

Численное моделирование обтекания крыла конечного размаха с аэродинамическим профилем NASA-2406 потоком несжимаемой жидкости при малых числах Маха

А.В. Печенюк
ООО “Digital Marine Technology”
andrew@digitalmarine.net

Исследование обтекания крыльев с аэродинамической профилировкой традиционно связано с интересами авиационной промышленности. Закономерно, что по мере прогресса авиационной техники задачи отработки авиационных профилей менялись. В настоящее время большинство проводимых экспериментальных, теоретических и численных исследований такого характера направлено в основном на изучение обтекания крыльев в диапазоне чисел Маха, при которых в потоке имеют место значительные эффекты сжимаемости. Однако имеется большое количество экспериментальных данных, накопленных в 30-50 годы XX столетия, которые рассматривают задачи нахождения силовых характеристик и оптимизации обтекания аэродинамически профилированных крыльев при малых числах Маха, когда жидкость можно полагать полностью несжимаемой. К таким исследованиям относится и продувка профиля NASA-2406, выполненная лабораторией LMAL – NASA в трубе переменной плотности в 1931 году. Результаты эксперимента были опубликованы в нашей стране в сборнике [1].

Изучение обтекания крыла с подобной профилировкой потоком несжимаемой жидкости сегодня не потеряло своей актуальности в задачах проектирования морских гребных винтов. Обтекание лопасти гребного винта во многом подобно обтеканию крыла конечного размаха. Аэродинамические профили, в том числе NASA-2406, находят применение при профилировании лопастей некавитирующих гребных винтов, так как их гидродинамические качества способствуют получению высоких коэффициентов полезного действия. Поэтому численное моделирование обтекания подобных авиационных профилей является важным для изучения гидродинамики гребных винтов и может рассматриваться как шаг на пути решения более сложной задачи численного моделирования их работы.

Профиль NASA-2406 (см. рис. 1) имеет следующие геометрические характеристики:

- относительная толщина $\bar{c} = 0.06$;
- относительная вогнутость $\bar{f} = 0.02$;
- относительное положение максимальной вогнутости $\bar{x}_f = 0.40$.

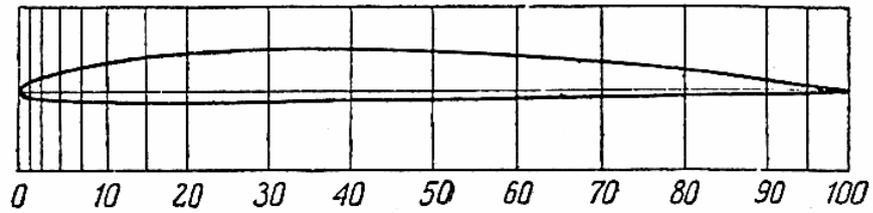


Рис. 1. Профиль NASA-2406

Геометрические характеристики профиля в процентах от хорды следующие.

x	0	1.25	2.5	5	7.5	10	15	20
$y_в$	0	1.11	1.57	2.28	2.81	3.24	3.90	4.37
$y_н$	0	-0.80	-1.04	-1.29	-1.40	-1.45	-1.44	-1.37
y_{cp}	0	0.155	0.265	0.495	0.705	0.895	1.230	1.500
h	0	1.91	2.61	3.57	4.21	4.69	5.34	5.74

x	25	30	40	50	60	70	80	90	95
$y_в$	4.69	4.88	4.90	4.60	4.08	3.35	2.44	1.35	0.73
$y_н$	-1.25	-1.12	-0.90	-0.70	-0.49	-0.33	-0.20	-0.11	-0.08
y_{cp}	1.720	1.880	2.000	1.950	1.795	1.510	1.120	0.620	0.325
h	5.94	6.00	5.80	5.30	4.57	3.68	2.64	1.46	0.84

Эксперимент выполнен в трубе переменной плотности диаметром 1.52 м (критическое число Рейнольдса 150000) на прямоугольной модели крыла размерами 127 × 762 мм ($\lambda = 6$). Скорость набегающего потока в эксперименте составляла 21.1 м/с, $Re = 3120000$, $M = 0.06$.

Геометрия расчетных вариантов “Flow Vision” была подготовлена в максимально возможном приближении к условиям эксперимента (см. рис. 2).

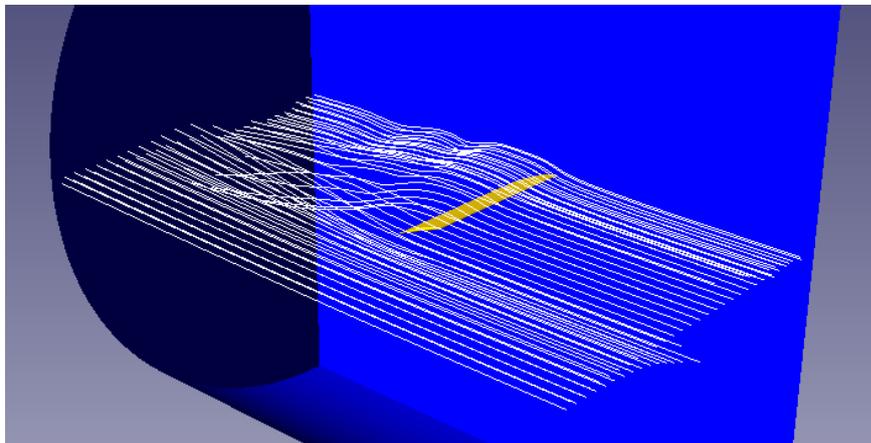


Рис. 2. Расчетный вариант “Flow Vision”, трехмерная задача

Расчеты выполнены для трехмерной задачи при $\lambda = 6$, как это показано на рис. 2, и для двумерной задачи при $\lambda = \infty$ с тем, чтобы иметь возможность сопоставить результаты трехмерных расчетов с результатами эксперимента, а двумерных – с результатами расчетов силовых характеристик крыла по теоретическим зависимостям.

