

О ВЕРИФИКАЦИИ И ВАЛИДАЦИИ МОДЕЛЕЙ И МЕТОДОВ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ТЕЧЕНИЙ

А.М. ХАРИТОНОВ

Институт Теоретической и Прикладной Механики им. С.А. Христиановича СО РАН
e-mail: khar@itam.nsc.ru

Стремительное развитие численных методов моделирования обтекания летательных аппаратов стимулирует установление строгих стандартов определения степени их достоверности и/или области их применимости. Это особенно касается пространственных течений, когда используются не полностью адекватные модели, а для их численного моделирования применяются различные допущения. Для решения различных задач пространственного обтекания широко применяются осреднённые по Рейнольдсу системы уравнений Навье-Стокса (RANS), а для замыкания используются дифференциальные модели турбулентности. Все эти модели содержат различное число эмпирических констант, которые, строго говоря, справедливы лишь для определённых условий. Многолетний опыт [1–3] использования различных моделей турбулентности при решении разнородных задач пространственного обтекания показывает, что та или иная модель, как правило, позволяет получить приемлемые результаты только для определённых классов течений. Так, например, известная модель $(k - \omega)$ [1] удовлетворительно описывает лишь пристенные течения с развитым пограничным слоем, а модель турбулентности $(k - \omega)$ [2, 3] лучше описывает течения в слоях смешения. Поэтому используются комбинированные подходы [4], когда при решении задач обтекания осуществляется плавный переход от одной модели к другой в зависимости от удаления от твёрдых стенок. Активно развиваются, также метод прямого численного моделирования (DNS) [5] и метод моделирования с выделением крупных вихрей (LES) и др. В последнее время обсуждаются проблемы достоверности численных методов решения разных задач пространственного обтекания [6–9]. Рассматриваются вопросы развития баз данных, содержащих тестовые случаи сопоставления численных решений с экспериментальными данными [10].



Рис. 1

Поскольку численные реализации являются лишь аппроксимацией реальных течений, а, следовательно, лишь приближением к реальности, они нуждаются в оценке степени достоверности путём известных процедур **верификации** и **валидации**. **Верификация** - это процесс определения степени адекватности и уровня точности численного моделирования данной концептуальной модели, а **валидация** - позволяет определить, насколько точно выбранная концептуальная модель описывает исследуемое течение путём

сопоставления численных и экспериментальных данных. Схематически эти процедуры представлены на рис. 1.

Следовательно, процесс верификации и валидации включает как вычислительные, так и физические аспекты. При этом достоверность моделирования достигается путём оценивания степени точности представления выбранной концептуальной модели реальному явлению и сравнения с экспериментальными данными. Для оценки степени адекватности численного моделирования: 1) определяют порядок сходимости численных решений в сравнении с точным аналитическим решением, если оно существует, или когда размер координатной сетки устремляется к нулю; 2) оценивают чувствительность алгоритма дискретизации к различным неопределённостям: пространственно-временным ограничениям, адаптации сетки к геометрии обтекаемой модели и к граничным условиям, и др. Валидация же предполагает тщательное сопоставление результатов численного расчёта исследуемого явления с экспериментальными данными, для того чтобы получить ответ на вопрос "является ли численное решение физически корректным?". Для этого проводится сравнительный анализ физической модели и всех неопределённостей, включая неопределённости, связанные с начальными и граничными условиями с физической, и вычислительной точек зрения.

Таким образом, тщательное выполнение процедур верификации и валидации позволяют проанализировать чувствительность моделей и их численной реализации к имеющимся неопределённостям и, следовательно, оценить степень достоверности моделей и методов численного моделирования и определить область применимости того или иного подхода.

В качестве примера валидации пространственных течений в пространстве разделяющихся аэрокосмических ступеней. В том случае вторая ступень является орбитальной, а первая ступень обеспечивает процесс разделения ступеней в диапазоне чисел Маха $6 \div 12$ при больших скоростных напорах. В этих условиях аэродинамическая интерференция между ступенями оказывает существенное влияние на безопасность манёвра разделения. В общем случае обтекание разделяющихся ступеней является сложной, трехмерной, нестационарной газодинамической задачей. В пространстве между ступенями течение сопровождается взаимодействием падающих и отражённых скачков уплотнения и волн разрежения между собой и с пограничными слоями (рис. 2).

Изучению этого класса течений посвящено ряд работ, в том числе и [11–20]. Численному и экспериментальному исследованию аэродинамической интерференции схематизированных двухступенчатых крылатых систем при разделении посвящены работы [12–17]. Адекватное численное моделирование таких течений невозможно без глубокого понимания физической картины взаимодействия ступеней.

