УДК 532.516

РЕЖИМЫ ОБТЕКАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОФИЛЕЙ

Приходько А.А.[1], Полевой О.Б.[2], Пилипенко А.А.[2], Липатов И.И.[3], Тугазаков Р.Я.[3]

[1]*Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск, Украина*
[2]*Институт транспортных систем и технологий НАН Украины,"Трансмаг", Днепропетровск, Украина*
[3]*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская область, Россия*

Исследования выполнялись при частичной поддержке Государственного агентства по вопросам науки, инноваций и информатизации Украины в рамках украинско-российского проекта «Дослідження режимів трансзвукового нестаціонарного відривного та безвідривного обтікання аеродинамічних профілів» (№ гос. регистрации 0111U007247).

АННОТАЦИЯ

На основе нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, замкнутых с помощью дифференциальной модели турбулентности Spalart-Allmaras, проведено систематическое численное исследование трансзвукового обтекания профиля NACA 0012 в широком диапазоне чисел Маха набегающего потока и углов атаки. Выявлены физические особенности структуры стационарных и нестационарных полей течения, включая режим автоколебаний скачка уплотнения, предложены критерии идентификации отдельных режимов трансзвукового турбулентного обтекания аэродинамических профилей и проведена их классификация, составлена «карта» режимов трансзвукового турбулентного обтекания профиля NACA 0012 на плоскости параметров «число Маха набегающего потока – угол атаки».

ВВЕДЕНИЕ

Исследование трансзвуковых турбулентных течений имеет важное теоретическое и практическое значение при решении задач внешней и внутренней аэродинамики. Трансзвуковой диапазон скоростей является основным при обтекании несущих поверхностей и хвостового оперения летательных аппаратов, роторов вертолетов, воздухозаборников авиационных двигателей, в решетках компрессоров и диффузорах, в проточной части газовых турбин .

Особый интерес представляет трансзвуковое турбулентное обтекание неподвижного аэродинамического профиля при различных параметрах набегающего потока. Здесь могут наблюдаться локальные сверхзвуковые зоны, ударные волны и волны разрежения различной конфигурации, отрыв пограничного слоя, автоколебания скачка уплотнения, вызывающие крупномасштабные пульсации и нестационарность всего поля течения. Физические особенности такого течения приводят к возникновению различных режимов трансзвукового обтекания аэродинамических профилей. На сегодняшний момент подробно изучены лишь некоторые из них при больших дозвуковых числах Маха набегающего потока и малых углах атаки [1-3]. В этой связи представляет собой актуальную задачу проведение параметрических исследований в широком диапазоне чисел Маха набегающего потока и углов атаки; выработка классификации и критериев идентификации отдельных режимов трансзвукового турбулентного обтекания аэродинамических профилей.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

Численные исследования трансзвукового турбулентного обтекания аэродинамического профиля NACA 0012 выполнены в диапазоне чисел Маха невозмущенного потока M_∞=0,5÷0,95,

углов атаки $\alpha=0°\div25°$ при фиксированном числе Рейнольдса $Re=3{,}91\cdot10^6$.

Рассматриваемые течения моделируются с помощью двумерных нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, записанных в произвольных криволинейных координатах [4-6]. Для расчета коэффициента турбулентной вязкости использовалась однопараметрическая дифференциальная модель Spalart-Allmaras [7]. В качестве граничных условий на поверхности профиля задавались условия прилипания и отсутствия теплообмена. На внешней границе расчетной области значения параметров потока определялись на основе инвариантов Римана.

Дискретизация системы исходных уравнений Навье-Стокса выполнена с помощью конечно-объемного метода [4-6]. Для вычисления конвективных слагаемых использовалась схема Roe [8]. Второй порядок точности по пространству обеспечивался с помощью симметричного ограничителя потоков Jameson [9]. Выбор данного ограничителя потоков обусловлен тем, что он был разработан специально для течений с сильными разрывами, образующимися на ударных волнах.

