

**ТЕПЛООБМЕН НА ГОЛОВНЫХ ЧАСТЯХ ЛЕТНЫХ АЭРОФИЗИЧЕСКИХ  
ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ КОМПЛЕКСОВ ПРИ НАЛИЧИИ ЛАМИНАРНО-  
ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА, ЭФФЕКТА РЕЛАМИНАРИЗАЦИИ, ОТРЫВА  
ТУРБУЛЕНТНОГО ПОТОКА, ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ОТРЫВА И ПЕРЕХОДА,  
РАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЕЙ РДТТ ДЛЯ ЧИСЕЛ  $Re_{L,\infty} \leq 10^8$ ,  $M_\infty \leq 4.5$   
И УСКОРЕНИЯ  $a \leq 32 g$**

**АННОТАЦИЯ**

Представлены летные количественные данные о числе Рейнольдса в начале ламинарно-турбулентного перехода на головной части аэрофизического ракетного комплекса типа "Облако" для  $Re_{L,\infty} \leq 2 \cdot 10^7$ ,  $M_\infty \leq 2.0$  и  $a \leq 12 g$ . Проведено сравнение летных и расчетных данных о температуре стенки для ламинарного и переходного пограничных слоев. Апробирована теория турбулентных пятен Эммонса. На головной части аэрофизического комплекса типа М100 получены летные данные об эффекте реламинаризации и о числе Рейнольдса в начале реламинаризации для  $Re_{L,\infty} \leq 10^8$ ,  $M_\infty \leq 4.5$ ,  $a \leq 32 g$ . Представлены результаты летных экспериментов о температуре стенки, о локальных ее пиках и пиках теплового потока в условиях отрыва пограничного слоя перед ступеньками для турбулентного режима обтекания на М100 и для режима ламинарно-турбулентного перехода на "Облаке". Получены количественные данные о градиентном критерии устойчивости Н.Н. Яненко и С.А. Гапонова в зонах ламинарного обтекания и в точках начала перехода и реламинаризации на ракетных комплексах М100 и "Облако".

**1. ВВЕДЕНИЕ**

При создании сверх- и гиперзвуковых объектов возникает необходимость в решении проблем теплообмена при наличии ламинарно-турбулентного перехода, эффекта реламинаризации турбулентных течений, различных типов отрывных течений. Важное значение имеют летные аэрофизические эксперименты, например, [1, 2] в связи с проблемой масштабных эффектов в аэродинамике больших скоростей. В современных аэродинамических трубах не моделируются одновременно числа Рейнольдса, Маха и температурный фактор, вибрации, деформации и аэроупругие свойства обтекаемых тел, реальная работа двигателей.

Акустическое поле в рабочих частях сверх- и гиперзвуковых аэродинамических труб оказывает сильное влияние на величину числа Рейнольдса в начале перехода [2, 3]. Летные эксперименты позволяют получить надежную количественную информацию о теплообмене в условиях ламинарно-турбулентного перехода, реламинаризации и безотрывного обтекания, при наличии отрыва пристеночного потока, взаимодействия ламинарно-турбулентного перехода и отрывного течения.

**2. РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ**

**2.1. Теплообмен на ракетном аэрофизическом комплексе типа "Облако" при наличии ламинарно-турбулентного перехода для  $Re_{L,\infty} \leq 2 \cdot 10^7$ ,  $M_\infty \leq 2.0$ , ускорения  $a \leq 12 g$**

На летном аэрофизическом комплексе многооразового применения типа "Облако" с одноступенчатым двигателем твердого топлива РДТТ получены данные о температуре стенки головной части и воздуха в ее бортовом отсеке с помощью полупроводниковых диодов КД-521 с чувствительностью 2.5 мВ/град [4]. Погрешность измерения температуры не превышала 1%. На основе кривых стабилизации ламинарного пограничного слоя, расчетов температуры стенки  $T_w$  в предположении формирования с момента старта только ламинарного или только турбулентного пограничных слоев и летных данных о температуре стенки был сделан вывод о наличии ламинарного пограничного слоя для времени полета  $\tau \leq 6c$ , а для  $\tau > 6c$  – переходного слоя.

