

Simulation of Flow in the Ramjet Air Intake

Vitaly E. Borisov^{1,2}, Alexander E. Lutsky²

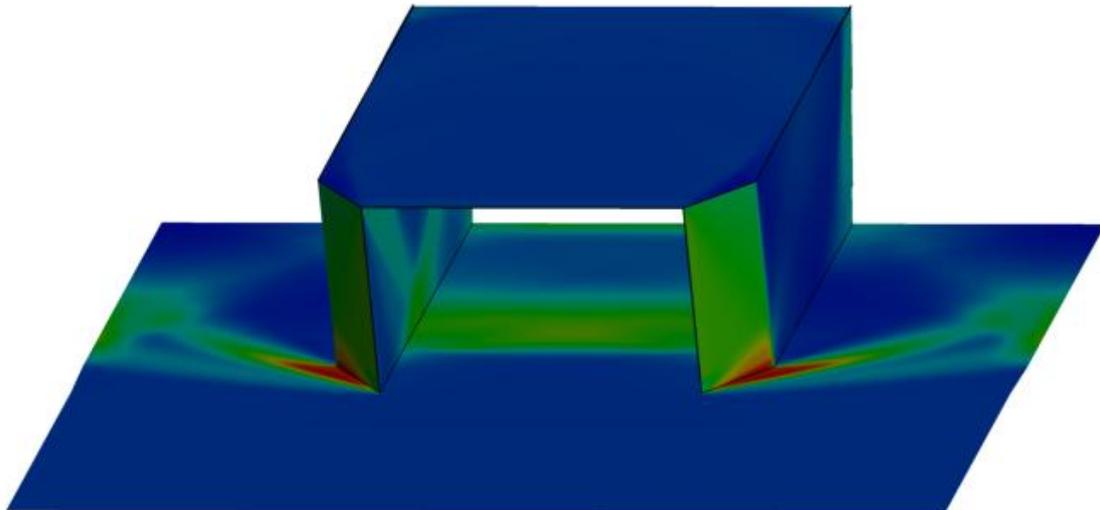
¹ *Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow*

² *Keldysh Institute of Applied Mathematics Russian Academy of Science, Russia, Moscow*
narelen@gmail.com, lutsky@kiam.ru

Abstract

In this paper we present some results of flow simulations in the ramjet air intake. Particularly, the influence of boundary layer thickness at inlet and counter pressure in the outflow region (implemented via energy input) on the flow is studied. Simulation results show that these parameters can have crucial influence on the flow pattern and their correct accounting is of the great importance in validation with laboratory experiments.

Keywords: air intake, ramjet, energy input, Navier-Stokes equations



Pressure distribution at computational domain in the 3D simulation

Моделирование течений в воздухозаборнике ПВРД

В.Е. Борисов^{1,2}, А.Е. Луцкий²

¹ *Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва*

² *Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва*

narelen@gmail.com, lutsky@kiam.ru

Аннотация

В работе представлены результаты численного моделирования течений в воздухозаборнике модельного тракта прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД). Проведено исследование влияния параметров потока, таких как толщина пограничного слоя (ПС) на входе и противодавления (реализуемого с помощью вложения энергии в поток) на выходе из воздухозаборника, на характер течения. Показано, что данные параметры существенно влияют на характер течения в воздухозаборнике, и их правильный учет критически важен при сравнении с натурным экспериментом.

Ключевые слова: воздухозаборник, прямоточный двигатель, вложение энергии в поток, уравнения Навье-Стокса

1. Введение

Одной из актуальных задач современной аэродинамики является создание летательных аппаратов для длительного полета в атмосфере, движущихся на гиперзвуковых скоростях (ГЛА). В значительной степени успешное создание ГЛА связано с прогрессом в разработке прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД). Важной частью ПВРД является воздухозаборник тракта двигателя, в котором происходит торможение вязкого сверхзвукового потока, что представляет собой сложную комбинацию взаимодействия ударных волн с развивающимися турбулентными пограничными слоями, приводящую к формированию псевдоскачка [1, 2]. При этом структура течения является подвижной и чувствительной к параметрам потока как на входе, так и на выходе из воздухозаборника [3]. В некоторых случаях может наблюдаться эффект «незапуска» воздухозаборника (запирание потока), т.е. «...такого дросселирования канала воздухозаборника, при котором замыкающая система скачков выбивается из внутреннего канала и располагается перед входом в воздухозаборник, что приводит к резкому снижению тяги двигателя или даже полному нарушению его работы» [1]. Изучение данного процесса является одной из самых востребованных практических задач при проектировании ПВРД. Сложная геометрия, высокие скорости и сильная нестационарность структуры происходящих процессов приводят к высокой стоимости натуральных экспериментов. В силу этого предсказательное численное моделирование, с бурным ростом вычислительных ресурсов и повышением точности используемых методов расчета, приобретает все более важную роль [4–6].

Настоящая работа посвящена численному моделированию течений в воздухозаборнике модельного тракта двигателя. Численное моделирование проводилось на суперкомпьютере К–100 [7] с помощью комплекса программ, разработанных в 8 отделе Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН (ИПМ РАН). В работе проведено исследование влияния параметров потока, таких как толщина пограничного слоя (ПС) на входе и противодавления на выходе из воздухозаборника, на характер течения. При этом для моделирования ПС различной толщины использовались выведенные аналитические

формулы совместно с численным интегрированием; противодействие моделировалось с помощью вложения энергии в поток. Показано, что данные параметры существенно влияют на характер течения в воздухозаборнике, и их правильный учет критически важен при сравнении с натурным экспериментом.