При построении неявного алгоритма дискретный аналог исходных уравнений Навье-Стокса записывался относительно искомого приращения переменных на новом временном слое. Второй порядок точности по времени обеспечивался использованием трехслойной схемы. Полученная блочно-матричная система алгебраических уравнений решалась итерационным методом Гаусса-Зейделя [4, 10]. Описанный выше численный алгоритм реализован в рамках единого пакета программ [4, 11, 12].

Тестирование численного алгоритма было проведено на задачах, воспроизводящих режимы дозвукового слабо-сжимаемого обтекания; возникновения локальных сверхзвуковых зон малой интенсивности для низких чисел Маха; стационарного и нестационарного трансзвукового обтекания аэродинамических профилей [11-14]. Выполнено сравнение с результатами продувок в аэродинамических трубах и расчетами других авторов.

ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ЧИСЛЕННЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Физические особенности взаимодействия скачков уплотнения и волн разрежения с пограничным слоем и следом приводят к возникновению различных режимов трансзвукового турбулентного обтекания аэродинамических профилей.

Для иллюстрации особенностей взаимодействия скачков уплотнения и волн разрежения с пограничным слоем и следом за профилем NACA 0012 на рис.1 и 2 представлены численные шлирен-фотографии, полученные на основе распределения градиента плотности.

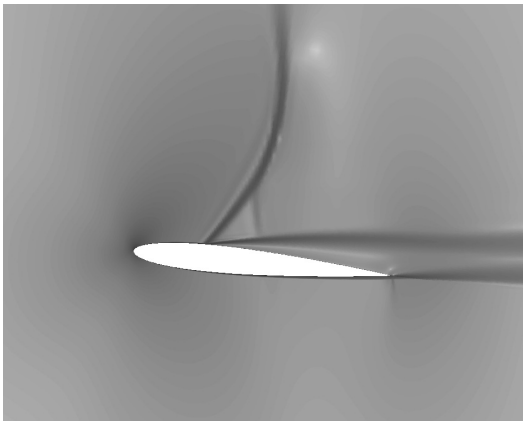
На рис.1а представлен односкачковый режим обтекания с наличием лямбда-ножки на подветренной стороне профиля. За косым скачком отрыва течение остается сверхзвуковым. Тыльный нормальный скачок замыкает образующуюся маховскую конфигурацию ударных волн.

Трансзвуковое обтекание симметричных и двояковыпуклых профилей при малых углах атаки приводит к возникновению двухскачковых режимов. Интенсивность скачков уплотнения, их расположение на профиле, взаимодействие с турбулентным пограничным слоем существенно различны. На подветренной стороне возникает, как правило, отрывная зона, в то время как на наветренной стороне течение обычно безотрывное. Данные режимы являются классическими и хорошо изучены [2-4].

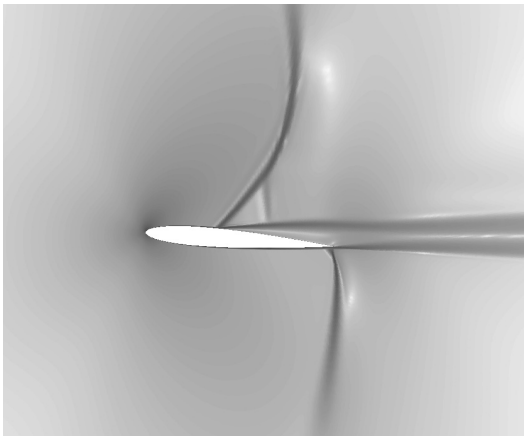
Необычная конфигурация скачков уплотнения была получена для $M_\infty = 0.855$, $\alpha = 5°$ (рис.1б). Данный режим относится к двухскачковому со смешанным расположением ударных волн. Верхний скачок соответствует односкачковому режиму с наличием лямбда-ножки, аналогично рис.1а. На нижней стороне профиля локальная сверхзвуковая зона простирается вдоль всей хорды, замыкаясь нормальным хвостовым скачком (без лямбда-ножки).

