

Effect of Viscosity on Lander Oscillations

A.V. Panasenko

*Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences,
Moscow, 119526, Russia*

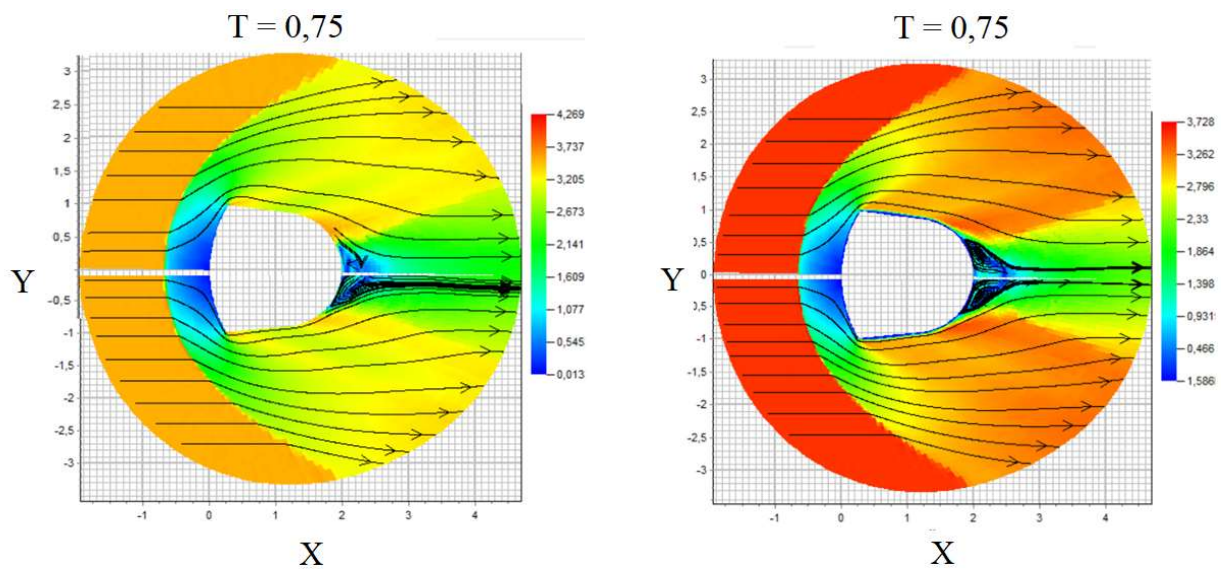
akpanas@mail.ru

Abstract

The results of preliminary calculations of non-stationary gas flow during the oscillatory movement of the lander at its circular frequency of 2 oscillations per second with the angle of maximum deviation of the symmetry axis from the initial position to one degree in the presence and absence of viscosity effects are presented.

Keywords: non-stationary gas flows, lander.

The figure shows the results fluctuations of the lander calculation as part of the Euler and Navier – Stokes equation model at $Re = 106$, $Pr = 0.75$, $M = 3$ as a current line near its surface, which correspond to its position at the time point at $t = 0.75 T$. Current lines on the left side of the pattern correspond fluctuations of the lander in the absence of viscosity, and on the right side - to its presence. From the view of the current line patterns, it can be seen that the presence of viscosity leads to a slowdown in the position of the vortex region at the rear of the lander compared to the case of its absence.



Current lines near the surface of the lander

УДК 533.6.011

Влияние вязкости на колебания спускаемого аппарата

А.В. Панасенко

*Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН,
Россия, Москва, 119526, пр-т Вернадского, д.101, корп.1*

akpanas@mail.ru

Аннотация

Приведены результаты предварительных расчетов нестационарного течения газа при колебательном движении спускаемого аппарата типа «Союз» при круговой частоте 2 колебания в секунду с углом максимального отклонения его оси симметрии от первоначального положения до 1° при наличии и отсутствии эффектов вязкости.