2. Основные уравнения

В данной работе для описания течений совершенного вязкого сжимаемого газа используется система осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS), в декартовой системе координат (x_1, x_2, x_3) имеющая следующий вид:

$$\frac{\partial \mathbf{q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{f}_k}{\partial x_k} = \frac{\partial \mathbf{g}_k}{\partial x_k} + \mathbf{w}, \quad (1)$$

где суммирование ведется по $k = 1, 2, 3$; \mathbf{q} – вектор консервативных переменных, \mathbf{f}_k и \mathbf{g}_k – векторы невязких и вязких потоков соответственно; \mathbf{w} – вектор внешних источников:

$$\mathbf{q} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ \rho E \end{pmatrix}, \quad \mathbf{f}_k = \begin{pmatrix} \rho u_k \\ \rho u_k u_1 + \delta_{1,k} p \\ \rho u_k u_2 + \delta_{2,k} p \\ \rho u_k u_3 + \delta_{3,k} p \\ u_k (\rho E + p) \end{pmatrix}, \quad \mathbf{g}_k = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{1k} \\ \tau_{2k} \\ \tau_{3k} \\ \tau_{ik} u_i + h_k \end{pmatrix}, \quad \mathbf{w} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ w \end{pmatrix}. \quad (2)$$

Здесь ρ – плотность; u_k – компоненты вектора скорости; τ_{ik} – тензор вязких напряжений; E – полная энергия; $\delta_{i,k}$ – тензор Кронекера; w – мощность источника вложения энергии; p – давление, определяемое через уравнение состояния совершенного газа

$$p = (\gamma - 1) \rho \left(E - \frac{1}{2} \sum_{k=1}^3 u_k^2 \right), \quad (3)$$

где γ – показатель адиабаты, для воздуха $\gamma = 1.4$. Компоненты тензора вязких напряжений и вектора теплового потока имеют вид

$$\tau_{ik} = (\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_k} + \frac{\partial u_k}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} (\mu + \mu_t) \frac{\partial u_j}{\partial x_j} \delta_{i,k}, \quad (4)$$

$$h_k = \gamma C_v \left(\frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x_k}. \quad (5)$$

В приведенных выше уравнениях T является температурой газа, C_v – коэффициентом удельной теплоемкости газа при постоянном объеме, Pr и Pr_t – ламинарным и турбулентным числами Прандтля, для воздуха принимается $Pr = 0.7$, $Pr_t = 0.9$. Молекулярная вязкость определяется следующей степенной зависимостью:

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^s, \quad (6)$$

где $s = 0.76$, μ_0 – молекулярная вязкость при опорной температуре T_0 . Температура газа находится из формулы

$$T = \frac{p}{\rho R}, \quad R = C_v (\gamma - 1). \quad (7)$$

Величина μ_t обозначает добавочную турбулентную вязкость, которая определяется моделью турбулентности.

В данной работе в качестве моделей турбулентности используются однопараметрическая модель турбулентности Спаларта-Аллмарса (SA) для сжимаемых течений с модификацией Эдвардса, а также двухпараметрическая модель турбулентности

Ментера (SST), описание которых здесь для краткости опущено, но подробно представлено авторами в работах [8] и [9], соответственно.

3. Формулы для моделирования пограничного слоя заданной толщины

Как показывает практика натуральных и численных экспериментов [1,10-12], характеристики пограничного слоя на входе в канал (в частности, и воздухозаборник) оказывают существенное влияние на формирование и структуру псевдоскачка. В настоящей работе для формирования профиля пограничного слоя заданной толщины в конкретном сечении $x = \text{const}$ на входе в воздухозаборник использовались следующие аналитические формулы, записанные в приближении пограничного слоя на толстой пластине с использованием подхода из работы [12]:

$$p(y) = p_\infty, \quad (8)$$

$$u(y) = u_\infty \left(\frac{y}{\delta} \right)^{1/7}, \quad (9)$$

$$\rho(y) = \frac{p_\infty}{RT_\infty} \left(\frac{r(\gamma-1)}{2} M_\infty^2 \left(1 - \left(\frac{y}{\delta} \right)^{2/7} \right) + 1 \right)^{-1}, \quad (10)$$

где δ – заданная толщина моделируемого пограничного слоя, y – расстояние от пластины, $r = 0.89$ – постоянная восстановления потока, u – продольная компонента вектора скорости.

Поперечная компонента вектора скорости v находилась интегрированием из уравнения неразрывности, трансверсальная компонента скорости w в такой постановке может быть положена равной 0.

Кроме того, для правильного моделирования пограничного слоя необходимо также задавать параметры для моделей турбулентности. Для этих целей сначала моделируется величина турбулентной вязкости μ_t с помощью алгебраической модели Себеси – Смита [13], после чего модельная переменная $\tilde{\nu}$ уравнения Спаларта–Аллмараса вычисляется из уравнения

$$\tilde{\nu}^4 - a\tilde{\nu}^3 - b = 0, \quad a = \frac{\mu_t}{\rho}, \quad b = \frac{\mu_t \mu^3 C_{v1}^3}{\rho^4}, \quad (11)$$

а переменные k и w модели SST согласно формулам

$$w = \frac{C_{\text{lim}}}{\sqrt{\beta_*}} \left| \frac{\partial u}{\partial y} \right|, \quad k = \frac{\mu_t}{\rho} w, \quad (12)$$

где C_{v1} , C_{lim} , β_* – соответствующие моделям константы.

