недорасширенных струй газа на моделях космических кораблей, перво-степенное значение имеет вопрос о моделировании натурального поля течения струй. Особенно это важно для моделирования поля течения струй, истекающих из многосопловых компоновок двигателей реактивной системы управления, при наличии в поле течения поверхностей, искажающих осесимметричный характер течения струи, что затрудняет, а подчас делает невозможным расчет параметров газа в возмущенных скачками уплотнения областях течения.

Моделирование поля течения струи по критериям [1, 8, 9] Ma , κ , Re_a , P_r , $Re_* N^{-0.5}$ (N — отношение давления торможения к давлению в окружающем пространстве, индекс a означает параметр на срезе сопла) при геометрическом подобии модели и космического корабля обеспечивает воспроизведение в стендовых условиях картины поля течения газа, реализующейся при истечении сверхзвуковой струи в вакуум из сопла двигателя космического корабля. Из этого следует, что в геометрически подобных точках модельного и натурального пространств числа Маха потока газа равны $M_n = M_m$ (здесь индексами n и m обозначены соответственно натурные и модельные значения величин).

С использованием изэнтропических соотношений между параметрами торможения и параметрами газа в поле течения струи выражения (1.1) и (1.2) можно представить в виде

$$(2.1) \quad q_{FM} \sim P_0 T_0^{0.5} \beta M^3 \varepsilon(M) \tau(M)^{1.5}$$

$$(2.2) \quad K^2 \sim P_0 T_0^{-0.5} \mu^{-1} r M \varepsilon(M) \tau(M)^{0.5}$$

$$\beta = \left(1 - \frac{\kappa + 1}{2\kappa} \frac{T_w}{T_0}\right), \quad \varepsilon(M) = \frac{\rho}{\rho_0}, \quad \tau(M) = \frac{T}{T_0}$$

С учетом $M_n = M_m$ соотношение между величинами тепловых потоков, измеренными в модельных условиях и реализующимися в натурных условиях, выражается в виде

$$\frac{q_m}{q_n} = \frac{P_{0m}}{P_{0n}} \left(\frac{T_{0m}}{T_{0n}} \right)^{0.5} \frac{\beta_m}{\beta_n} \frac{St_m}{St_n}$$

Для конкретного случая условий модельных исследований

$$(2.3) \quad \frac{P_{0m}}{P_{0n}} \left(\frac{T_{0m}}{T_{0n}} \right)^{0.5} \frac{\beta_m}{\beta_n} = \text{const} = A$$

т. е.

$$(2.4) \quad \frac{q_m}{q_n} = A \frac{St_m}{St_n}$$

Для ламинарного режима обтекания элементов конструкции модели и космического корабля из общего вида зависимости $St \sim K^{-1}$ следует $St_m/St_n = K_n/K_m$. В этом случае выражение (2.4) принимает удобный для использования вид

$$(2.5) \quad \frac{q_m}{q_n} = A \frac{K_n}{K_m} = \text{const}$$

Для переходного режима обтекания функция $St(K^2)$ отличается от линейной (в логарифмических координатах). В этом режиме для уверенного переноса результатов модельных исследований на натурные условия необходимо обеспечить $K_n/K_m = 1$ в расчетных областях течения газа. Выполнение этого условия означает, что для модели и для космического корабля рассматриваемый элемент конструкции находится в одинаковых условиях обтекания. Если выполнены условия газодинамического подобия истечения струи, то $K_n^2/K_m^2 \approx Re_{an}/Re_{am}$, т. е. оптимальным условием моделирования процессов теплообмена в переходной области обтекания тела потоком газа является $Re_{an} = Re_{am}$ при полном геометрическом подобии натурального объекта и его модели.

При свободномолекулярном режиме обтекания число St не зависит от K и поэтому $q_m/q_n = \text{const}$.

3. На космическом корабле «Союз-19», осуществлявшем совместный полет с космическим кораблем «Аполлон», были установлены калориметры, имевшие форму кругового цилиндра с торцом, обращенным к набегающему потоку газа. Конструктивно калориметр состоял из чувствительного элемента, датчика температуры, корпуса в виде стакана и пакета экранно-вакуумной теплоизоляции внутри корпуса. Корпус калориметра укреплялся на элементе конструкции корабля «Союз». Диаметр измерительного элемента и корпуса 50 мм, высота калориметра 25 мм. Чувствительным элементом являлся диск из алюминиевого сплава толщиной 0.44 мм. Корпус калориметра был выполнен из прессматериала АГ-4 и окрашен белой эмалью. Диск и корпус калориметра имеют одинаковые оптические коэффициенты поверхности (степень черноты 0.8, коэффициент поглощения солнечной энергии 0.25).

