

УДК 533.6.011.55 + 532.526.3

© 1993 г. В. А. КИРИЛЛОВЫХ, В. М. НИКОЛАЕВ

РЕЖИМ ГИПЕРЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ТЕЛА
И ОПТИЧЕСКОЕ СВЕЧЕНИЕ ПРИ ПОЛЕТЕ В АТМОСФЕРЕ

Сообщается о возможности определения момента перехода ламинарного течения в турбулентное в реальных условиях гиперзвукового полета тела в атмосфере Земли на основе анализа закономерностей его свечения в зависимости от высоты полета. Предлагается простой алгоритм определения момента турбулизации обтекания по значению превышения местного турбулентного теплового потока над ламинарным.

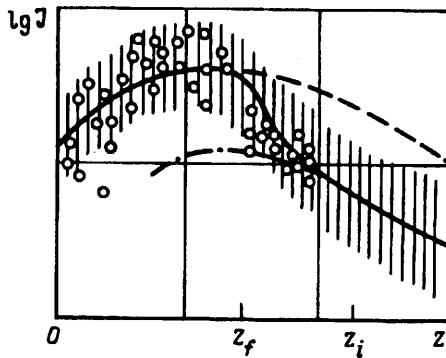
Теория перехода ламинарного течения в турбулентное в значительной мере основывается на экспериментальных данных, которые в основном получены на стендах в ограниченных диапазонах чисел Рейнольдса и Маха набегающего потока. Поэтому представляют интерес экспериментальные данные, соответствующие реальным условиям полета гиперзвукового тела в атмосфере Земли. Здесь в первую очередь следует указать на исследование режима обтекания слабо затупленного конуса с углом полурасщепления 5°, летящего со скоростью $v_\infty = 4,5 - 2$ км/с на высоте 30—18 км [1, 2]. В этой работе режим обтекания (ламинарный или турбулентный) определялся по изменению температуры поверхности во времени либо по распределению теплового потока. В качестве датчика температуры (теплового потока) использовалась берилииевая полоска с заданными в нее термопарами.

Однако при использовании датчиков, установленных на поверхности тела, остается открытый вопрос об их возможном влиянии на режим обтекания. Поэтому представляет интерес определение момента перехода ламинарного обтекания в турбулентное на основе анализа физических процессов, сопровождающих взаимодействие тела с набегающим гиперзвуковым потоком.

Как известно (см., например, [3, 4]), при полете с гиперзвуковой скоростью в атмосфере возникают высокотемпературные области, которые являются источниками электромагнитного, прежде всего оптического, излучения: ударный слой, пограничный слой и спутный след с продуктами абляции поверхности, поверхность тела. Изменение режима обтекания с ламинарного на турбулентный приводит к изменению температурного режима поверхности тела, параметров пограничного слоя и спутного течения. Это отражается на свечении тела и плазменных образований вблизи него. На это указывалось еще в работе [5], в которой возрастание свечения метеора в результате изменения режима его обтекания использовалось при определении размера этого метеора по априорному значению числа Рейнольдса перехода и условиям набегающего потока в момент возрастания свечения ($v_\infty = 14,8$ км/с, $H = 51$ км).

Таким образом, на основе анализа свечения тела в зависимости от высоты полета представляется возможной оценка характера режима его обтекания и определения момента турбулизации течения в натурных условиях бесконтактным оптическим методом. Тем самым исключаются необходимость установки датчиков на поверхность тела (или другой телеметрической аппаратуры) и их обратное влияние на начало перехода, что само по себе является важным моментом адекватности полученных данных условиям обтекания.

В качестве примера такого анализа режима обтекания на фигуре точками показаны результаты серии измерений силы оптического излучения J (в условных единицах) летящего с гиперзвуковой скоростью в атмосфере слабо затупленного конуса в зависимости от высоты полета z . Скорость полета 6,7 км/с, угол наклона траектории 25°. Для сравнения приводятся расчетные данные, полученные в предположении, что источниками излучения являются поверхность тела и плазменные образования, возникающие в результате возмущения набегающей атмосферы. Вычисления проведены в соответствии с рекомендациями [4, 6, 7]. Сплошная кривая и заштрихованная область представляют собой математическое ожидание и доверительный интервал силы излучения с учетом наличия



некоторой зоны перемежающейся турбулентности (переходной зоны), алгоритм определения которой излагается ниже. Штриховая кривая соответствует предельному случаю турбулентного обтекания, т. е. отсутствию переходной зоны. Штрихпунктирной кривой показано расчетное значение излучения в предположении сохранения ламинарного режима обтекания. Высоты начала и завершения турбулизации обтекания идентифицируются как z_i и z_f соответственно.