Ключевые слова: нестационарные течения газа, спускаемый аппарат

1. Введение

В экспериментальной аэродинамике к настоящему времени накоплен солидный опыт в изучении стационарных аэродинамических характеристик летательных аппаратов различной формы [1–3]. В то же время экспериментальное исследование нестационарных аэродинамических характеристик сопряжено с рядом трудностей. При полете в плотных слоях атмосферы летательных аппаратов под воздействием возмущающих факторов формируется их колебательная форма движения относительно центра масс [4]. Основные работы, посвященные численному определению нестационарных аэродинамических характеристик летательных аппаратов путем математического моделирования их колебательных движений, были выполнены в период после 2000 года [5–9] с использованием модели уравнений Эйлера.

В настоящей работе представлены результаты численного моделирования колебательного характера движения спускаемого аппарата (СА) типа «Союз». Приведены результаты нестационарного течения газа в зависимости от изменяющегося во времени угла атаки при наличии и отсутствии в расчете вязкости. Расчеты проведены в неподвижной инерциальной системе координат в рамках уравнений Навье – Стокса с пересчетом расчетных сеток на каждом временном шаге при изменении координат поверхности СА.

2. Постановка задачи и методы расчета

Расчет течения газовой среды возле тела, которое совершает сложное движение в пространстве, может производиться с помощью разных подходов. Одним из таких подходов является использование системы координат, связанной с телом. При этом в уравнения движения необходимо вводить силу инерции и систему уравнений записывать в неинерциальной системе координат, например, [10].

В настоящей работе используется другой подход, основанный на рассмотрении меняющегося со временем в пространстве положением СА и течения газовой среды в инерциальной системе координат, которая не совершает колебательного движения, с использованием перестраиваемых расчетных сеток.

СА начинает колебательное движение относительно неподвижной системы координат. Закон колебаний СА имеет вид $\alpha = \sin Bt$. Соответственно угловая скорость вращения $\varpi = \alpha B \cos Bt$. Здесь B – угловая частота, $B = 2\pi\nu$, где ν – частота колебаний тела в герцах.

В соответствии с указанным законом колебаний, координаты точек поверхности СА изменяются во времени в неподвижной системе координат следующим образом:

$$\begin{aligned}x_t &= (x_0 - X_c) \cos \varpi + (y_0 - Y_c) \sin \varpi + X_c, \\y_t &= -(x_0 - X_c) \sin \varpi + (y_0 - Y_c) \cos \varpi + Y_c, \\z_t &= z_0,\end{aligned}$$

где x_0, y_0, z_0 – координаты точек на поверхности тела в начальный момент времени; x_t, y_t, z_t – координаты тех же точек на момент времени $t \neq 0$ и $X_c = 0.3, Y_c = 0$ – декартовы координаты центра вращения тела.

Система уравнений Навье – Стокса, описывающая нестационарные течения вязкого теплопроводного газа, записана в декартовой прямоугольной системе координат в интегральной форме [11].

Расчеты проведены на основе модифицированной разностной схемы типа МакКормака [12], учет вязких членов в которой рассчитывался с помощью разложения в ряд Тейлора на границах расчетной ячейки. Модификация разностной схемы заключалась в последовательном применении на шаге интегрирования ее шаблона в прямом и зеркальном отображении с соответствующей переписью ее формул. Такая модификация позволяет построить более симметричный по результатам интегрирования шаблон разностной схемы. Дополнительная монотонизация решения обеспечивалась введением оператора сглаживания

$$f_i^* = f_i^* + \frac{1}{\Delta\Omega_i} (\Phi_{i+1/2} - \Phi_{i-1/2}), \quad \Phi_i = \begin{cases} \Phi_{i+1/2}, & \text{если } [\delta p_{i+1/2} \delta p_{i-1/2} \cup \delta p_{i+1/2} \delta p_{i+3/2}], \\ 0 & \text{в противном случае;} \end{cases}$$

$$\Phi_{i+1/2} = \delta f_{i+1/2}^n \cdot \psi(\Delta\Omega_i, \Delta\Omega_{i+1}), \quad \delta f_{i+1/2} = f_{i+1} - f_i, \quad \psi(a, b) = \frac{2}{(1/\Delta\Omega_i) + (1/\Delta\Omega_{i+1})},$$

где f – значение параметра в ячейке; Ω – объем ячейки.

В качестве начальных условий задавались параметры невозмущенного потока.