Граница между ламинарным и переходным пограничными слоями для времени полета  $\tau = 6-7c$  соответствовала началу перехода. Для трех точек по X на головной части "Облака" числа Рейнольдса в начале перехода составляли  $Re_{tr,1} = 0.75 \cdot 10^7$  ( $X = 0.25$  м;  $\delta_w = 4$  мм; материал Д16Т),  $Re_{tr,2} = 0.8 \cdot 10^7$  ( $X = 0.28$  м;  $\delta_w = 1.8$  мм; материал Д16Т),  $Re_{tr,3} = 1.06 \cdot 10^7$  ( $X = 0.4$  м;  $\delta_w = 1.0$  мм; 1X18 Н9Т). При расчете температуры  $T_w$  для  $\tau \geq 6-7c$  в условиях переходного режима обтекания использовано выражение для коэффициента перемежаемости  $\gamma$  из [7] на основе теории турбулентных пятен Эммонса:

$$\gamma = 1 - \exp \left[ -G_1 \frac{(X - X_H)^2}{U_e} \right], \quad (1)$$

$$\text{где } G_1 = \frac{3.507}{A^2} Re_{tr}^{-1.34} \frac{U_e^3 \rho_e^2}{\mu_e^2}; \quad A = 60 + 4.68 M_e^{1.92};$$

$X$  – текущая координата;  $X_H$  – координата начала перехода;  $G_1$  – скорость образования турбулентных пятен;  $Re_{tr}$  – число Рейнольдса в начале перехода.

Выражение (1) получено с учетом обобщения данных по переходу в аэродинамических трубах. При расчете температуры стенки головной части "Облака" в [5, 6] использованы летные данные о  $Re_{gr}$  в (1). На рис. 1 приведено сравнение расчетных и летных данных о  $T_w$  головной части "Облака" [4] по методике [5, 6] для одной из точек при  $X=0.4$  м и  $Re_{gr}=1.06 \cdot 10^7$ . Видно их хорошее согласование в условиях работающего двигателя РДТТ.

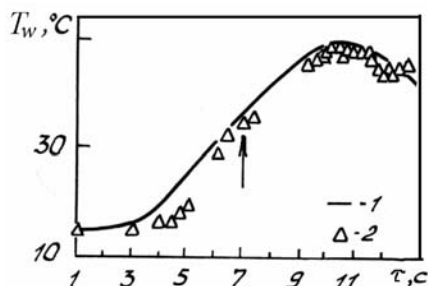


Рис. 1. Изменение температуры стенки  $T_w$  головной части "Облака" по времени полета при  $X=0,4$  м: 1 – расчет [5, 6]; 2 – летные данные [4]; ↑ – начало перехода

Аналогичные данные получены для других точек [6, 8].

В работе [9] предложен инвариантный критерий устойчивости сжимаемых ламинарных течений. Он является локальным и имеет следующий вид:

$$Re_{gr} = \max_y \left\{ \frac{\rho U'_y}{\mu \alpha^2} \right\}^{1/3}, \quad (2)$$

где в первом приближении  $\alpha = \max_{y=const} \left\{ \frac{U''_{yy}}{U'_y} \right\}$ .

Процедура определения  $U'_y, U''_{yy}$  и далее  $Re_{gr}$  по (2) с использованием интеграции численного метода расчета  $U(y)$  и летных данных о  $T_w$  в граничных условиях, сплайн-функций изложена в [10]. Для устойчивого ламинарного пограничного слоя на "Облаке"  $Re_{gr}^{max}=26.5$ , что согласуется с выводами [9].

На рис. 2 приведены количественные данные о  $Re_{gr}(y/\delta)$  в трех точках начала ламинарно-турбулентного перехода на "Облаке" [10].