Из сравнения экспериментальных и расчетных данных следует, что режим обтекания (ламинарный или турбулентный) значительно (до нескольких раз) влияет на свечение слабо затупленного конуса, что можно зарегистрировать оптической аппаратурой. По сообщению [5], для тупых тел изменение режима обтекания приводит к увеличению свечения на порядки величин.

Важным моментом при интерпретации приведенных экспериментальных данных является критерий перехода ламинарного обтекания в турбулентное. Известен критерий, в основе которого лежат значения местного критического числа Рейнольдса начала и конца перехода по толщине потери импульса (энергии) [8, 9]. В настоящих вычислениях использован другой подход. Поскольку значение теплового потока коррелирует с толщиной потери импульса (энергии) пограничного слоя, то в качестве определяющего параметра в данной работе принято отношение $m = q_i/q_f$, где q_i, q_f — местные значения турбулентного и ламинарного тепловых потоков соответственно.

Значение параметра m при полете по баллистической траектории в атмосфере носит нарастающий характер. При этом режим обтекания и переходная зона описываются следующим образом. До момента достижения m значения N_i течение остается ламинарным. При $m \geq N_i$ — течение турбулентное. Переходная зона соответствует условию $N_i \leq m \leq N_f$. Теплообмен в переходной зоне оценивается с помощью логарифмической интерполяции между значениями q_i и q_f .

$$q = \exp\{\ln q_e + (m - N_i) \ln m / (N_f - N_i)\}$$

Численные значения N_i и N_f начала и конца переходной зоны для конического тела с нулевым углом атаки получены на основе анализа имеющихся экспериментальных данных [2, 10—13] в виде зависимости от числа Маха набегающего потока M_∞

$$N_i = 2,8 \exp(0,04 M_\infty), \quad N_f = 3,7 \exp(0,04 M_\infty)$$

Достоверность предложенного алгоритма определения момента турбулизации качественно подтверждается приведенным на фигуре сравнением экспериментальных и расчетных данных.

Авторы выражают благодарность А. Н. Краснокутской за проведение вычислений с использованием ЭВМ, а также Ю. А. Епишкину, В. М. Шманенкову и Г. Е. Старченко за обсуждение проблемы перехода, которое стимулировало написание этой работы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Райт, Зоби. Сравнение тепловых методов определения перехода в пограничном слое в условиях полета // Ракетная техника и космонавтика. 1977. Т. 15. № 11. С. 10—11.
2. Wraight R. L., Zoby E. V. Flight boundary layer transition measurements on a slender cone at Mach 20 // AJAA Pap. 1977. № 77—719. 10 р.
3. Мартин Дж. Вход в атмосферу. Введение в теорию и практику. М.: Мир, 1969. 320 с.

4. Абдуевский В. С., Галицкий Б. М., Глебов Г. А. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. М.: Машиностроение, 1975. 623 с.
5. Li F., Bartky C. B., Wager R. W., Gordon E. Determination of the Size of a large meteor//AJAA Pap. 1975. № 75—200. 4 р.
6. Коньков А. А., Нейланд В. Я., Николаев В. М., Пластишин Ю. А. Проблемы лучистого теплообмена в гиперзвуковой аэродинамике//Теплофиз. высоких температур. 1969. Т. 7. № 1. С. 140—164.
7. Каменищков В. А., Пластишин Ю. А., Николаев В. М., Новицкий Л. А. Радиационные свойства газов при высоких температурах. М.: Машиностроение, 1971. 440 с.
8. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974. 711 с.
9. Сафиуллин Р. А. Теплообмен в области перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный//Изв. АН СССР. МЖГ. 1971. № 6. С. 92—96.
10. Санатор, Де Карло, Торилло. Экспериментальные данные по переходу пограничного слоя при гиперзвуковых скоростях на тонком конусе с оклажденной стенкой//Ракетная техника и космонавтика. 1965. Т. 3. № 4. С. 229—231.
11. Уитфильд, Яннуччи. Эксперименты по определению влияния шероховатости на переход пограничного слоя на конусе при числах Маха от 14 до 16//Ракетная техника и космонавтика. 1969. Т. 7. № 3. С. 98—106.
12. Фишер. Переход гиперзвукового пограничного слоя на обтекающих и необтекающих конусах//Ракетная техника и космонавтика. 1969. Т. 7. № 10. С. 257—258.
13. Дикристина. Переход трехмерного ламинарного пограничного слоя на остром конусе с полууглом раствора 8° в потоке с $M = 10$ //Ракетная техника и космонавтика. 1970. Т. 8. № 5. С. 107—113.

Москва

Поступила в редакцию
22.V.1992