В качестве граничных условий при расчете с учетом вязкости задавались на поверхности СА условия прилипания газа к твердой поверхности с учетом скорости ее движения, температуры поверхности. На внешней границе расчетной сетки поддерживались условия, отслеживающие начальные данные и характер возникающего течения газа. При расчетах при отсутствии вязкости на поверхности СА задавалась скорость ее возмущенного движения.

3. Результаты расчетов

В качестве тестового примера было рассмотрено обтекание сферы при числе Маха $M = 5$.

по данным [13]

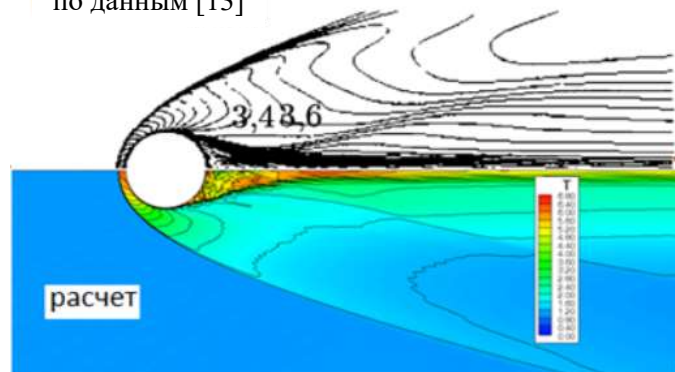


Рис. 1. Поле температур

В сравнении с [13] внимание в расчете было уделено получению соответствия картины течения в отрывной зоне при ламинарном режиме течения с числом Рейнольдса, равным $Re = 10^6$, показанном на рис. 1. В донной части видна область отрыва потока, хорошо соответствующая данным из [13]. В целом соответствие расчетных и экспериментальных данных удовлетворительное.

Использованная в расчетах геометрия расчетной сетки строилась с помощью одноблочных структурированных гексаэдральных ячеек. На рис. 2 показана типовая расчетная сетка, которая имеет сгущение в направлении границы тела с обеспечением расчета пограничного слоя при $Re = 10^6$.

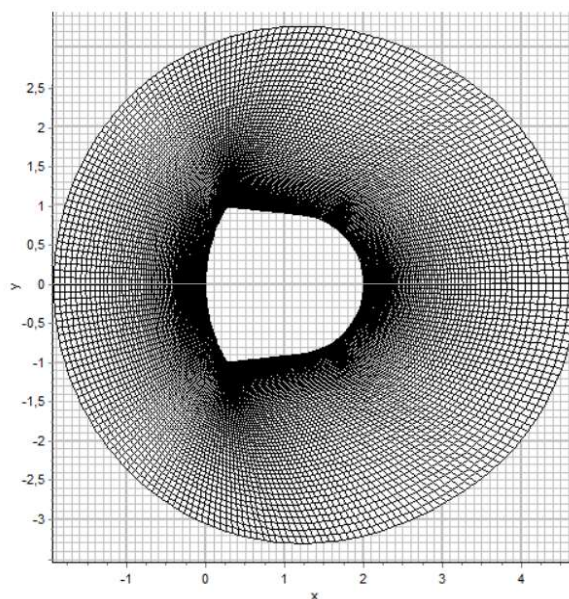


Рис. 2. Расчетная сетка около СА

На рис. 3 приведены линии тока перед началом колебаний СА.

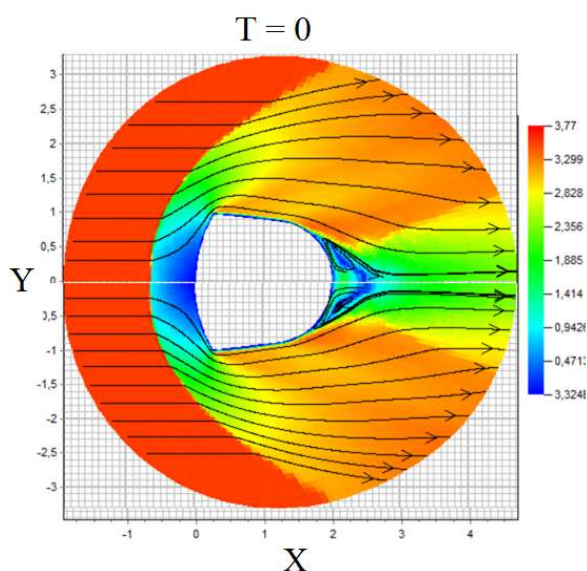


Рис. 3. Линии тока при начальном положении СА

На рис. 4 приведены результаты расчета колебаний СА в рамках модели уравнений Эйлера (а) и Навье – Стокса (б) при $Re = 10^6$, $Pr = 0.75$, $M = 3$ в виде линии тока около поверхности СА, соответствующие периоду его колебаний.