4. Результаты расчетов

Представленные в предыдущих разделах уравнения легли в основу математической модели комплекса программ, реализованных на языках программирования Fortran и C/C++ с использованием интерфейса параллельного программирования MPI. Аппроксимация по пространству проводилась методом конечных объемов со схемами реконструкции 2-го (TVD) или 3-го (WENO3) порядка точности, для аппроксимации по времени использовались как явная, так и неявная схема (на основе метода LU-SGS [8]). Расчеты проводились в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН на суперкомпьютере К-100.

В качестве модельной задачи использовались данные из натурального эксперимента J. Wagner [10], в которой исследовалось гиперзвуковое течение в модельном воздухозаборнике (рис. 1).

Начальное сжатие осуществляется входной рампой с углом наклона 6° , изолятор представляет собой протяженный прямоугольный тракт размерами

243.2 (l) \times 50.8 (w) \times 25.4 (h) мм. Для изучения процесса «незапуска» (запирания) воздухозаборника в конце изолятора установлена специальная пластина, поднятие которой до определенного угла инициировало запирание потока (в текущей работе вместо поднятия пластины пластины используется энерговыделение).

Параметры набегающего потока во входном сечении в воздухозаборник а также давление торможения p_0 и температура торможения T_0 , полученные в эксперименте, представлены в таб. 1.

Таблица 1

Параметры потока в эксперименте

| M_∞ | Re_∞ | δ | T_0 , К | p_0 , МПа |
|------------|---------------------------|----------|-----------|-------------|
| 4.9 | $1.26 \times 10^6 h^{-1}$ | $0.76 h$ | 333.15 | 2.433 |

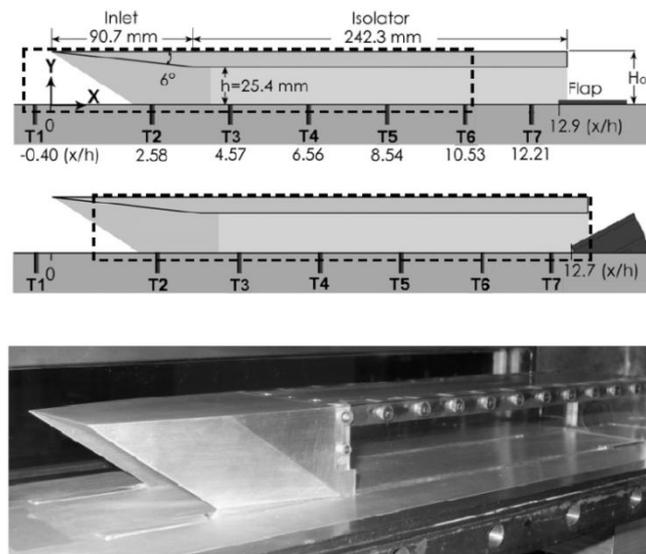


Рис. 1. Экспериментальная установка (J.Wagner)

В настоящей работе для проведения расчетов использовалось несколько сеток разной размерности и степени детализации, а также размеров области перед воздухозаборником. Самая подробная модель была трехмерной и насчитывала порядка ~ 15 млн. ячеек. Общий вид этой модели (с показанным распределением давления для одного из расчетов) представлен на рис. 2.

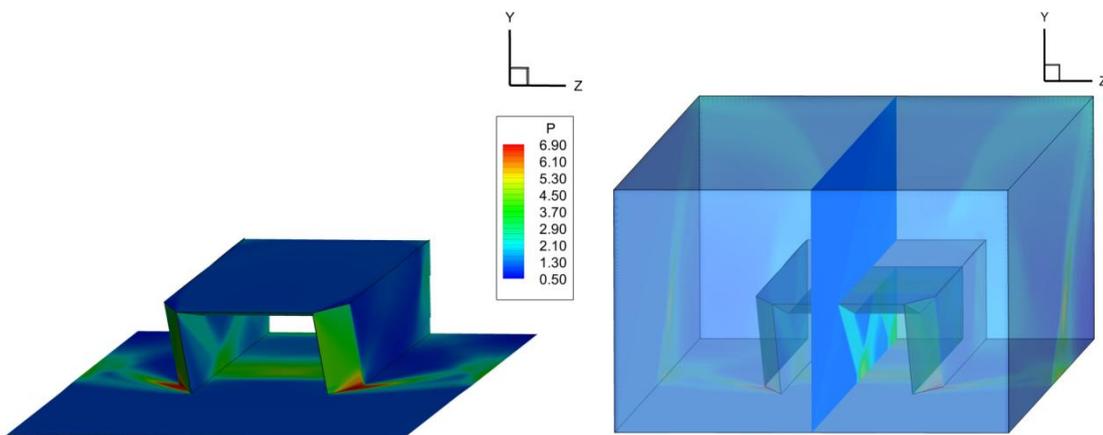


Рис. 2. Общий вид расчетной 3D модели

4.1. Стационарный режим течения. Исследование влияния толщины ПС на входе в воздухозаборник на характер течения.