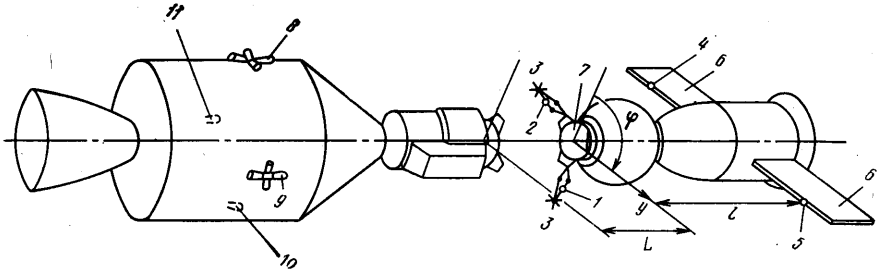
Схема размещения калориметров на элементах конструкции корабля «Союз» приведена на фиг. 2. Калориметры Т110 (1) и Т111 (2) были установлены на штангах антенн (3), Т114 (4) и Т115 (5) — на передней стенке рамы солнечных батарей (6). Оси калориметров были установлены параллельно продольной оси корабля «Союз». Значения установочных размеров приведены ниже.

	Т110	Т111	Т114	Т115
$l, м$	0.38	0.38	4.70	4.70
$y, м$	1.58	1.58	3.29	3.29
$\varphi, град$	168	274	270	90

Здесь l — расстояние вдоль продольной оси корабля от плоскости стыка до калориметра, y — расстояние от продольной оси корабля до калориметра, φ — угол между вертикальной плоскостью и вектором y (см. фиг. 2).

В сторону космического корабля «Союз» были обращены сопла четырех двигателей реактивной системы управления корабля «Аполлон» А3, В3, С4 и D4 (цифры 8, 9, 10, 11 соответственно на фиг. 2). Оси сопел двигателей наклонены к продольной оси корабля под углом 10° . Плоскость расположения центров выходных сечений сопел двигателей удалена от передней плоскости стыковочного узла корабля «Аполлон» на 6,58 м. Центры выходных сечений сопел отстоят от продольной оси корабля на 2,16 м и смещены на -7° относительно плоскостей стабилизации корабля «Аполлон» ($\varphi=0,90, 180$ и 270°).

Тепловое воздействие струй двигателей корабля «Аполлон» на корабль «Союз» осуществлялось после первой расстыковки кораблей в ходе проведения совместного



Фиг. 2

эксперимента «Искусственное солнечное затмение» и при проведении второй тестовой стыковки [10]. В первом случае работали все четыре двигателя, во втором — двигатель D4. По программе эксперимента «Искусственное солнечное затмение» двигатели включались дважды: через 15 и 30 сек после расстыковки кораблей соответственно на 3 сек ($L=2,7$ м, $V=0,33$ м/сек) и на 4 сек ($L=10,8$ м, $V=0,76$ м/сек). При проведении второй стыковки кораблей длительность работы двигателя D4 равнялась 5,76 сек ($L=0$, $V=0$). Здесь L и V — средние за время работы двигателей значения расстояния между стыковочными плоскостями кораблей и скорости расхождения.

4. Характер изменения температуры алюминиевого диска калориметра в результате теплового воздействия струй двигателей корабля «Аполлон» показан на фиг. 3 на примере показаний датчика температуры калориметра Т114 в период проведения второй стыковки кораблей ($L=0$): t_1 — время включения двигателя, t_3 — время выключения двигателя; $t_2 = 0,5(t_1 + t_3)$; T_1 , T_3 , T_2 — соответствующие значения температуры диска калориметра; точками обозначены данные, зарегистрированные телеметрической системой измерений «Союз-19».

Уравнения теплового баланса диска калориметра до включения двигателей ($t < t_1$), в момент времени $t = t_2$ и после выключения двигателей ($t > t_3$) имеют соответственно вид

$$(4.1) \quad q_1^+ = C \left(\frac{dT}{dt} \right)_1 + q_1^-$$

$$(4.2) \quad q^0 + q_2^+ = C \left(\frac{dT}{dt} \right)_2 + q_2^-$$

$$(4.3) \quad q_3^+ = C \left(\frac{dT}{dt} \right)_3 + q_3^-$$

Здесь q^0 — конвективный тепловой поток к диску калориметра от струй газа, истекающих из сопел двигателей, q^+ — лучистый тепловой поток (от Солнца, Земли и т. д.), q^- — потери тепла внутрь корпуса калориметра и на излучение в окружающее пространство, C — постоянная калориметра.