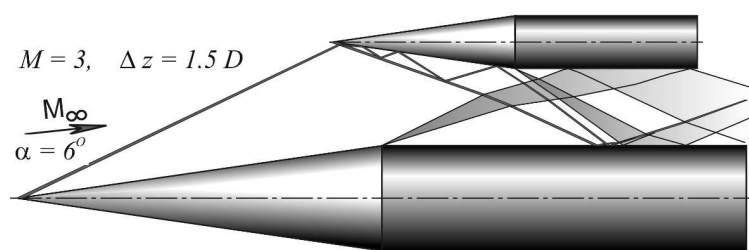


Рис. 2

Поэтому в сверхзвуковой трубе ИТПМ СО РАН при числах $M_\infty = 3$ и Рейнольдса $Re_1 = 35 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, был проведен цикл экспериментов, включающих измерения суммарных и распределённых характеристик в широком диапазоне взаиморасположения разделяющихся ступеней. Численное моделирование процесса разделения ступеней про-

водилось с целью определения области применимости уравнений газовой динамики для этого класса задач.

Алгоритм решения трёхмерных, стационарных уравнений Эйлера реализован в ИПМ РАН на многопроцессорных вычислительных системах детально изложен в [14–16].

Пример расчётных и экспериментальных значений коэффициентов давлений на поверхностях ступеней в плоскости симметрии представлены на рис. 3. Характер зависимостей $C_p(x)$ отражает отмеченные выше особенности течения в межмодельном пространстве. Всюду наблюдается вполне удовлетворительное качественное и количественное согласие результатов расчёта с экспериментом по координате прихода головной ударной волны второй ступени на первую и величины давлений в этой области. Однако значительны различия, особенно при $\alpha > 0$, в величинах давления непосредственно за изломом корпуса (сечение $x = 3.5 * D$) первой ступени.

Результаты расчёта распределения давлений при $\Delta z = D$, когда определяющими факторами влияния второй ступени на первую являются её головной скачок уплотнения (СУ) и веер волн разрежения (ВВР) от стыка головной части с корпусом также хорошо согласуются с экспериментом (рис. 3).

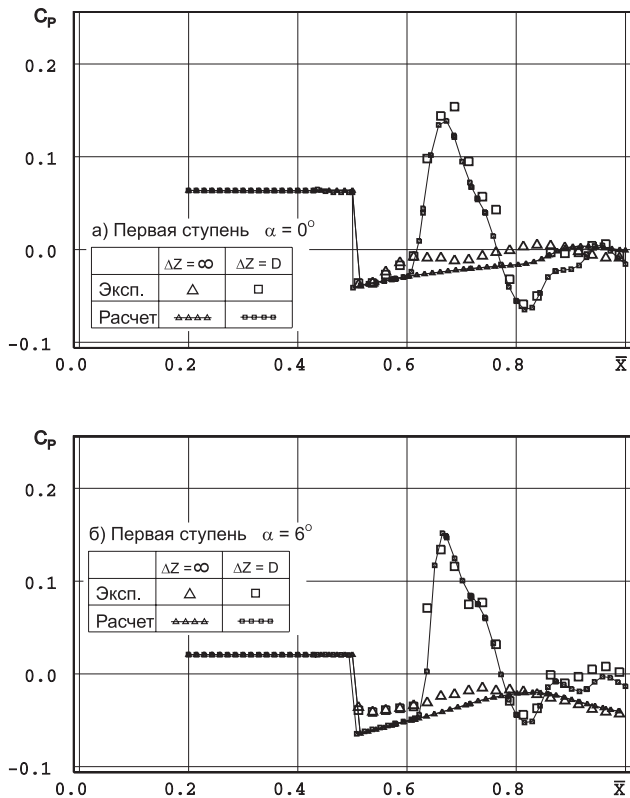


Рис. 3

Расхождения расчёта с экспериментом имеют место в области отрицательной фазы избыточного давления, что объясняется приходом СУ от крыла второй ступени на нижнюю часть корпуса и соответствующим повышением давления, которое в расчётах наблюдается значительно ближе к донному срезу, чем это следует из эксперимента. По всей вероятности, такое различие связано с недостаточной плотностью расчётной сетки. Хорошо выделяя особенности обтекания первой ступени, она оказывается недостаточной для столь же адекватного расчёта обтекания второй ступени, из-за её меньших размеров. Второй причиной этих расхождений может быть не совсем адекватная математическая модель, выбранная для описания этого течения, поскольку она не учитывает особенностей течений в пограничном слое. Этим в значительной мере определяются различия в последующих областях течения. Если же расчёт пристенной окрестности проводить в рамках уравнений Навье - Стокса с привлечением соответствующей модели турбулентности, то следует ожидать хорошую сходимость расчёта с экспериментом.