С увеличением числа Маха набегающего потока возникают симметричный и несимметричный двухскачковые режимы с наличием хвостовых скачков уплотнения. Характерной особенностью данных режимов является одновременное наличие лямбда-ножек, взаимодействующих с пограничным слоем на профиле и следом. Сверхзвуковые потоки, сходящие с наветренной и подветренной сторон под некоторым углом, приводят к образованию косых скачков уплотнения на задней кромке. Наличие угла между взаимодействующими потоками, обусловленного формой профиля, делает невозможным образование нормальных хвостовых скачков уплотнения. Замыкающие тыльные

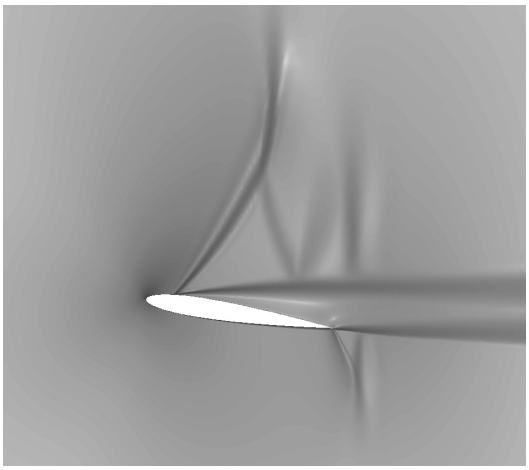
скачки уплотнения могут располагаться как в непосредственной близости обтекаемого профиля, так и в дальнем следе.



а) M_∞=0,825, α=6,2°

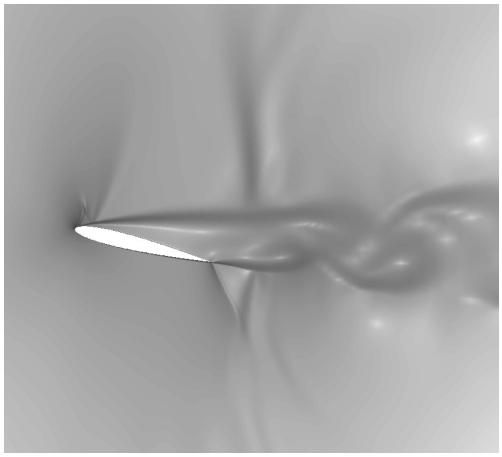


б) M_∞=0,855, α=5°

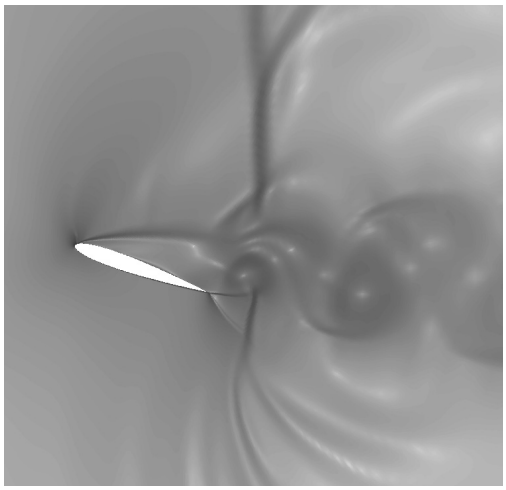


в) M_∞=0,825, α=10°

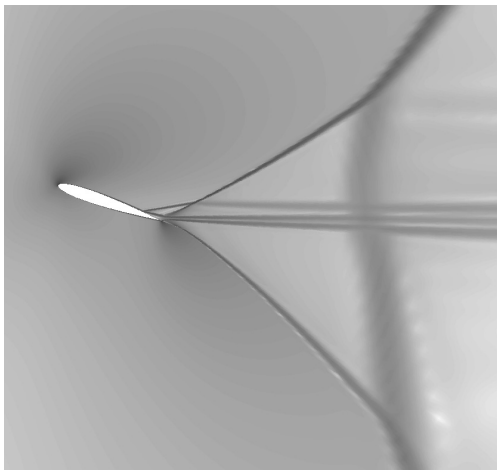
Рис.1 Численные «шлирен-фотографии» для докритических режимов обтекания.



