

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ВЛИЯНИЕ КРИТЕРИАЛЬНЫХ ЧИСЕЛ НА СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ
НА ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ В ВЫСОКОЭНТАЛЬПИЙНОМ ПОТОКЕ*Гусев Сергей Владимирович**аспирант, Московский технологический университет (МИРЭА),
107996, РФ, Москва, ул. Стромынка, 20
E-mail: Gusev.Ser.V@yandex.ru*THE IMPACT OF CRITERION NUMBERS ON THE FORCES AFFECTING
ON THE AIRCRAFT IN THE HIGH-ENTHALPY FLOW*Sergey Gusev**postgraduate student, Moscow Technological University (MIREA),
107996, Russia, Moscow, Stromynka Street, 20*

АННОТАЦИЯ

Использование различных программных пакетов для численного моделирования полета летательного аппарата (ЛА) на сегодняшний день требует достаточно больших временных и денежных затрат. Сам расчет для одного летательного аппарата под разными углами атаки на разных высотах и скоростях полета позволяет определить интересующие исследователя аэродинамические характеристики, которые помогают выбрать оптимальную траекторию полета, но при этом построение сетки, настройка условий расчета, численной схемы и сам расчет могут занимать много времени. Также на время расчета может значительно повлиять размер сетки, на базе которой основывается расчет. Однако если целью расчета является определение сил, действующих на аппарат, то зачастую необходимые параметры можно вывести из значения скоростного напора. Цель данной работы заключалась в том, чтобы определить принципиальную возможность и условия использования данного метода в практической деятельности.

В данной работе сравниваются результаты двух способов расчета сил, действующих на летательные аппараты на числе Маха 6 с различной высотой полета. В первом случае расчет производился методом численного моделирования с учетом влияния вязких сил с помощью программного пакета для численного моделирования, а во втором случае результат выводился из формулы определения скоростного напора. Полученные данные говорят о том, что корректные результаты расчетов можно получить только при условии учета вязких сил.

ABSTRACT

Tomorrow the using of different types of program software for numeral modeling of aircraft flight will add time and costs for this task. The calculation for one aircraft at the different altitude with different angles of attack and speeds of flight helps to define interesting for researcher aerodynamic characteristics that allow to choose the optimal trajectory of flight. But the construction of mesh, adjustment of calculation conditions for numeral scheme and the process of calculation can add time expenditures. Also calculation time can vary from size of mesh. However if the purpose of calculation is determination of the forces affecting on the aircraft it means that some necessary parameters can be get from the value of the ram-air flow. So the aim of this article is the determination of opportunity and conditions for using this method in the practical activity.

In the article author presents the comparison of results from two methods of calculation the forces that having influence on the aircraft of Mach 6 with different height of flight. In the first case the calculation was done with the method of numeral modeling by the special software package with taking into consideration the influence of viscous forces. In the second case the result was getting from the formula of ram-air flow. The results say that the correct data can be getting only with taking into consideration the viscous forces.

Ключевые слова: летательный аппарат, критериальные числа, число Рейнольдса, численное моделирование, стандартная атмосфера.

Keywords: aircraft, criterion numbers, Reynolds number, numeral modeling, normal air.

В рамках этой работы численное исследование влияния критериального числа Рейнольдса на ЛА

было проведено с помощью двух разных методов. Данные, полученные из формулы скоростного

напора, сравнивались с результатами численного моделирования, выданными специализированным программным пакетом ANSYS Fluent (число Маха и угол атаки ЛА в обоих расчетах были одинаковыми).

В рамках этой работы в качестве ЛА был использован планирующий бездвигательный ЛА, представленный на рис. 1. В качестве постоянных граничных

условий было выбрано полётное число Маха 6 и угол атаки 6° , в качестве изменяемых - высота полета, задаваемая набегающим давлением и температурой, выбранными по ГОСТ 4401-81 - Атмосфера стандартная [1].