Следовательно, с учётом отмеченных расхождений, расчётные и экспериментальные эпюры давления в рассмотренных случаях хорошо согласуются между собой. А проведение валидации, развитого метода численного моделирования позволяет повысить уровень его совершенства. Приведённый пример даёт основание полагать, что в

рассмотренном диапазоне параметров использование модели Эйлера с приемлемой точностью моделирует течение в межмодельном пространстве двухступенчатой аэрокосмической системы при разделении.

Таким образом, анализ результатов численных расчётов в рамках трёхмерных невязких уравнений Эйлера с применением зонального подхода и их валидация представленными экспериментальными данными подтверждают возможность предсказания сложной структуры сверхзвуковых течений в окрестности разделяющихся ступеней.

Другим примером двухступенчатой аэрокосмической системы является разработанная в Институте Аэродинамики при Аахенском техническом университете концепция ELAC-EOS. Эта максимально приближенная к реальной конфигурация, геометрия 1-ой и 2-ой ступени которой показана на рис. 4.

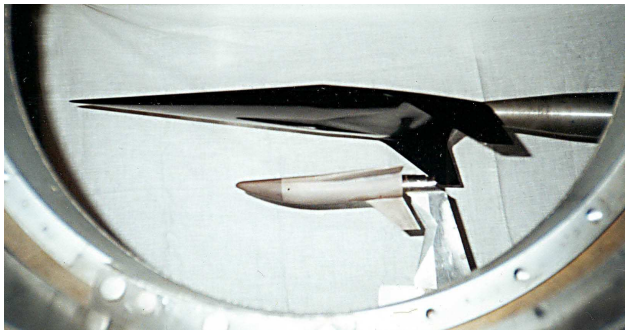
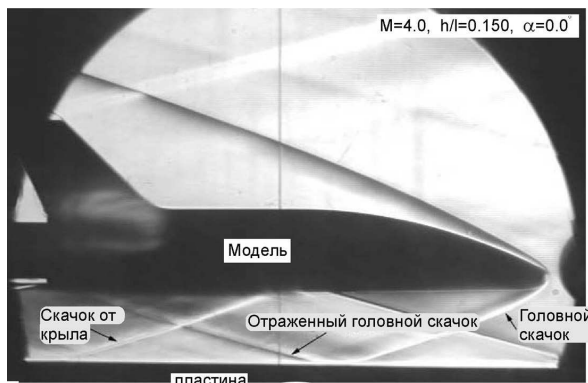


Рис. 4

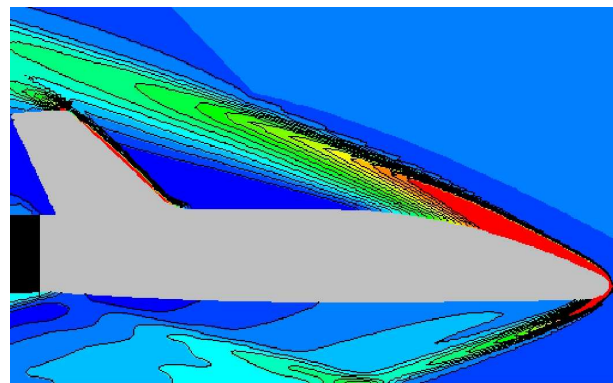
целью более тщательной верификации и валидации метода расчёта проводились специальные эксперименты по обтеканию процесса отделения орбитальной ступени от плоской поверхности.

Результаты обширных численных и экспериментальных исследований этой двухступенчатой аэрокосмической системы получены совместно Аэродинамическим институтом RWTH Аахен, и ИТПМ СО РАН и представлены в [18–20].

Численный расчёт разделяющихся ступеней проводился в рамках трёхмерных, ламинарных уравнений Навье - Стокса, которые решались с использованием метода конечных объёмов в криволинейных координатах, включавшего структурированные и неструктурированные блоки. С



(а)



(b)

Рис. 5. (а)-теневая картина, (b)-распределение статического давления (расчет)

В качестве иллюстрации на рис. 5 теневая картина одного из случаев взаимодействия сопоставляется с результатами расчёта распределения статического давления на поверхности второй ступени.