а) M_∞=0,8, α=15°



б) M_∞=0,8, α=20°



в) M_∞=0,9, α=20°

Рис.2 Численные «шлирен-фотографии» для закритических режимов обтекания.

Конфигурация, состоящая из нескольких скачков уплотнения и волн разрежения, приведена на рис.1в. Оба скачка уплотнения, образующие лямбда-ножку, в отличие от ранее рассмотренных случаев, являются косыми. Течение за тыльным скачком остается сверхзвуковым, что приводит к формированию веера волн разрежения. Дополнительная сверхзвуковая зона на подветренной стороне замыкается прямым скачком уплотнения, взаимодействующим со следом за профилем. На наветренной стороне от задней кромки возникает еще один веер волн разрежения, и затем прямой скачок.

С увеличением числа Маха данная конфигурация трансформируется. Скачки уплотнения сдвигаются ниже по потоку, так что тыльный скачок на подветренной стороне взаимодействует со следом за профилем. В следе образуется прогиб, приводящий к образованию веера волн сжатия, переходящих в тыльный скачок. На нижней стороне аналогично предыдущему случаю образуется веер волн разрежения от задней кромки, но скачки уплотнения здесь имеют характерную лямбда-ножку.

При закритических углах атаки ($\alpha \geq 15°$) реализуются нестационарные режимы обтекания, возникающие из-за колебаний в следе за профилем (рис.2а, 2б). На подветренной стороне профиля зарождается ряд отдельных вихрей. Сверхзвуковые зоны и сверху и снизу распространяются далеко за профиль. Замыкающие скачки уплотнения взаимодействуют со следом. Колебания всего поля течения приводят к небольшим осцилляциям скачка уплотнения вблизи носика профиля.

С ростом числа Маха набегающего потока нестационарные колебания в следе за профилем гасятся за счет локальных сверхзвуковых зон, простирающихся вдоль всей хорды как на наветренной, так и подветренной стороне профиля. На рис.2в представлен режим обтекания, где реализовывалось взаимодействие хвостовых ударных волн со скачком уплотнения, вызванным отрывом потока вблизи задней кромки Число Маха набегающего потока было достаточно высоким $M_\infty = 0.9$, большую интенсивность имеют не только скачки уплотнения, но и контактный разрыв, располагающийся над следом за профилем.

Зона автоколебания ударных волн находится полностью в рамках односкачкового режима. Идентификация данного режима осуществлялась по периодическим колебаниям АДХ большой амплитуды для докритических углов атаки.

КЛАССИФИКАЦИЯ РЕЖИМОВ ТРАНСЗВУКОВОГО ТУРБУЛЕНТНОГО ОБТЕКАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОФИЛЕЙ

С целью идентификации отдельных режимов обтекания в настоящей работе на основе анализа полученных результатов, экспериментальных и расчетных данных других авторов предложены классификационные критерии, которые состоят из нескольких групп.

1. Наличие локальных сверхзвуковых зон (ЛСЗ):

• полностью дозвуковое течение;

• возникновение и исчезновение ЛСЗ во время колебания поля течения;

• наличие ЛСЗ для всех моментов времени.

2. Стационарность или нестационарность поля течения:

• стационарное обтекание (безотрывное обтекание либо небольшая отрывная стационарная зона вблизи задней кромки или скачка уплотнения);

• автоколебания ударной волны;

• нестационарное закритическое обтекание (точка отрыва совершает колебания на подветренной стороне);

• квазистационарный режим (точка отрыва фиксирована либо совершает малые колебания вблизи носика профиля);

• нестационарные колебания, вызванные взаимодействием скачков уплотнения со следом за профилем.