В данной серии расчетов рассматривается задача о стационарном течении в модельном воздухозаборнике (без наличия противодавления на выходе) в зависимости от толщины ПС во входном сечении. В оригинальном эксперименте Wagner, что представлено в таб. 1, наблюдаемый ПС на входе в воздухозаборник имел толщину $\delta = 0.76 h$, т.е. порядка 55% высоты входного сечения. Шлирен фотография стационарного течения приведена на рис. 3.

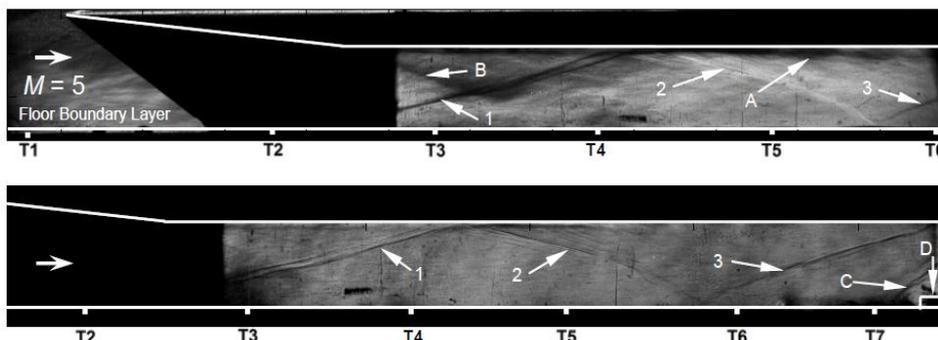


Рис. 3. Шлирен фотография стационарного течения

В первой серии расчетов в двумерной постановке для получения толстого ПС рассматривалась задача с дополнительной протяженной областью (порядка $100 h$) перед воздухозаборником. Ширина получившегося таким образом ПС с моделями SA, и SST составила около $\delta \approx 0.8 h$. Распределение посчитанного поля давления (показана только соответствующая эксперименту область с нанесенным расположением датчиков) приведено на рис. 4.

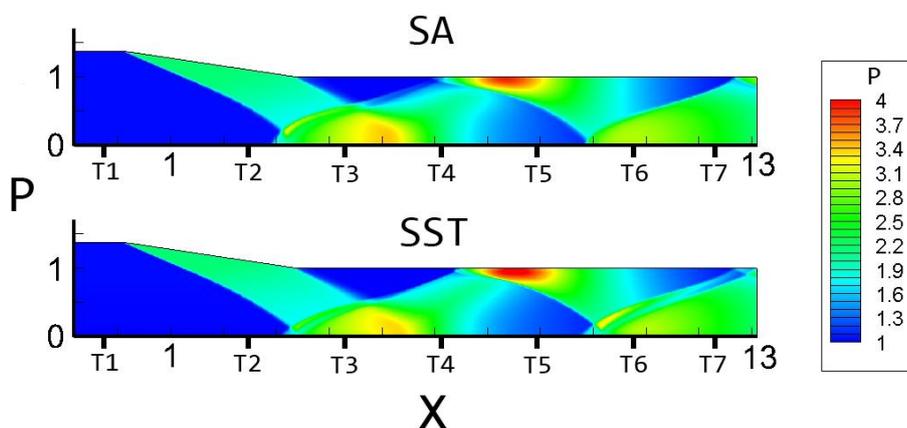


Рис. 4. Распределение поля давления в 2D расчетах с дополнительной областью перед входом в воздухозаборник. Модели турбулентности SA и SST (сверху вниз)

Видно, что в обоих случаях положение ударных волн в псевдоскачке качественно совпадает с шлирен фотографией натурального эксперимента. Более точное сравнение с экспериментом можно провести на данных о нормированном давлении на нижней стенке воздухозаборника в плоскости симметрии. На рис. 5 приведены соответствующие графики, где ромбиками обозначены данные натурального эксперимента, прерывистой линией – результаты из работы [14], сплошной линией – результаты текущих расчетов. Черным цветом обозначено распределение из расчета без дополнительной области (помимо стандартных $6 h$ [14]) перед воздухозаборником; толщина получившегося при такой постановке ПС на входе составляет $\delta \approx 0.1 h$. Как видно из рис. 5, толщина ПС на входе заметно влияет на положение

скачков: чем шире ПС, тем ближе ко входу смещается система ударных волн. При этом результаты расчетов показывают приемлемое совпадение как с экспериментом, так и с данными из работы [14], в которой утверждается, что несоответствие в пиковых значениях объясняется существенной трехмерностью задачи, а именно – влиянием боковых стенок воздухозаборника.

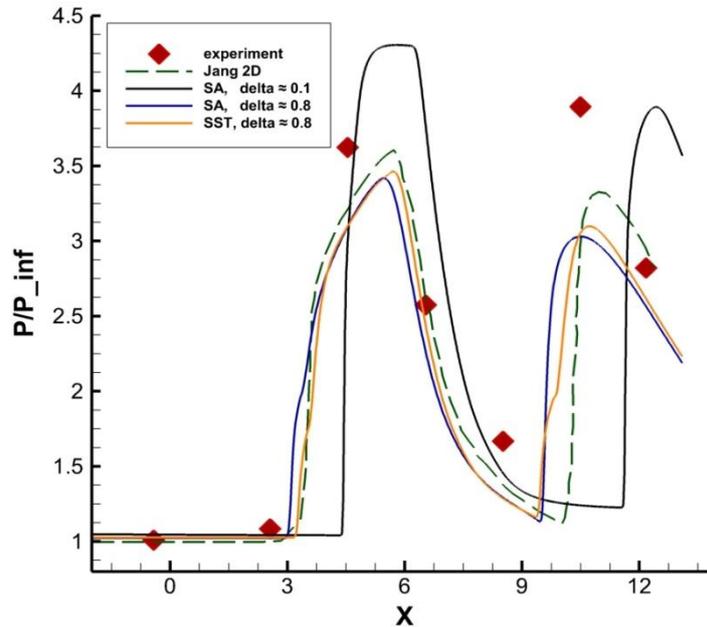


Рис. 5. Сравнение нормированного давления на нижней стенке воздухозаборника в эксперименте и в 2D расчетах с дополнительной областью перед входом в воздухозаборник