Также как и в эксперименте, расчёт (рис.5(b)) при расстоянии $h/L = 0.150$ и угле атаки $\alpha = 0$ предсказывает положение головного скачка от модели и отражённый ска-

чок от плоской поверхности, который затем падает на заднюю часть модели в окрестности донного среза. То есть сравнение расчёта с экспериментом показывает, что расчёт полностью и корректно воспроизводит все основные особенности течений.

Результаты расчёта распределения давления на плоской поверхности в сопоставлении с экспериментом представлено на рис. 6. Хорошо видно, что небольшие расхождения наблюдаются лишь в локальной области падения головного скачка уплотнения на пластину и в окрестности прихода косога скачка от крыла.

Визуальный анализ полученных теневых картин взаимодействия ступеней показал, что основными факторами влияния 1-ой ступени на 2-ую являются: ГСУ 1-ой ступени, ВВР от разворота потока при входе в полость для 2-ой ступени, замыкающей СУ при развороте потока вдоль этой полости и в отдельных случаях при минимальном расстоянии, может влиять ВВР от разворота потока за сечением максимальной толщины 1-ой ступени. От 2-ой ступени на 1-ую действуют только два фактора ГСУ 2-ой ступени и скачок уплотнения от ее крыльев.

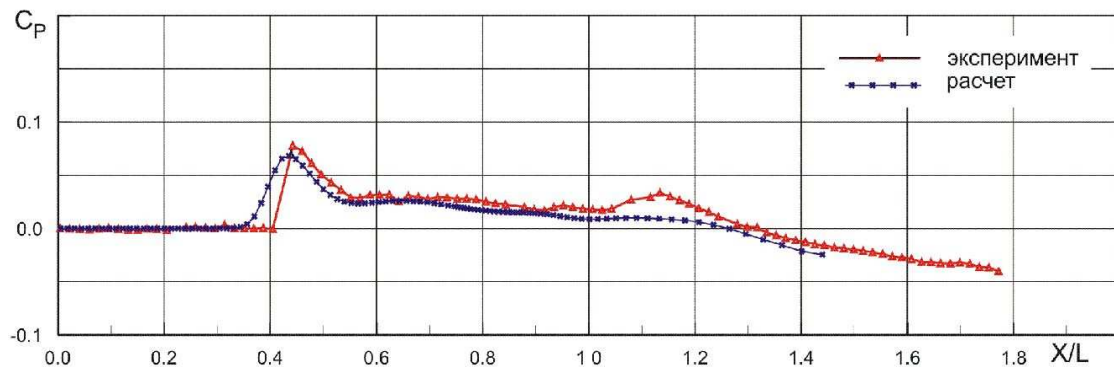


Рис. 6

Влияние этих факторов приводит к уменьшению нормальной силы 1-ой ступени и изменению ее продольного момента. Это полностью подтверждается зависимостями коэффициентов продольной силы C_{x_B} , нормальной силы и продольного момента C_{m_B} от угла атаки для предельного случая ($h_{min}, \Delta\alpha = 5^\circ$). В результате проведенных исследований сформирована база данных аэродинамических характеристик разделяющихся крылатых аппаратов, включающие их взаимную интерференцию. Полученная информация способствует более глубокому пониманию аэродинамики разделяющихся ступеней и использована для валидации численных методов расчета [18–20].

Таким образом, рассмотренный и многочисленные другие примеры валидации численных методов расчёта сложных пространственных течений убеждают в чрезвычайной важности проведения этой процедуры. Она, позволяет выявлять область применимости применяемых методов расчёта, несомненно, повысить их достоверность, и уровень, а по сему должна стать неременным атрибутом создаваемых численных методов расчёта.

Предназначенные для этих целей экспериментальные данные должны быть по возможности полные и непременно сопровождаться реальным доверительным интервалом.

Список литературы

- [1] WILCOX D.C. Reassessment of the scale determining function for advance turbulence models // AIAA Journal. 1988. V. 19, № 2.