3. Конфигурации скачков уплотнения:

• безскачковый режим (дозвуковое обтекание либо ЛСЗ слабой интенсивности);

• односкачковый режим с криволинейной ударной волной;

• односкачковый режим с лямбда-ножкой;

• двухскачковый режим с криволинейными ударными волнами;

• двухскачковый режим с хвостовыми скачками уплотнения;

• двухскачковые режимы со смешанным расположением ударных волн;

• расположение скачков уплотнения за аэродинамическим профилем;

• сложные конфигурации скачков уплотнения, включающие систему ударных волн, волн разрежения и сжатия.

4. Характер взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем:

• стационарное безотрывное взаимодействие;

• стационарное взаимодействие с отрывом потока;

• нестационарное взаимодействие, связанное с автоколебаниями ударной волны;

• нестационарное взаимодействие, связанное с системой вихрей в отрывной зоне на подветренной стороне;

• взаимодействие скачков уплотнения со следом за профилем;

• взаимодействие системы скачков уплотнения с пограничным слоем и следом за профилем.

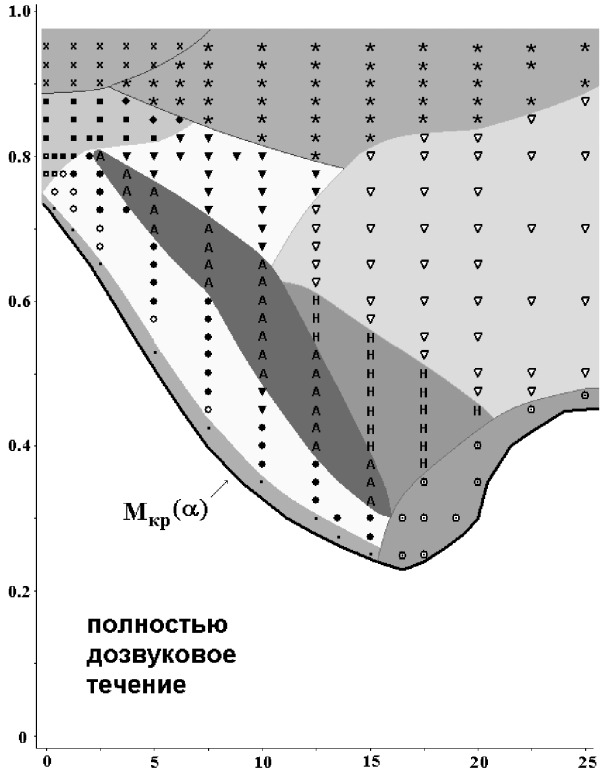


Рис.3 Полностью дозвуковое течение.

5. Изменения по времени значений интегральных аэродинамических характеристик (АДХ):

• стационарные значения АДХ;

• периодические либо хаотические значения колебаний АДХ;

• амплитуда колебаний значений АДХ.

На основе полученных данных в соответствии с предложенными критериями составлена «план-карта» расположения отдельных режимов для чисел Маха M_∞=0,2÷0,95 и углов атаки α=0°÷25° (рис.3) [15].

Полностью дозвуковое течение находится в нижней части «план-карты» и соответствует умеренным числам Маха набегающего потока.

Табл.1 Таблица условных обозначений режимов обтекания профиля NACA 0012.