Вследствие кратковременности процесса можно принять:

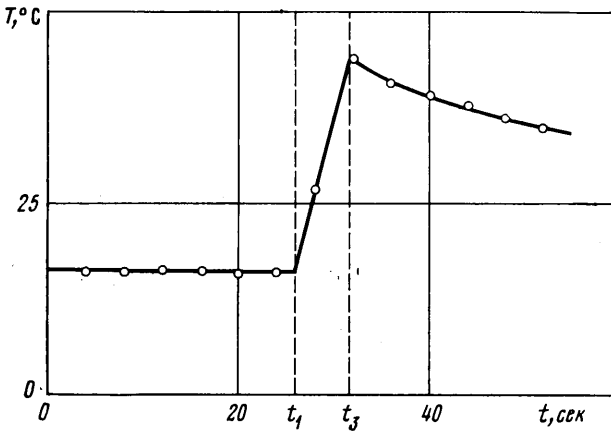
$$(4.4) \quad q_2^+ = \frac{1}{2}(q_1^+ + q_3^+), \quad q_2^- = \frac{1}{2}(q_1^- + q_3^-),$$

$$\left(\frac{dT}{dt}\right)_2 = \frac{T_3 - T_1}{t_3 - t_1}$$

Из (4.1) – (4.4) следует,

$$(4.5) \quad q^0 = C \left[\frac{T_3 - T_1}{t_3 - t_1} - \frac{1}{2} \left(\frac{dT}{dt}\right)_1 - \frac{1}{2} \left(\frac{dT}{dt}\right)_3 \right]$$

Определенные по (4.5) величины тепловых потоков к калориметрам для трех рассмотренных случаев взаимного расположения космических



Фиг. 3

кораблей приведены ниже (размерность величин тепловых потоков — $вт/см^2$):

L_m	T110	T111	T114	T115
0	0.06	0.65	0.65	0.00
2.7	0.15	0.34	1.17	1.07
10.8	0.18	0.24	0.28	0.38

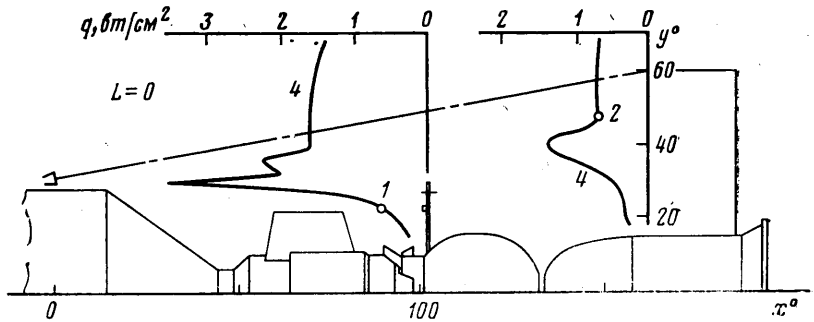
Погрешность определения величин тепловых потоков, связанная в основном с точностью регистрации температуры ($\delta T = \pm 1.5^\circ$) телеметрической системой, оценивается формулой $\delta q^0/q^0 = 2\delta T/(T_3 - T_1)$ и составляет 10–30%.

5. Проведенное методом анизотропной длины пробега в [1] исследование параметров струи газа, истекающего из сопел двигателей космического корабля «Аполлон», показало, что на расстоянии до 18 м от сопел вдоль оси корабля справедлива модель сплошной среды. Анализ расчетных значений параметра K^2 в свободной от скачков уплотнения части струи показал, что его модельные и натурные значения принадлежат области течения, в которой $St \sim K^{-1}$. Следовательно, сравнение величин тепловых потоков, полученных при проведении экспериментов на модели [1] и натуральных, определенных с помощью калориметров, следует проводить с использованием формул (2.3) и (2.5). Подстановка в них величин модельных и натуральных параметров P_0 , T_0 , T_w и др. приводит (2.3) к виду