- [2] LAUNDER B.E., SHARMA B.I. Application of the energy dissipation model of the turbulence to the calculation of flow near a spinning disc // *Letters in Heat and Mass Transfer*. 1974. V. 1.
- [3] LAM C.K.G., BREMHORST K.A. Modified form of the $(k-\omega)$ model predicting wall turbulence // *J. Fluids Eng.* 1981. V. 103.
- [4] MENTER F.R. Improved two-equation $(k-\omega)$ turbulence models for aerodynamic flows // NASA TM-103975. 1992.
- [5] КУРБАЦКИЙ А.Ф. Введение в моделирование турбулентного переноса импульса и скаляра // Академическое издательство ГЕО. 2007.
- [6] UNMEEL B. МЕНТА Guide to Credible Computational Fluid Dynamics Simulations // AIAA - 95 - 2225, 26th AIAA Fluid Dynamics Conference. 1995.
- [7] JEAN M. DELERY A Strategy for code validation in high Mach number flows: The experimentalist point of view // *Proceedings of West East High Speed Flow Fields Conference*. 2003. pp. 1-12.
- [8] J.-A. DESIDERI, M. MARINI, J.PERIAUX Validation databases in mechanics: From the European space shuttle program Hermes to the European thematic network Flownet // *Proceedings Flow Dynamics and Aeronautics New Challenges Conference Dedicated to Pierre Perrier*. 2003. pp. 535-546.
- [9] БОСНЯКОВ С. М. Концепция программного продукта EWT-ЦАГИ и основные этапы её развития // *Международная конференция ЦАГИ*. 2004.
- [10] MARINI M. An Example of CFD Codes Verification and Validation in Aeronautics and Turbo machinery: The European Flownet Database Project // *Proceeding of the EWHSSF Conference Beijing, China, October 19 22*. 2005.
- [11] БРОДЕЦКИЙ М.Д., ДЕРУНОВ Е.К., ЗАБРОДИН А. В., ЛУЦКИЙ А. Е. Сопоставление расчётных и экспериментальных исследований обтекания комбинаций двух тел вращения // *Теплофизика и аэромеханика*. 1995. Т. 2, № 2, С.97-102.
- [12] BONEFOND T., KHARITONOV A.M., BRODETSKY M.D., VASENYOV L.G., ADAMOV N. Separation of winged vehicles in supersonics // *AIAA Paper 95-6092*. 1995.
- [13] АДАМОВ Н.П., БОННЕФОНД Т., БРОДЕЦКИЙ М.Д., ВАСЕНЕВ Л.Г., ДЕРУНОВ Е.К., ХАРИТОНОВ А.М. Экспериментальное исследование аэродинамической интерференции двухступенчатых крылатых систем при разделении. Ч.1. Методика проведения экспериментов. Распределенные аэродинамические характеристики // *Теплофизика и аэромеханика*. 1996. Т. 3, № 3.
- [14] АДАМОВ Н.П., БОННЕФОНД Т., БРОДЕЦКИЙ М.Д., ВАСЕНЕВ Л.Г., ДЕРУНОВ Е.К., ХАРИТОНОВ А.М. Пространственные сверхзвуковые течения при разделении двухступенчатых аэрокосмических систем // *ПМТФ*. 1997. № 1.
- [15] BRODETSKY M.D., DERUNOV E.K., KHARITONOV A.M., LUTSKY A. E. , ZABRODIN A. V. Interference in a supersonic flow around a combination of bodies // *Proceedings of the First Europe-US High Speed flow field Database Workshop, Part II, Naples, Italy, November 12-14*. 1997.
- [16] АДАМОВ Н.П., БРОДЕЦКИЙ М.Д., ЛУЦКИЙ А.Е. ХАРИТОНОВ А.М., ШЕВЕЛЬКО А.В. Расчёт сверхзвукового обтекания разделяющихся крылатых тел // *Препринт № 12 ИПМ РАН им. М.В. Келдыша, Москва*. 1999.
- [17] АДАМОВ Н.П., БРОДЕЦКИЙ М.Д., ХАРИТОНОВ А.М., ЗАБРОДИН А.В., ЛУЦКИЙ А.Е. Численное и физическое моделирование сверхзвукового обтекания разделяющихся крылатых тел // *Теплофизика и аэромеханика*. 2000. Т. 7, № 1.

-
- [18] KRAUSE E., LIMBERG W., KHARITONOV A.M., BRODETSKY M.D., HENZE A. An investigation of the ELAC1 configuration at supersonic speeds // J. Experiments in Fluids 26. 1999. P.4423-4436.
- [19] KHARITONOV A.M., BRODETSKY M.D., HENZE A., SCHRODER W., HELLER M., SACHS G., BREITSAMTER C., LASCHKA B. Experimental and Numerical Analysis of Supersonic Flow over ELAC-Configuration // in the book "Basic Research and Technologies for Two-Stage-to Orbit Vehicles" WILEY-VCH Verlag GmbH and Co. KGaA. 2001.
- [20] АДАМОВ Н.П., БРОДЕЦКИЙ Д., ВАСЕНЕВ Л.Г., ХАРИТОНОВ А.М. Сверхзвуковые пространственные течения при разделении двухступенчатых аэрокосмических систем // доклад на VIII Всероссийском съезде по теоретической и прикладной механике, Пермь, 23-29 августа. 2001.