Символ	Описание конфигурации
▪	ЛСЗ слабой интенсивности без скачков
O	Односкачковый режим (без отрыва)
●	Односкачковый режим (с отрывом)
▼	Односкачковый режим с лямбда-ножкой
A	Автоколебания скачка уплотнения
□	Двухскачковый режим (без отрыва)
■	Двухскачковый режим (с отрывом)
♦	Двухскачковый режим (λ + хвостовой)
×	Двухскачковый режим с хвостовыми скачками
*	Системы ударных волн и волн разрежения
H	Неустойчивость отрыва на подветренной стороне
∇	Колебания в следе за профилем
⊙	Возникновение и исчезновение ЛСЗ

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса проведены численные параметрические исследования трансзвуковых течений вблизи аэродинамического профиля NACA 0012 в диапазоне чисел Маха M_∞=0,2÷0,95, углов атаки α=0°÷25° и числе Рейнольдса $Re=3{,}91\cdot10^6$.

Рассмотрены физические особенности взаимодействия ударной волны с турбулентным пограничным слоем для режима автоколебания скачка уплотнения на профиле NACA 0012, выработаны классификационные признаки отдельных режимов обтекания аэродинамических профилей. Составлена «карта» режимов трансзвукового турбулентного обтекания профиля NACA 0012 на плоскости «число Маха набегающего потока - угол атаки».

ЛИТЕРАТУРА

1. Nieuwland G. Y. Transonic airfoils: Recent developments in theory, experiment and design / G. Y. Nieuwland, B. M. Spee // Annu. Rev. Fluid Mech. – 1973. – Vol. 5. – P. 119-150.
2. Петров К. П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. − М.: Машиностроение, 1985. − 272 с.
3. Коул Дж. Трансзвуковая аэродинамика. − М.: Мир, 1989. − 360 с.
4. Приходько А.А. Компьютерные технологии в аэрогидродинамике и тепломассообмене. − К.: Наукова думка, 2003. − 380 с.
5. Pulliam T. H. Efficient solution methods for the Navier-Stokes equations. − Lecture Series, Von Karman Institute, Belgium, 1985. − 98 p.
6. Tannehill J. C. Computational fluid mechanics and heat transfer. − New York, Taylor & Francis, 1997. − 785 p.
7. Spalart P. R., Allmaras S. R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flow // AIAA Paper. − 1992. − N 92-0439. − 22 p.
8. Roe P. L. Characteristic-based schemes for the Euler equations // Annu. Rev. Fluid Mech. – 1986. − Vol. 18. − P. 337-365.
9. Jameson A. Analysis and design of numerical schemes for gas dynamics 1: Artificial diffusion, upwind biasing, limiters and their effect on accuracy and multigrid convergence // Intern. Jour. Comp. Fluid Dynamics. − 1995. − Vol.4. − P. 171-218.
10. Самарский А. А. Теория разностных схем. − М.: Наука, 1977. − 656 с.
11. Полевой О. Б., Приходько А. А.Численное моделирование управления отрывом сверхзвукового трехмерного потока при обтекании стреловидных углов сжатия // Аэрогидродинамика: проблемы и перспективы. − Харьков: ХАИ. − 2006. − Вып. 2. − С. 101–119.
12. Приходько А.А., Полевой О. Б., Пилипенко А.А. Численное исследование возникновения и развития локальных сверхзвуковых зон при дозвуковом обтекании профиля NACA 0012 // Вісник Дніпропетровського університету. − 2008. − Т.16. − № 5. − Вип.11. − С. 19-30.
13. Приходько А.А., Полевой О. Б., Пилипенко А.А. Численное моделирование нестационарных трансзвуковых турбулентных отрывных течений при обтекании профилей // Тези науково-практичної конференції «Комп'ютерна гідромеханіка», Київ.: Інститут гидромаханіки, 2008. − С. 41.
14. Пилипенко А.А. О значениях критического числа Маха набегающего потока при трансзвуковом обтекании аэродинамических профилей // Вісник Дніпропетровського університету. − 2009. − Т.17. − № 5. − Вип.13. − С. 17-27.
15. Пилипенко А.А., Полевой О.Б., Приходько А.А. Численное моделирование влияния числа маха и угла атаки на режимы трансзвукового турбулентного обтекания аэродинамических профилей // Ученые записки ЦАГИ. 2012. Т. 43, №1. - С. 1-31.