Следующая серия расчетов была посвящена моделированию ПС заданной толщины с помощью формул из раздела 3. Полученные характеристики ПС сравнивались с аналогичными параметрами из представленных выше расчетов с дополнительной областью перед воздухозаборником. На рис. 6 представлены соответствующие результаты при $\delta = 0.76 h$ для продольной u и поперечной v компонент скорости, плотности ρ и турбулентной вязкости μ_t в зависимости от расстояния до нижней стенки y . Видно, что в целом смоделированные величины (обозначенные как BLM) соответствуют данным из расчетов, при этом полученное распределение турбулентной вязкости находится между расчетными распределениями.

На рис. 7 приведено сравнение нормированного давления на нижней стенке воздухозаборника в эксперименте и в 2D расчетах со смоделированным при $\delta = 0.76 h$ ПС, параметры которого используются далее в расчетах в качестве заданного набегающего потока. Как и на рис. 5 ромбиками обозначены данные натурального эксперимента, прерывистой линией – результаты из работы [14], сплошной линией – результаты текущих расчетов. Хорошо видно, что смоделированный ПС позволяет получить адекватное совпадение с данными эксперимента и из [14], возможно даже лучшее, чем в расчетах с дополнительной областью перед воздухозаборником за счет того, что здесь $\delta = 0.76 h$ априори задан, а в расчетах с дополнительной областью составляет $\delta \approx 0.8 h$. При этом в целом полученные результаты в обоих случаях очень близки, что видно из сравнения рис. 5 и рис. 7. Таким образом, использование предложенных формул для моделирования ПС заданной толщины позволяет без видимой потери точности существенно сократить вычислительные затраты на расчет.

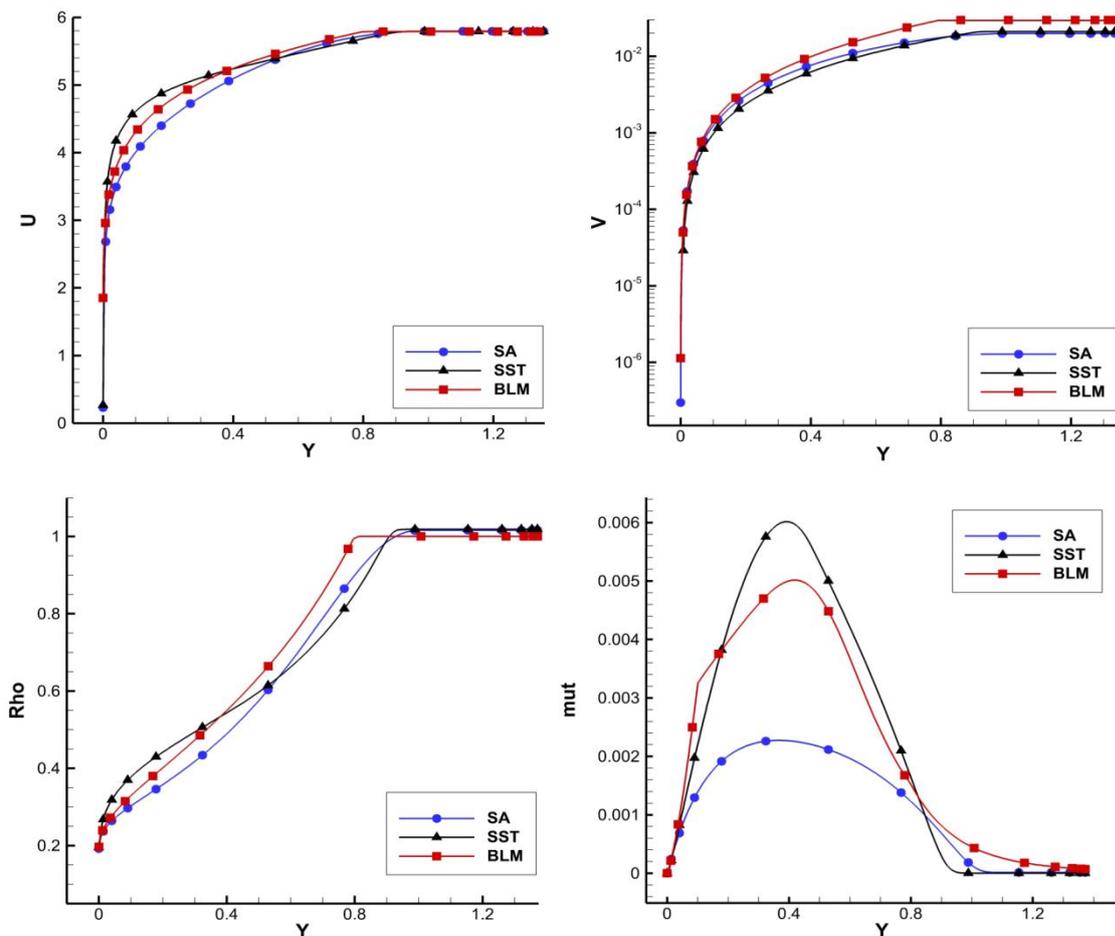


Рис. 6. Сравнение характеристик смоделированного при $\delta = 0.76 h$ ПС с данными из расчета