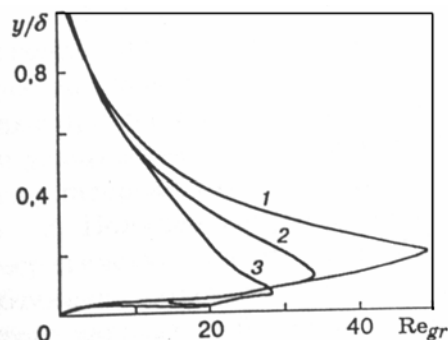


Рис. 2. Изменение  $Re_{gr}$  по высоте сверхзвукового пограничного слоя на "Облаке" в начале перехода: 1 —  $X=0.4$  м;  $M_e=1.45$ ; 2 —  $X=0.25$  м;  $M_e=1.56$ ; 3 —  $X=0.28$  м;  $M_e=1.65$

Видно, что  $Re_{gr}^{max}(y/\delta)=28-49$ , что связано с потерей устойчивости и с переходом.

## 2.2. Теплообмен на головной части ракетного аэрофизического комплекса типа М100 при наличии реламинаризации в условиях работающего двигателя РДТТ при $Re_{L,\infty} \leq 10^8$

В связи с проблемой масштабных эффектов в аэродинамике больших скоростей важное значение имеет исследование эффекта реламинаризации сверхзвуковых турбулентных пограничных слоев в летных условиях. Впервые данные о реламинаризации в летном эксперименте получены на ракете "Викинг"10 [1]. Число Рейнольдса в начале реламинаризации составляло  $Re_e=0.9 \cdot 10^6$ . В более сложных условиях полета и обтекания эффект реламинаризации исследован на ракетном аэрофизическом комплексе типа М100 с двухступенчатым двигателем РДТТ [4]. Головная часть М100 была оснащена электронной бортовой измерительной аппаратурой, телеметрией, датчиком угла атаки. На головной части М100 измерялись температура стенки и распределение статического давления на ней при  $Re_{L,\infty} \leq 0.8 \cdot 10^8$ ,  $M_\infty \leq 4.5$ ,  $\alpha \leq 32$  г [4]. Погрешность измерения температуры  $T_w$  термопарами не превышала 2%, а давления датчиками ДМИ – 3%. Аэродинамический нагрев на М100 был значительно интенсивнее, чем на "Викинге"10. Анализ изменения чисел Рейнольдса  $Re_{L,\infty}$  по времени, сравнение расчетных и летных данных о  $T_w$  позволили установить, что с момента старта до  $\tau \leq 14-15$  с формировался пристеночный турбулентный пограничный слой, а при  $\tau > 14-15$  с – квазиламинарный после наступления реламинаризации [8]. Расчетные и летные данные о  $T_w$  на головной части М100 приведены на рис. 3.

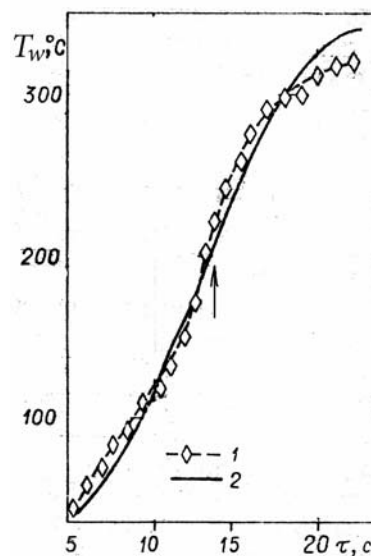


Рис. 3. Изменение температуры стенки  $T_w$  головной части М100 по времени полета при  $X=0,649$  м: 1 – летные данные [4]; 2 – расчет [8]; ↑ – начало реламинаризации

Числа Рейнольдса в начале реламинаризации для различных точек по длине головной части М100 составляли  $Re_e=(3-4) \cdot 10^6$  при работающих РДТТ.

Была поставлена задача получения количественных данных о  $Re_{gr}$  в виде (2) в области квазиламинарного пограничного слоя и в начале реламинаризации на головной части М100. Как и для объекта типа "Облако", на основе интеграции численного метода расчета и летных данных о  $T_w$  рассчитаны профили скорости  $U(y)$  и далее с использованием сплайн-функций определены  $U'_y, U''_{yy}$  и  $Re_{gr}$  из (2) [10]. Расчеты показали, что в зоне квазиламинарного обтекания после наступления реламинаризации  $Re_{gr}^{max}(y/\delta) < 30$ , что согласуется с [9]. В начале реламинаризации  $Re_{gr}^{max}(y/\delta) > 30$ . На рис. 4 представлены данные о  $Re_{gr}(y/\delta)$  в начале реламинаризации на М100.