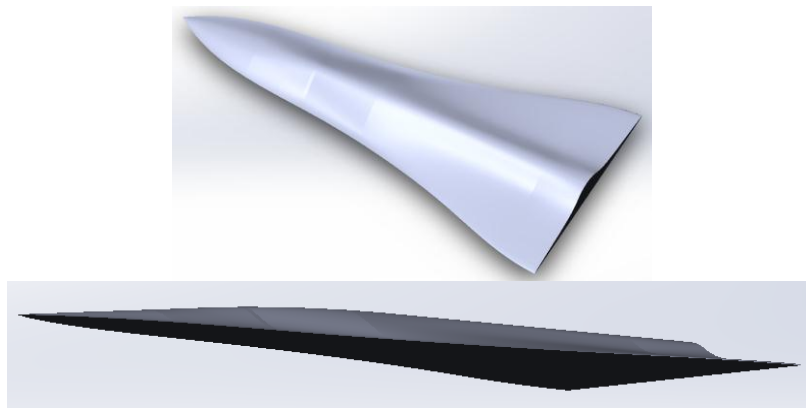


Рисунок 1. Вид летательного аппарата

Расчеты проводились в программном пакете ANSYS Fluent на общей сетке в стационарной постановке до полной сходимости (см. рис. 2.). Использовался конечно-разностный численный метод для расчета стационарных и нестационарных 3D течений вязкого турбулентного газа. Методика расчета в программе была основана на численном решении методом конечных объемов нестационарных уравнений сохранения массы, импульса, энергии и других скалярных величин, записанных в интегральной форме.

Использовалась неявная схема второго порядка точности, расчет потоков на границах ячеек проводился по схеме AUSM. Для моделирования турбулентной вязкости применялась однопараметрическая полуэмпирическая дифференциальная модель Spalart-Allmaras, часто используемая для описания течения внешней аэродинамики на втором порядке точности. Размер сетки позволил качественно описать течения в пристеночной части ЛА, при этом значение коэффициента $Y^+ < 1$.

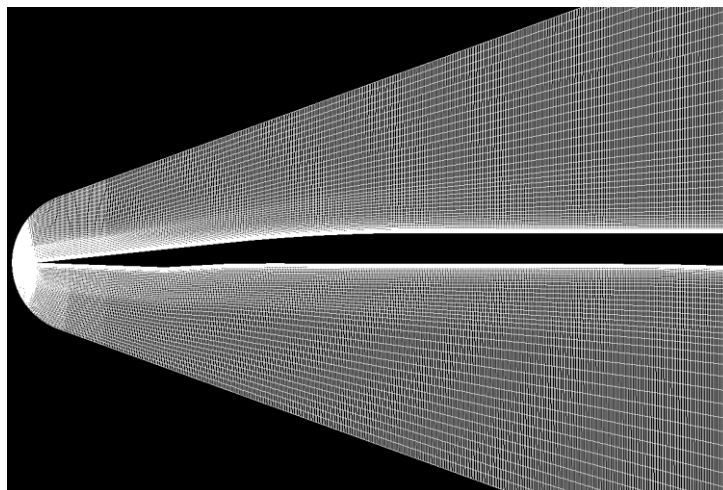


Рисунок 2. Расчетная сетка

Результаты полученного численного моделирования показали, что с повышением высоты качество ЛА снижается, при этом данная зависимость не носит линейный характер (см. рис. 3). Это же можно увидеть из лобового сопротивления и подъемной силы аппарата (см. рис. 4).

Проведем сравнение результатов двух способов расчета в процентном соотношении для лобового сопротивления (F_x) и подъемной силы (F_y) (см. рис. 5).

В качестве расчетного значения взято соотношение скоростных напоров интересующих высот к скоростному напору на высоте 30 километров.

Высокая разница на краях графиков объясняется сильной разницей чисел Рейнольдса на этих высотах (см. рис. 6).