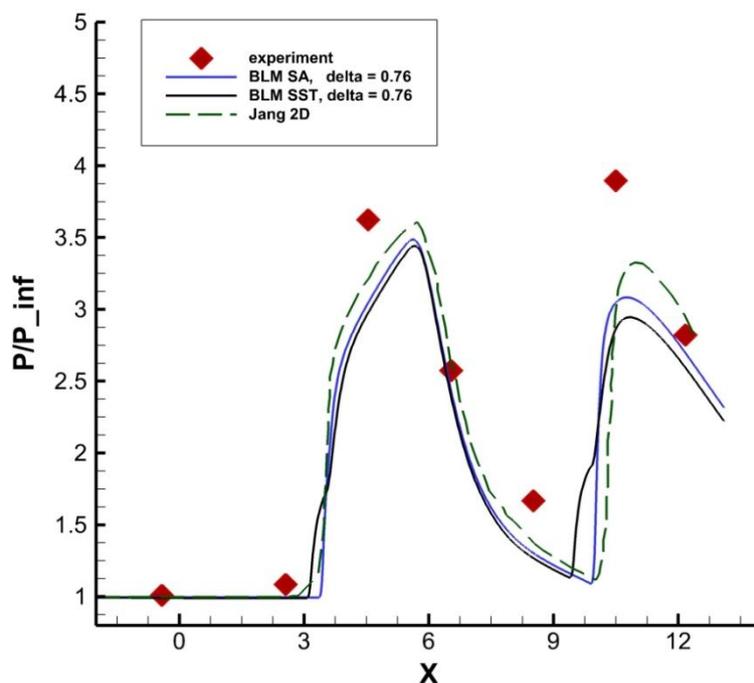


Рис. 7. Сравнение нормированного давления на нижней стенке воздухозаборника в эксперименте и в 2D расчетах со смоделированным ПС

На рис. 8 приведено сравнение распределения нормированного давления на нижней стенке воздухозаборника в центральном сечении без заранее сформированного ПС для 2D и 3D расчетов с моделью турбулентности SA. Видно, что в 3D расчете за счет влияние боковых стенок давление несколько выше. В обоих расчетах положение пиков ударных волн совпадает, что позволяет сделать вывод о качественном совпадении результатов 2D и 3D расчетов и в случае других значений толщины ПС на входе, однако на данном этапе такие расчеты не проводились.

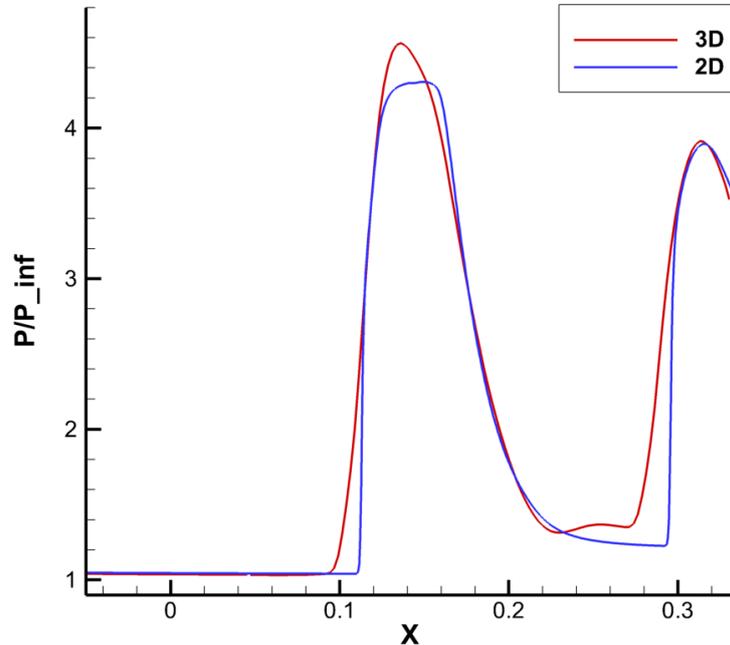


Рис. 8. Сравнение нормированного давления на нижней стенке воздухозаборника в 2D/3D расчетах

4.2. Нестационарный режим течения. Исследование влияние противодавления на выходе из воздухозаборника на характер течения.

В данной серии расчетов рассматривается задача о нестационарном течении в модельном воздухозаборнике, которое инициируется созданием противодавления на выходе из воздухозаборника. Большинство работ по данной тематике [1,10,11,14,15] моделирует возникновение противодавления изменением геометрии выходного сечения. Этот подход при практическом проектировании требует согласования возникающего с помощью измененной геометрии противодавления с реальным противодавлением, связанным с горением топлива.