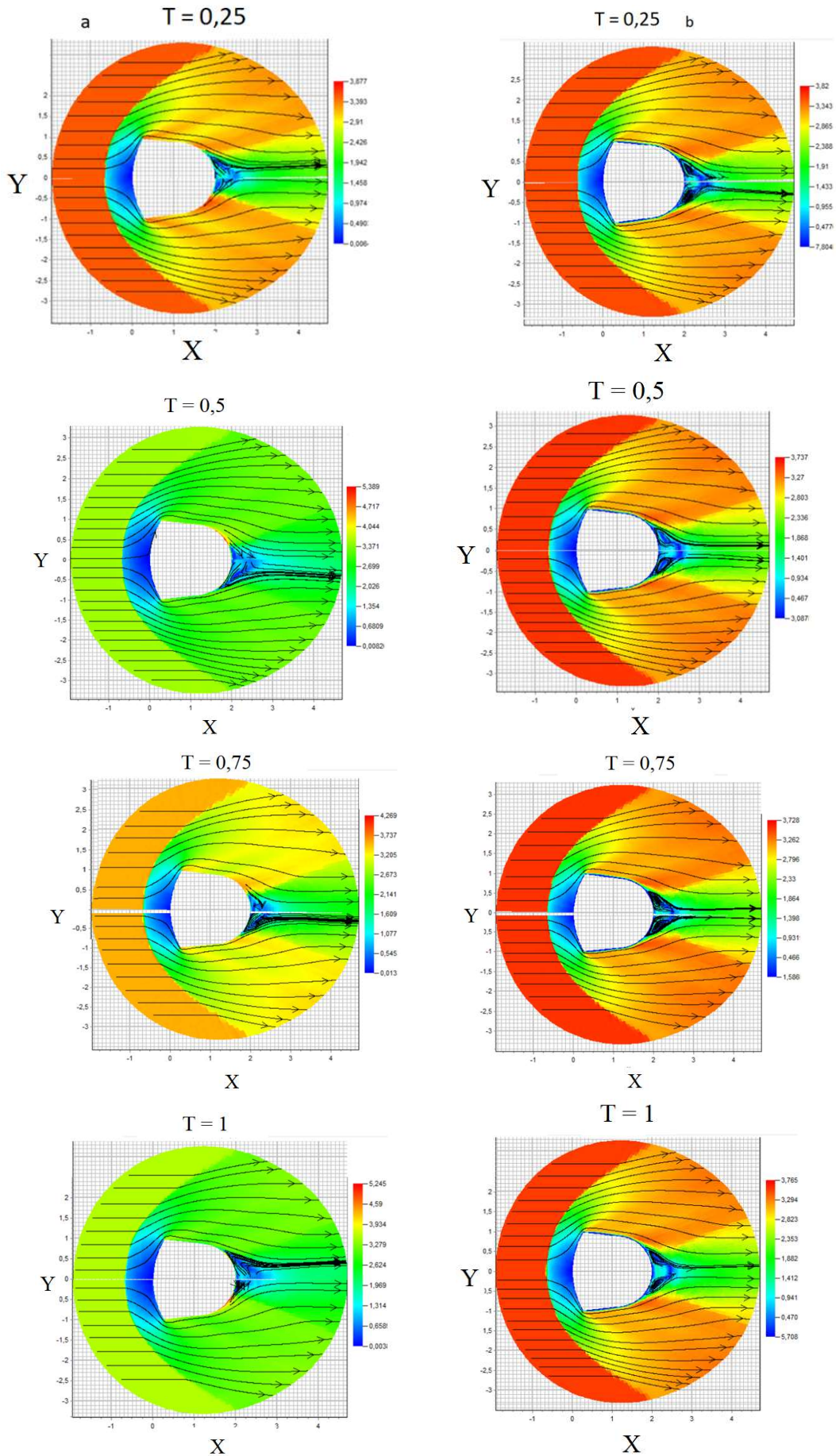


Рис. 4. Линии тока около поверхности СА

4. Заключение

Результаты предварительных расчетов колебаний СА с частотой 2 колебания в секунду с амплитудой в 1° при $M_\infty = 3$ показали, что при изменении положения спускаемого аппарата относительно оси ОХ меняется положение вихрей в отрывной зоне, приводящих к изменению демпфирующих характеристик СА при наличии вязкости по отношению к ее отсутствию.