Число Рейнольдса на высоте h определяется следующим образом:

$$Re = \frac{\rho * (M * c) * L}{\eta} \quad (1)$$

Здесь: ρ – плотность воздуха на высоте h ; M – Число Маха; c – скорость звука на высоте h ; L - длина аппарата, применяемая в расчет; η – динамическая вязкость на высоте h .

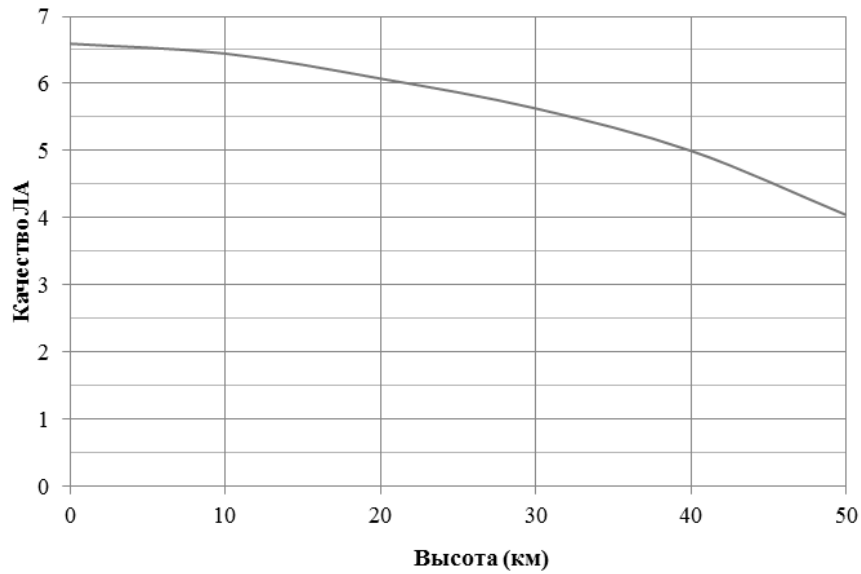


Рисунок 3. Зависимость качества ЛА от высоты

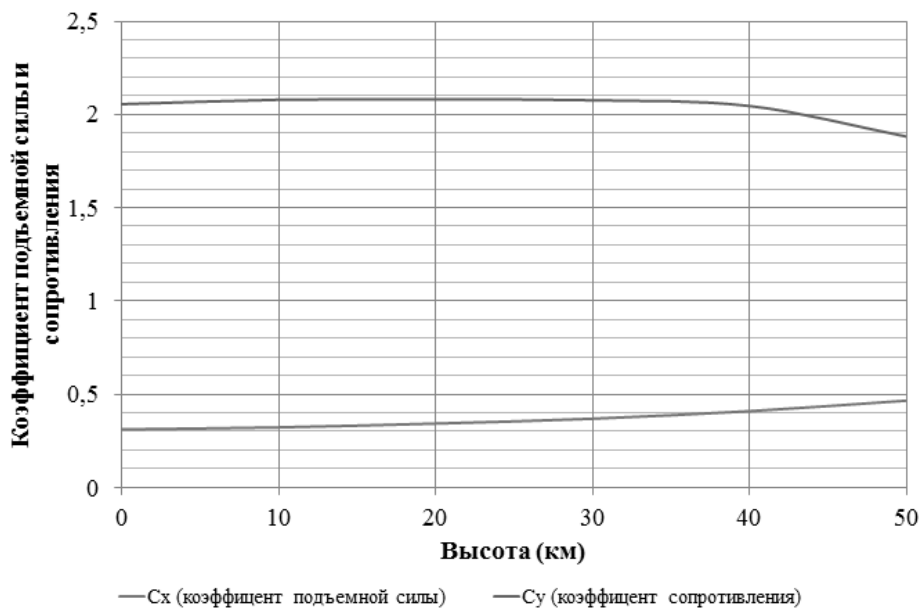


Рисунок 4. Зависимость лобового сопротивления и силы ЛА от высоты

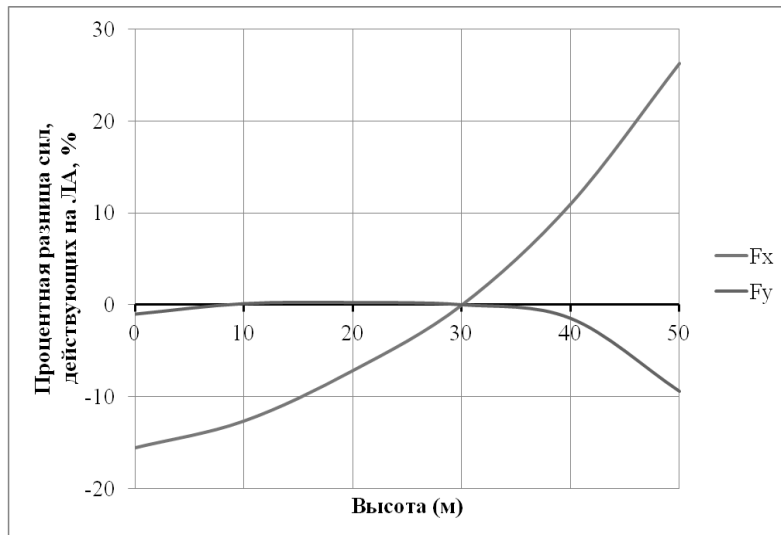