В настоящей работе предлагается моделировать противодавление с помощью соответствующего вложения энергии на выходе из воздухозаборника, реализуемого с помощью источника в правой части системы осредненных уравнений Навье – Стокса (см. раздел 2). Для расчетов использовалась следующая постановка: вначале рассчитывалось стационарное течение в воздухозаборнике, после чего инициировалось энерговыделение; при этом считалось, что энергия вкладывается мгновенно на каждом временном шаге; энерговыделение осуществляется на выходе из воздухозаборника с объемом (площадью для 2D расчетов) вложения порядка $1.0 h^3$ (h^2); максимально возможное количество вкладываемой энергии рассчитывалось исходя из расхода воздуха на входе в модель и предположения о стехиометрическом составе (теоретически сформированной) смеси; в качестве параметров топлива бралась теплотворная способность топлива Т–6 [16], используемого в сверхзвуковой авиации.

На рис. 9 представлено распределение числа Маха в 2D расчете с $\delta = 0.76 h$ для ПС в набегающем потоке и мощностью источника энерговыложения, равной 50% от максимальной (согласно описанной выше постановке) в последовательные моменты времени (сверху

вниз). При этом на самом нижнем рисунке показано новое установившееся распределение, т.е. в данном случае запираания воздухозаборника не происходит.

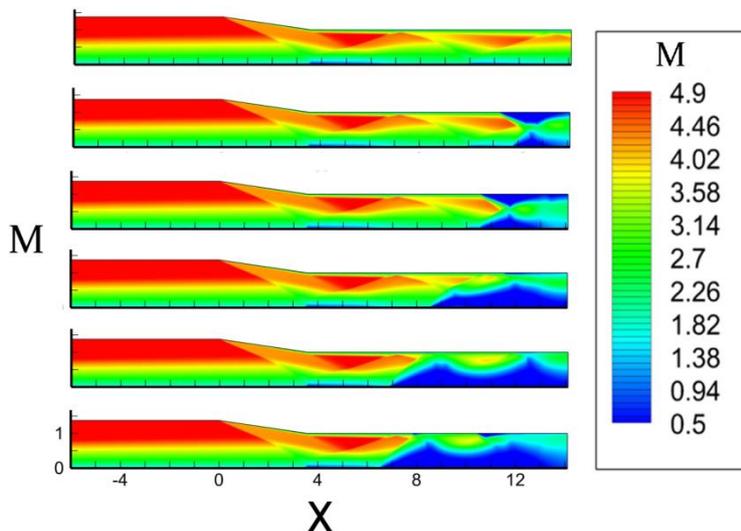


Рис. 9. Распределение числа Ма в последовательные моменты времени (сверху вниз) при $w = 0.5 w_{\max}$

Напротив, на рис. 10 представлен вариант аналогичного 2D расчета, в котором наблюдается эффект запираания потока. Единственное отличие от предыдущего рассмотренного случая в параметрах задачи состоит в количестве вкладываемой энергии, которое берется равным максимальному в рамках постановки. При этом стационарный режим не формируется, и возмущения продолжают распространяться против течения.

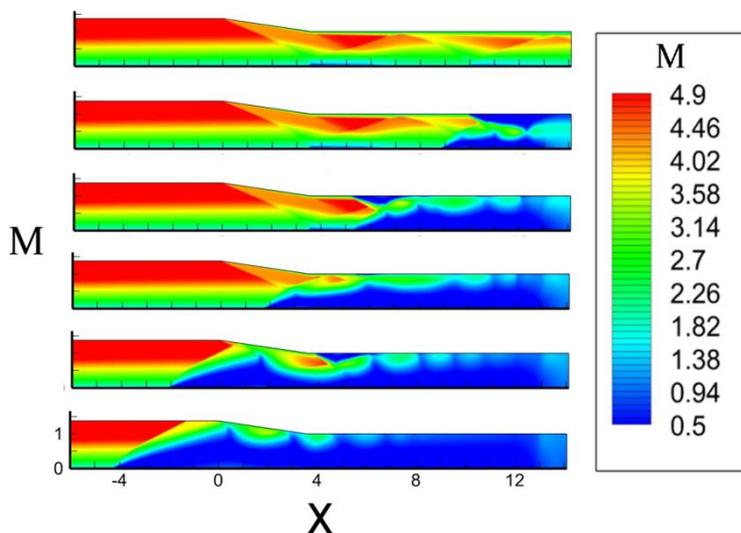


Рис. 10. Распределение числа Ма в последовательные моменты времени (сверху вниз) при $w = w_{\max}$

Аналогичная ситуация наблюдается и в трехмерных расчетах. На рис. 11 представлено распределение числа Маха в центральном сечении в 3D расчете без дополнительного моделирования ПС на входе в воздухозаборник и мощностью источника энергоснабжения, равной 70% от максимальной (согласно описанной выше постановке) в последовательные моменты времени (сверху вниз). В данном случае ситуация качественно совпадает с изображенной на рис. 9, запираание воздухозаборника не наблюдается, однако стабилизация псевдоскачка происходит значительно ближе к входному сечению воздухозаборника.