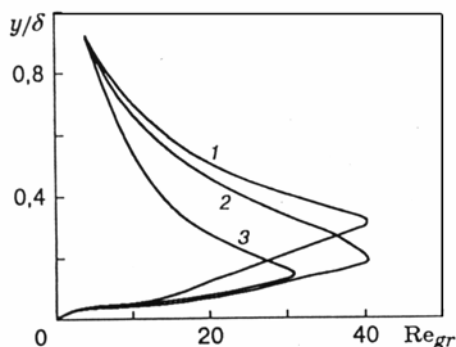


Рис. 4. Изменение  $Re_{gr}$  по высоте пограничного слоя на М100 в начале реламинаризации: 1 –  $X=0.49$  м,  $Me=3.5$ ; 2 –  $X=0.245$  м,  $Me=3.4$ ; 3 –  $X=0.139$  м,  $Me=3.3$

$$Re_{gr}^{max}(y/\delta) = 30.6-40 \text{ на рис. 4.}$$

Данные рис. 4 являются обобщением теоретических результатов [9] на летные условия.

### 2.3. Теплообмен в зонах отрыва сверхзвуковых пограничных слоев перед ступеньками на головных частях объектов типа М100 и "Облако"

При создании сверх- и гиперзвуковых объектов важное значение имеет надежная информация о теплообмене, о локальных пиках температуры и теплового потока в отрывных течениях. На головной части аэрофизического комплекса типа М100 получены летные данные о температуре стенки и ее локальном максимуме в области отрыва сверхзвукового турбулентного пограничного слоя перед ступенькой при нулевом угле атаки и работающем двигателе РДТТ для  $Re_{L,\infty} \leq 0.8 \cdot 10^8$ ,  $Ma_\infty \leq 4.0$  [11]. Ступенька высотой  $h=15$  мм располагалась на стальном цилиндрическом участке головной части толщиной 10 мм на расстоянии  $X=1.9$  м от носовой точки. Были проведены летные эксперименты как при наличии ступеньки  $h \leq \delta$ , так и при ее отсутствии. Температура

стенки измерялась хромель-алюмелевыми термопарами. На рис. 5 представлены летные данные о температуре стенки М100 в зоне отрыва турбулентного течения. Видны максимумы  $T_w$  вблизи ступеньки, обусловленные взаимодействием вихря в нижнем углу ступеньки и возвратно-циркуляционного течения. Относительная длина зоны отрыва составляла  $L/h \approx 4.67$ , что согласуется с измерениями в аэродинамических трубах.

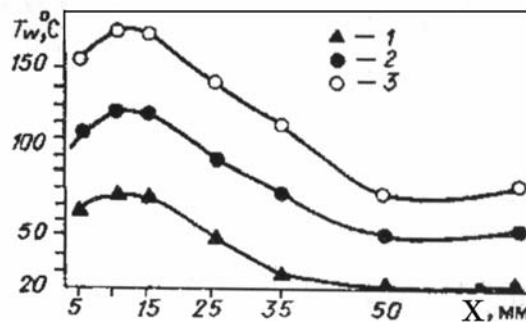


Рис. 5. Изменение температуры стенки  $T_w$  в зоне отрыва турбулентного потока на головной части М100: 1 –  $\tau=7c$ ; 2 –  $\tau=13c$ ; 3 –  $\tau=17c$ ; линии – осредненные кривые

В летных экспериментах при отсутствии ступеньки температура стенки в сходственных точках на длине  $\Delta X=70$  мм была постоянна, так как число Стантона  $St \sim Re_x^{-0.2}$ . Максимальное различие температуры стенки на линии присоединения потока вблизи ступеньки и в точке отрыва составляло  $145^\circ C$ . Координаты точек отрыва и присоединения турбулентного потока при измерении  $T_w$  слабо зависели от времени полета (рис. 5).