Рисунок 5. Процентная разница двух методов определения сил, действующих на ЛА

Динамическая вязкость в свою очередь определяется по формуле Сэзерленда [2, с. 361]:

$$\mu = \frac{C_1 * T^{3/2}}{T + C_2} \quad (2)$$

где: C_1 и C_2 – константы, соответственно равные: $1,458 * 10^{-6}$ (кг*К^{1/2})/(м*с) и 110,4 К. T – температура воздуха на данной высоте.

Вязкие силы, возникающие в пограничном слое на разных высотах, сильно отличаются, из-за чего резко возрастает пограничный слой (см. рис. 7).

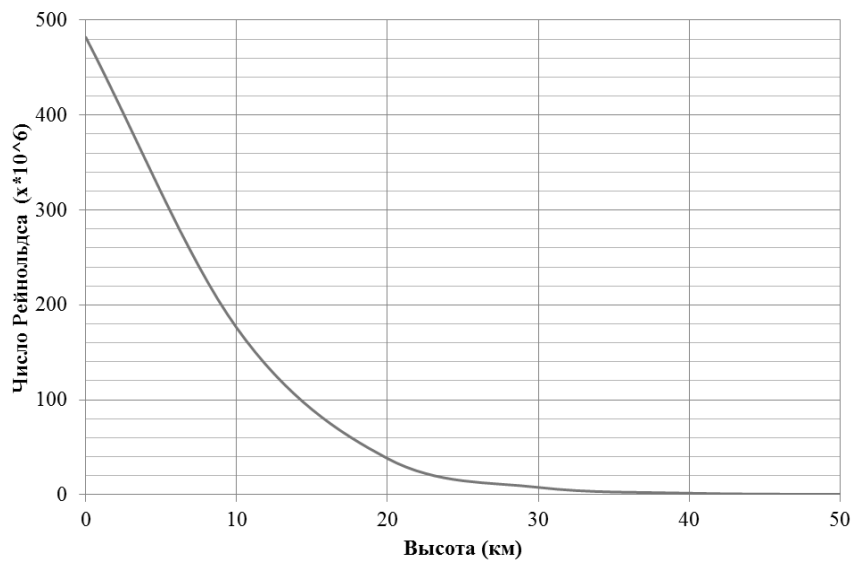
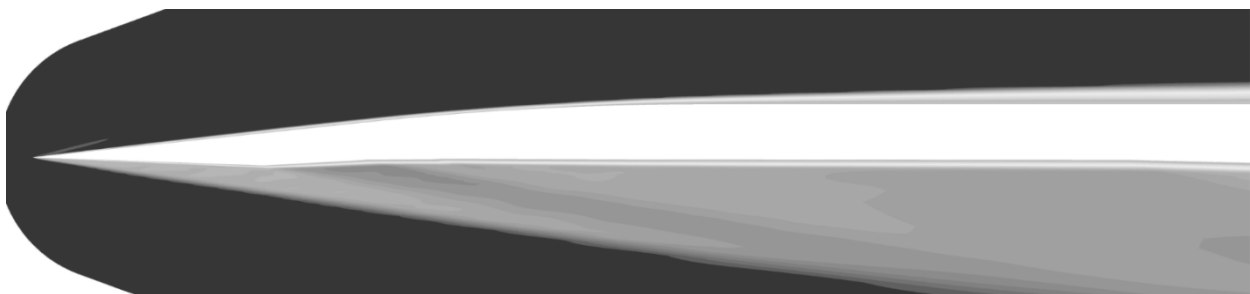