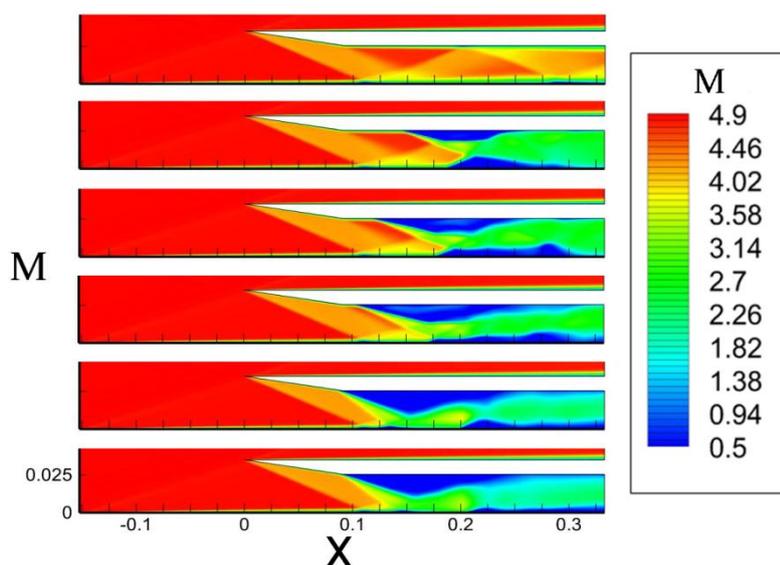


Рис. 11. Распределение числа Ма в последовательные моменты времени (сверху вниз) при $w = 0.7 w_{\max}$

5. Заключение

В работе представлены результаты численного моделирования течений в воздухозаборнике модельного тракта проточного воздушно-реактивного двигателя в двумерной и трехмерной постановках.

Проведено исследование влияния параметров потока, таких как толщина пограничного слоя на входе и противодавления на выходе из воздухозаборника, на характер течения внутри воздухозаборника. Моделирование пограничного слоя заданной толщины проводилось с помощью выведенных аналитических формул совместно с численным интегрированием; противодавление моделировалось с помощью вложения энергии в поток.

В работе показано, что смоделированный с помощью формул пограничный слой адекватно отображает пограничный слой, формирующийся при реальных условиях. Установлено, что правильный учет его характеристик существенно влияет на положение ударных волн в псевдоскачке, что критически важно при сравнении с натурным экспериментом. Также в настоящей работе приводятся некоторые результаты численного моделирования возникновения такого явления, как «незапуск» воздухозаборника, проявляющегося при запылении потока. Для инициации этого явления использовалась согласованная схема вложения энергии в поток.

Работа выполнена при финансовой поддержке программы фундаментальных исследований президиума РАН «Фундаментальные основы технологий двойного назначения в интересах национальной безопасности», а также проекта № 13-01-12058 Российского фонда фундаментальных исследований.

Авторы выражают благодарность академику В.А. Левину за полезные обсуждения.

Литература

1. О.В. Гуськов, В.И. Копченков, И.И. Липатов, В.Н. Острась, В.П. Старухин. Процессы торможения сверхзвуковых течений в каналах. М.: ФИЗМАЛИТ, 2008.
2. J. Anderson. Hypersonic and high-temperature gas dynamics, Second edition, AIAA, 2006
3. Забайкин В.А. Управление псевдоскачком нестационарным воздействием // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011. Т.12. 7 с. <http://chemphys.edu.ru/issues/2011-12/articles/353/>

4. C. Peebles. Road to Mach 10: Lessons learned from the X-34A flight research program, AIAA, 2008
5. Котов М.А. Моделирование поверхности гиперзвукового летательного аппарата // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Т. 14, вып. 4. 5 с.
<http://chemphys.edu.ru/issues/2013-14-4/articles/427/>
6. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. На пути к созданию модели виртуального ГЛА. I. М.: ИП-Мех РАН, 2013
7. Гибридный вычислительный кластер К-100. <<http://www.kiam.ru/MVS/resources/k100.html>>
8. В.Е. Борисов, А.А. Давыдов, И.Ю. Кудряшов, А.Е. Луцкий, И.С.Меньшов. Параллельная реализация неявной схемы на основе метода LU-SGS для моделирования трехмерных турбулентных течений // Математическое моделирование, 2014, Т.26, № 10, С. 64–78
9. И. Ю. Кудряшов, А. Е. Луцкий, Численное моделирование эффектов турбулизации и реламинаризации потока в результате активных внешних воздействий // Математическое моделирование, 2014, Т.26, № 3, С. 3–13
10. J.L. Wagner. Experimental studies of unstart dynamics in inlet/isolator configurations in a Mach 5 flow, PhD Thesis, The University of Texas at Austin, 2009
11. Н. Кoo, V. Raman. Large-eddy simulation of a supersonic inlet-isolator // AIAA Journal, 2012, Vol. 50, № 7, Pp. 1596-1613
12. S. Xu, M.P. Martín. Assessment of inflow boundary conditions for compressible turbulent boundary layers // Physics of Fluids, 2004, 16 (7)
13. Turbulence Modeling for CFD (Third Edition). David C. Wilcox. DCW Industries, Inc., 2006.
14. I. Jang, R. Pecnik, P. Moin. A numerical study of the unstart event in an inlet/isolator model. Center for Turbulence Research Annual Research Briefs, 2010, Pp 93–103.
15. В.Т. Жуков [и др.] Исследование картины течения в модельном тракте двигателя высокоскоростного летательного аппарата // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2015. № 5. 23 с.
16. Топлива, смазочные материалы, технические жидкости. Ассортимент и применение: Справочник. 2-е изд. Под ред. В. М. Школьников. М.: Химия, 1999

Статья поступила в редакцию 18 ноября 2015 г.