На головной части объекта типа "Облако" измерена температура стенки по длине зоны отрыва перед ступенькой  $h=6$  мм при  $Re_{L,\infty} \leq 2 \cdot 10^7$ ,  $Ma_\infty \leq 2.0$ ,  $a \leq 12$  г в условиях  $h \leq \delta$  [12]. На основе данных [8] с момента старта на "Облаке" реализовался отрыв потока в ламинарном состоянии, а присоединение потока происходило в переходном режиме после потери устойчивости в оторвавшемся слое. О таком механизме взаимодействия отрыва и перехода свидетельствует длина зоны отрыва  $L/h \approx 15$  [12]. На рис. 6 приведены летные данные о температуре стенки  $T_w$  по длине зоны отрыва. Виден четкий максимум  $T_w$  вблизи ступеньки.

В [12] приведены данные о локальных пиках теплового потока на линии присоединения отрывного течения. На рис. 7 представлены летные данные о локальном пике теплового потока (кривая 2) в зоне отрыва сверхзвукового пограничного слоя на головной части аэрофизического комплекса типа «Облако» при  $Re_{L,\infty} \leq 2 \cdot 10^7$ ,  $Ma_\infty \leq 2.0$ ,  $a < 12$  г при работающем одноступенчатом двигателе РДТТ.

Распределения теплового потока на рис. 7 получены на основе аппроксимации летных данных о температуре стенки по времени сглаживающим кубическим сплайном и метода тонкой стенки, справедливого в данном случае при  $Bi \leq 0.01$ .

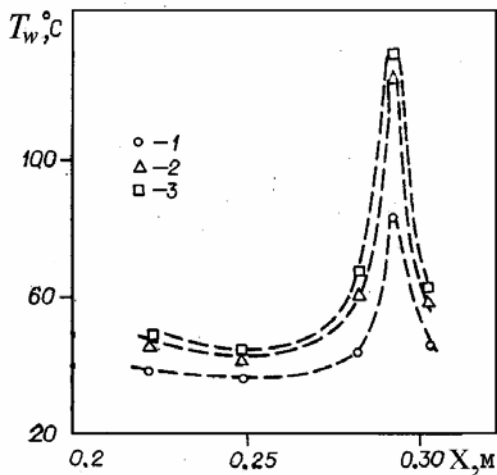


Рис. 6. Распределение температуры стенки  $T_w$  по длине зоны отрыва потока перед ступенькой на "Облаке": 1 –  $\tau=6.24$ с; 2 –  $\tau=7.8$ с; 3 –  $\tau=9.36$ с; линии – осредненные кривые

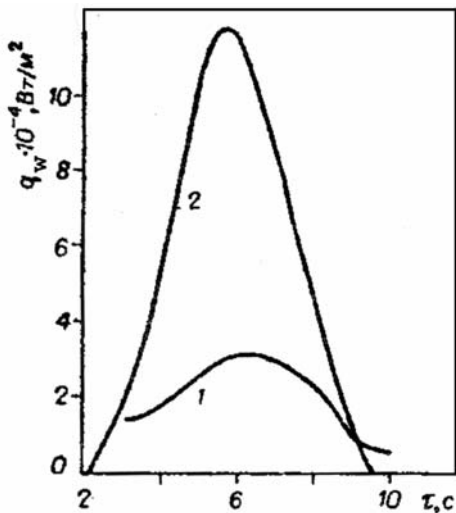


Рис. 7. Изменение теплового потока  $q_w$  к стенке по времени полета в зоне отрыва течения перед ступенькой на головной части объекта типа «Облако»: 1 –  $X = 0.282$  м; 2 –  $X=0.292$  м

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования в полете на аэрофизических ракетных комплексах типа М100 и "Облако" дают информацию о сложности явлений и тепловых процессов, сопровождающих ламинарно-турбулентный переход, отрывные течения, взаимодействие отрыва и перехода. Полученные результаты имеют самостоятельное научное и практическое значение, могут быть использованы при проектировании летных объектов.

