

**Асимптотические подходы к решению уравнений гиперзвукового пограничного слоя на тонком крыле****Научный руководитель – Дудин Георгий Николаевич*****Ледовский Алексей Вячеславович****Аспирант*

Московский физико-технический институт, Москва, Россия

*E-mail: avledovsky@gmail.com*

Теоретические исследования течения в гиперзвуковом трехмерном пограничном слое на режиме сильного вязко-невязкого взаимодействия были впервые выполнены в работе [1], в которой была показана возможность приведения задачи к автомодельной (зависимость только от двух переменных). В работах [2, 3] показана возможность существования нескольких решений уравнений пограничного слоя на тонких крыльях при заданных граничных условиях, а также наличие произвольных констант в решении. В [4] выполнены исследования течения вблизи плоскости симметрии треугольного крыла на режиме сильного взаимодействия с помощью асимптотических разложений и показана неединственность решения краевой задачи.

Течение в гиперзвуковом пограничном слое на плоских крыльях с кромками обратной стреловидности рассматривалось в работах [5-6]. В отличие от треугольных крыльев на крыльях с обратной стреловидностью в плоскости симметрии наблюдается растекание потока с пониженным давлением и уменьшением толщины пограничного слоя [5]. Настоящая работа является продолжением исследований, начатых в работе [6]. В настоящей работе с использованием цилиндрической системы координат построены асимптотические разложения на кромках плоского крыла с обратной стреловидностью и получены соответствующие решения с помощью численных методов. Впервые построены асимптотические решения методом сращивания разложений от кромки до плоскости симметрии для крыльев с передними кромками обратной стреловидности.

В данной работе функции течения раскладываются по степеням угловой координаты вблизи плоскости симметрии и около передних кромок. Это позволяет преобразовать полные уравнения пограничного слоя в несколько систем обыкновенных дифференциальных уравнений разной степени приближения. В полученные системы входят ряд неизвестных констант, которые определяются методом сращиваемых асимптотических разложений. Получив коэффициенты разложения, можно выписать аналитическую формулу для функций течения (скорости, давления, температуры, плотности) в пограничном слое. Сравнение полученных решений с полными уравнениями показывает хорошую точность - относительное отличие распределения индуцированного давления на поверхности крыла не превышает 5% для разложений второго порядка точности.

**Источники и литература**

- 1) Ладыженский М.Д. О пространственном гиперзвуковом течении около тонких крыльев // Прикладная математика и механика. 1964. Т. 28. Вып. 5. С. 835–844.
- 2) Brown S.N., Stewartson K. A non-uniqueness of the hypersonic boundary layer // Q. J. Mech. Appl. Math. 1975. V. XXVIII, Pt. 1. P. 75-90.
- 3) Козлова И.Г., Михайлов В.В. О сильном вязком взаимодействии на треугольном и скользящем крыльях // Известия АН СССР. МЖГ. 1970. № 6. С. 94–99

- 4) Дудин Г.Н., Нгуен Ф.Х. Обтекание треугольного крыла на режиме сильного вязко-невязкого взаимодействия // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2015. № 4. С. 68-82.
- 5) Дудин Г.Н., Ледовский А.В. Течение в окрестности точки излома передней кромки тонкого крыла на режиме сильного взаимодействия // Учёные записки ЦАГИ. 2011. Т. XLII, № 2, С. 11–25.
- 6) Дудин Г.Н., Ледовский А.В. Особенности течения в гиперзвуковом пограничном слое в окрестности плоскости симметрии плоского крыла с изломом по передней кромке // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2019. № 4. С. 33-41.