Рисунок 6. Зависимость числа Рейнольдса от высоты



а)

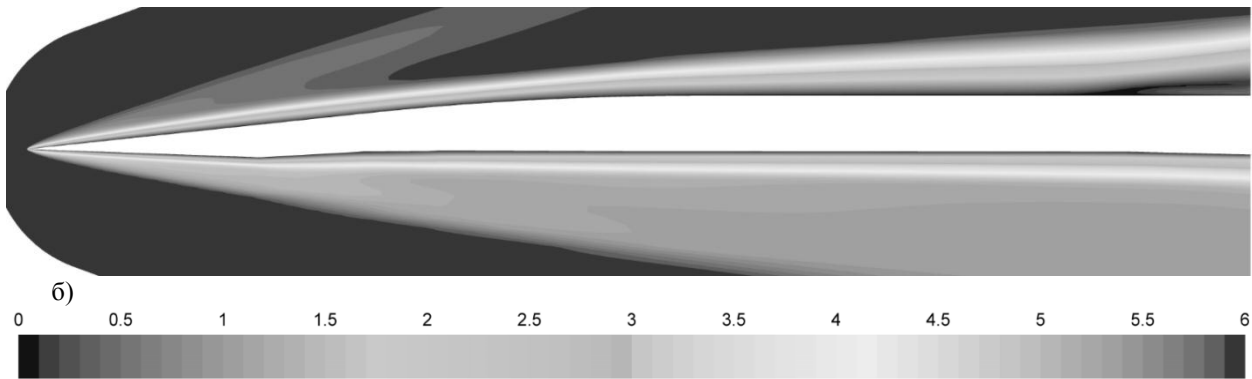


Рисунок 7. Поля числа Маха по симметрии модели. Полет на высоте: а) 0 км над уровнем земли, б) 50 км над уровнем земли

Результаты данной работы показывают необходимость проведения дополнительных расчетов для получения достоверных результатов, что накладывает определенные ограничения на сферу применимости метода расчета сил из формулы скоростного напора. Таким образом, расчет сил, действующих на

ЛА, будет корректным только при небольшом диапазоне высот ЛА. При увеличении разницы высот наблюдается значительное отклонение числа Рейнольдса, при этом уже невозможно соблюсти критериальные подобия. Причина несовпадения критериального числа Рейнольдса заключается в меняющейся динамической вязкости.

Список литературы:

1. ГОСТ 4401-81 - Атмосфера стандартная. - М.: ИПК Издательство стандартов, 2004 - 181 с.
2. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа: учеб. для вузов. - 7-е изд., испр. - М.: Дрофа, 2003.- 840 с.

References:

1. GOST 4401-81. State Standard 4401-81. The standard atmosphere. Moscow, IPK Izdatel'stvo standartov Publ., 2004 181 p. (In Russian).
2. Lojckanskij L.G. The mechanics of fluid and gas. Moscow, Drofa Publ., 2003, 840 p. (In Russian).