Исследованные процессы невозможно моделировать в современных аэродинамических трубах, особенно при наличии работающего двигателя РДТТ, а полученные результаты вносят вклад в решения проблемы масштабных эффектов в аэродинамике больших скоростей, расширяют и углубляют физические представления об отрывных и переходных процессах.

## СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ

$T$  – температура, °С;  
 $U$  – скорость, м/с;  
 $\rho$  – плотность, кг·сек<sup>2</sup>/м<sup>4</sup>;  
 $\tau$  – время, с;  
 $\alpha$  – волновое число;  
 $M$  – число Маха;  
 $Re$  – число Рейнольдса;  
 $X$  – продольная координата, м;  
 $Y$  – вертикальная координата, м;  
 $\delta$  – толщина пограничного слоя и стенки, м;  
 $L$  – длина, м.  
 Индексы:  
 $e$  – параметры на внешней границе пограничного слоя;  
 $\infty$  – параметры набегающего потока;  
 $w$  – параметры на стенке.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Снодграсс Р.Б. Полетные испытания по определению аэродинамического нагрева и точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный на носовой конической части ракеты "Викинг"10 // ВРТ. 1957. № 1. С. 28–39.
2. Beckwith I.E., Bertram M.H. A survey of NASA Langley studies on high-speed transition on the quiet tunnel // NASA-TM-X-2566. 1972. P. 1–67.
3. Кендолл Дж. М. Экспериментальное исследование процесса перехода к турбулентному режиму в сверхзвуковых и гиперзвуковых пограничных слоях // РТК. 1975. Т. 13. № 3. С. 47–60.
4. Павлюченко А.М., Брагин О.А., Тютин А.А. Летные измерения температуры и давления на спасаемых головных частях метеорокетов типа М100 и "Облако" // Известия СО АН СССР. Серия технических наук. 1983. Вып. 1. № 3. С. 46–54.
5. Павлюченко А.М., Максимова Е.М. Численный метод обработки летного теплового эксперимента на метеорокете типа «Облако» с учетом теории турбулентных пятен Эммонса // Известия СО АН СССР. Серия технических наук. 1983. Вып. 2. № 8. С. 27–35.
6. Леонтьев А.И., Павлюченко А.М. К обобщению модели турбулентных пятен Эммонса для области ламинарно-турбулентного перехода при наличии тепло- и массообмена в летных и наземных условиях // Теплофизика и аэромеханика. 1997. Т. 4. №4. С. 353–368.
7. Чен К.К., Тайсон Н.А. Применение теории турбулентных пятен Эммонса к обтеканию затупленных тел // РТК. 1971. Т. 9. № 5. С. 63–68.
8. Pavluchenko A.M., Bragin O.A., Tyutin A.A., Popkov A.N. Laminar-Turbulent Transition, relaminarization, separated flows, interaction of transition and separation on rocket nose cones of two types in a trajectory flight at  $Re_{L,\infty} \leq 10^8$ ,  $M_\infty \leq 4.5$ ,  $a \leq 32g$  // Proc. of the Conf. Meth. Aerophys. Research. Novosibirsk. Pt. III. 1998. P. 213–218.
9. Яненко Н.Н., Гапонов С.А. Инвариантные критерии устойчивости течений сжимаемой жидкости // Доклады АН СССР. 1981. Т. 259. № 5. С. 1056–1059.
10. Гапонов С.А., Павлюченко А.М., Попков А.Н. Эффективность инвариантного градиентного критерия устойчивости для натуральных условий обтекания тел в зонах начала перехода и реламинаризации // ПМТФ. 1999. Т. 40. № 1. С. 89–100.
11. Павлюченко А.М., Брагин О.А., Тучков Г.А. Аэрофизические эксперименты на метеорокете типа М100 в условиях отрыва турбулентного пограничного слоя перед ступенькой // Известия СО АН СССР. Серия технических наук. 1987. Вып. 2. № 7. С. 71–79.
12. Павлюченко А.М., Тютин А.А., Кораблев А.В. Теплообмен на метеорокете типа «Облако» при наличии отрыва пограничного слоя // Известия СО АН СССР. Серия технических наук. 1984. Вып. 1. № 4. С. 52–64.