Работа выполнена в обеспечение требований гранта РФФИ №19-08-00156/19 а, с выполнением расчетов на суперкомпьютере МСЦ РАН. Автор благодарит профессора Ю.М. Липницкого за обсуждение результатов работы и ценных указаний по ее выполнению.

Литература

1. Макеич Г.С., Харченко Н.А., Крюков И.А. Расчет аэродинамики и динамики полета спускаемого летательного аппарата EXPERT // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2017. Т.18 вып. 2. <http://chemphys.edu.ru/issues/2017-18-2/articles/738/>
2. Кузенов В.В., Дикалюк А.С. Реализация приближенного метода расчета конвективного теплообмена вблизи поверхности ГЛА сложной геометрической формы // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2017. Т.18, вып. 2. <http://chemphys.edu.ru/issues/2017-18-2/articles/689/>
3. Сильвестров П.В., Суржиков С.Т. Расчет аэротермодинамики высокоскоростного летательного аппарата Х-43 с использованием компьютерных кодов UST3D и UST3D-AUSMPW // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2019. Т. 20, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2019-20-4/articles/865/>
4. Липницкий Ю.М., Красильников А.В., Покровский А.Н., Шманенков В.Н. Нестационарная аэродинамика баллистического полета, М., Физматлит, 2003.
5. Липницкий Ю.М., Михалин В.А., Родионов А.В. Определение нестационарных аэродинамических характеристик колеблющихся обтекателей ракет-носителей // Космонавтика и ракетостроение. 2002. № 2. С. 16–23.
6. Дядькин А.А., Еремин В.В., Липницкий Ю.М., Михалин В.А., Строилов А.В. Об определении нестационарных аэродинамических характеристик сегментально-конических тел большой длины. Материалы XVIII международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС-2013), 22–31 мая 2013 г., Алушта, Крым.
7. Ганиев Ю.Х., Горбушина Н.А., Еремин В.В., Казаков М.Н., Козловский В.А., Лихачёва Е.С., Михалин В.А., Строилов А.В. «Некоторые особенности аэродинамики спускаемого космического аппарата капсульного типа», «Космонавтика и ракетостроение», 2017, 6 (99), С. 104–115.
8. Еремин В.В., Михалин В.А., Стекениус К.А., Строилов А.В. Исследование статических и динамических аэродинамических характеристик спускаемых аппаратов в виде затупленных конусов большого угла полураствора. Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского, № 4. Часть 3 - Н. Новгород: Изд-во ННГУ им. Н.И. Лобачевского, 2011, С. 759–761.
9. Еремин В.В., Козлов С.С., Липницкий Ю.М., Михалин В.А., Строилов А.В. К исследованию нестационарных аэродинамических характеристик движущихся сегментально-конических тел. Материалы 9 международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ'- 2012), 25–31 мая 2012 г., Алушта - М.: Изд. МАИ, 2012, С. 167–169.
10. Ivanov I.E., Kryukov I.A., Study on gas-dynamic effects in nozzles during their oscillating motion // AIP Conference Proceedings, 2019, 2181(1), 020026.
11. Андерсон Д., Таннехилл Дж., Плетчер Р. Вычислительная гидромеханика и теплообмен: Мир. М. Т. 1, 2. 1990.
12. Mac-Cormack R.W. The effect of viscosity in hypervelocity impact cratering // AIAA Paper. 1969. Pp. 69 – 354.

13. Башкин В.А., Егоров И.В. Численное моделирование динамики вязкого совершенного газа. – М. ФИЗМАТЛИТ. 2012. 372 с.

Статья поступила в редакцию 10 февраля 2020 г.