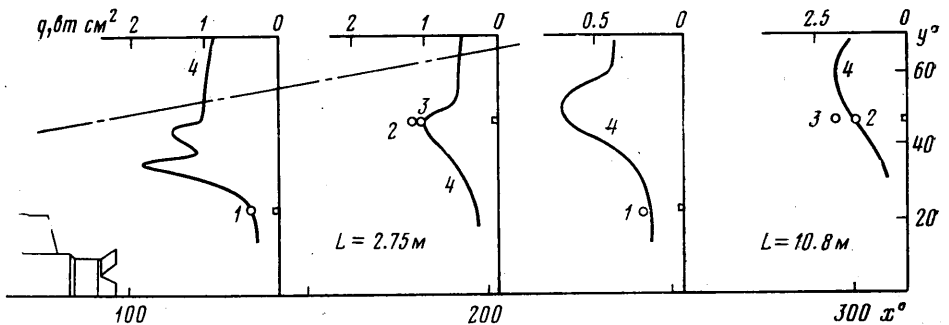
$$(5.1) \quad q_n = 1.47 q_m$$

Сравнение полученных в натуральных условиях величин тепловых потоков q^0 с величинами q_n , полученными по (5.1), показано на фиг. 4 и 5 (цифрами 1—3 обозначены значения тепловых потоков q^0 к калориметрам Т111, Т114 и Т115 соответственно). Показанные на фиг. 4 и 5 распределения $q_n(y^0)$ (цифра 4) получены интерполяцией и экстраполяцией величин тепловых потоков, рассчитанных по формуле (5.1) в опорных сечениях [1] ($x^0=102, 130, 160$ и 192):

На корпусе корабля «Аполлон» перед соплом двигателя С4 был установлен обтекатель, закрывающий кабельные коммуникации, идущие из командного модуля в служебный модуль. На модели обтекатель не был



Фиг. 4



Фиг. 5

воспроизведен. Этим, по-видимому, объясняется факт сильного различия в показаниях калориметров Т110 и Т111 в период работы четырех двигателей, направленных на корабль «Союз» ($L=2.7$ м и $L=10.8$ м). Выступающий в поле течения струи обтекатель мог частично экранировать калориметр от газа, истекающего из сопла двигателя.

Вследствие этого показания калориметра Т110, который в остальном находился относительно сопла двигателя С4 в таких же условиях как калориметр Т111 относительно D4, некорректно сравнивать с экспериментальными данными, полученными на модели.

Хорошее согласование результатов измерений тепловых потоков калориметрами Т111, Т114 и Т115 с рассчитанными по формуле (5.1) подтверждает обоснованность изложенных принципов моделирования и методики пересчета экспериментальных данных на натурные условия.

Поступила 15 XI 1978.

ЛИТЕРАТУРА

1. Анохин В. М., Балашов Ю. П., Герасимов Ю. И., Долголенко А. И., Жозов В. А., Зворыкин Л. Л., Кузнецова Н. Ф., Куканов Ф. А., Плешакова Л. А., Плотников Б. П., Решетин А. Г., Стасенко А. Л., Хомутский А. А. Исследование на модели обтекания космического корабля «Союз» реактивными струями управляющих двигателей корабля «Аполлон». Изв. АН СССР, МЖГ, 1977, № 3.
2. Мелтон, Шоу, Сикер, Уайт. Воздействие выхлопных струй двигателей на элементы конструкции ракеты в вакууме. Вопр. ракетн. техн., 1969, № 4.
3. Королев А. С. Исследование теплообмена в критической точке сферического затупления в гиперзвуковом потоке малой плотности. Тр. ЦАГИ, 1973, вып. 1493.
4. Васильев А. А., Воробьев А. Г. Исследование теплообмена на длинных цилиндрах, расположенных под различными углами атаки к набегающему сверхзвуковому потоку разреженного газа. В сб. Аэродинамика разреж. газов. Вып. 7, Ленингр. ун-т, 1974.
5. Krewski T. M., Osonitsch C. W., Lacinski T. L. Comparison of full and sub-scale plume impingement tests in a vacuum. AIAA Paper, 1971, No. 256.
6. Жозов В. А., Хомутский А. А. Атлас сверхзвуковых течений свободно расширяющегося идеального газа, истекающего из осесимметричного сопла. Тр. ЦАГИ, 1970, вып. 1224.
7. Авдучевский В. С., Галицейский Б. М., Глебов Г. А., Данилов Ю. И., Калинин Э. К., Кошкин В. К., Кошмаров Ю. А., Михайлова М. М., Михайлова Т. В., Михеев Ю. С., Рыжов Ю. А., Солнцев В. П. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. М., «Машиностроение», 1975.
8. Волчков В. В., Иванов А. Б., Кисляков Н. И., Ребров А. К., Сухнев В. А., Шарфутдинов Р. Г. Струи низкой плотности за звуковым соплом при больших перепадах давления. ПМТФ, 1973, № 2.
9. Гусев В. Н., Михайлов В. В. О подобии течений с расширяющимися струями. Уч. зап. ЦАГИ, 1970, т. 1, № 4.
10. Бушнев К. Д. Подготовка и осуществление программы ЭПАС. М., «Знание», 1976.