При численном моделировании была использована модель несжимаемой жидкости со стандартной k- ϵ моделью турбулентности. Ввиду отсутствия необходимых данных о параметрах начальной турбулентности набегающего потока в эксперименте, в расчетах турбулентная энергия и скорость ее диссипации для набегающего потока были вначале приняты равными нулю, что оказалось не вполне корректным и потребовало некоторых дополнительных проработок, которые рассмотрены далее в докладе.

Расчетная сетка вариантов формировалась на основе начальной сетки с последующей многоуровневой адаптацией по поверхности модели крыла (адаптация по граничному условию). В ходе расчета, после некоторой стабилизации решения в границах расчетной области, сетка дополнительно измельчалась по условию максимального градиента давления в потоке около крыла. Общим для расчетов с разными углами атаки было окончательное число дополнительных ячеек каждого уровня адаптации (способы задания расчетной сетки “Flow Vision” подробно описаны в [2]). Изображение окончательной расчетной сетки трехмерного варианта представлено на рис. 3.

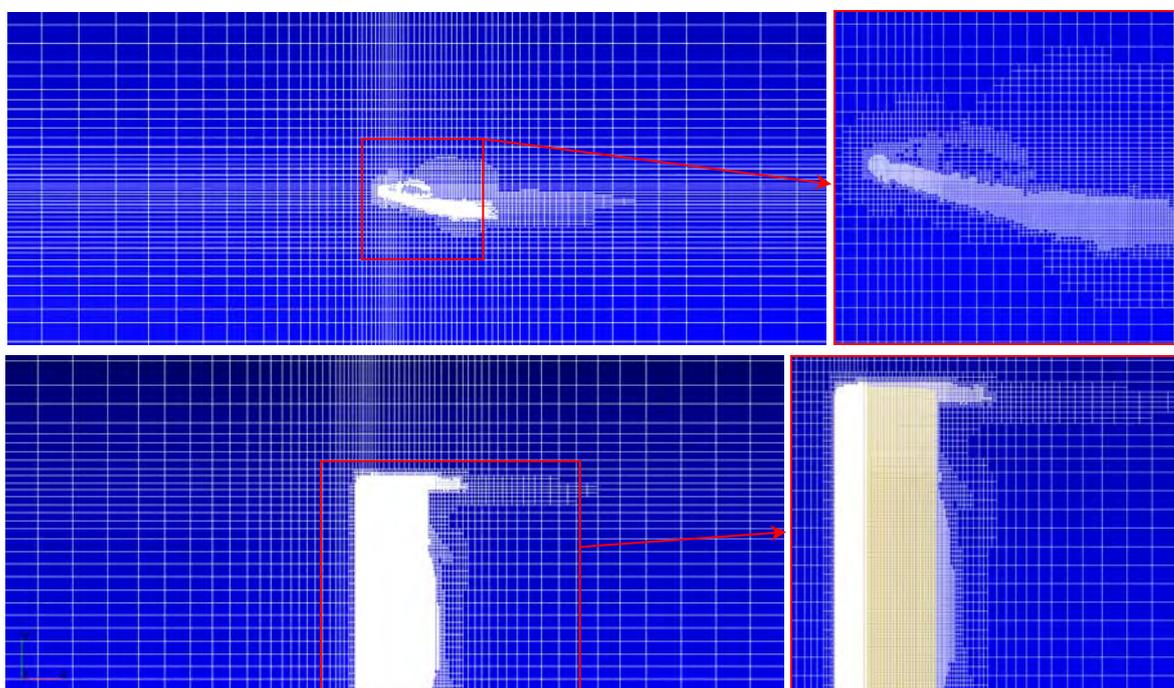


Рис. 3. Сетка трехмерного расчета при $\alpha = 18^\circ$

Следует отметить, что в трехмерных расчетах, по мнению автора, сетка не была достаточно подробной для полной реализации возможностей программного комплекса и используемой модели турбулентности, что, очевидно, могло повлиять на качество моделирования физических процессов обтекания крыла, особенно при наличии отрыва

пограничного слоя. Сложность создания достаточно подробной расчетной сетки в настоящее время заключается в ограничении по объему оперативной памяти ЭВМ, которая может быть использована комплексом “Flow Vision”, что накладывает определенные ограничения на общее число расчетных ячеек сетки.

Для двумерного расчета необходимо разбивать сетку только по двум направлениям, поэтому измельчение сетки вблизи крыла может быть намного более подробным в рамках указанных выше ограничений. Это позволяет в полной мере реализовать в расчете крыла бесконечного размаха возможности адаптивного измельчения сетки по заданному условию. На рис. 4 представлено изображение расчетной сетки двумерного расчета крыла при максимальном достигнутом измельчении.

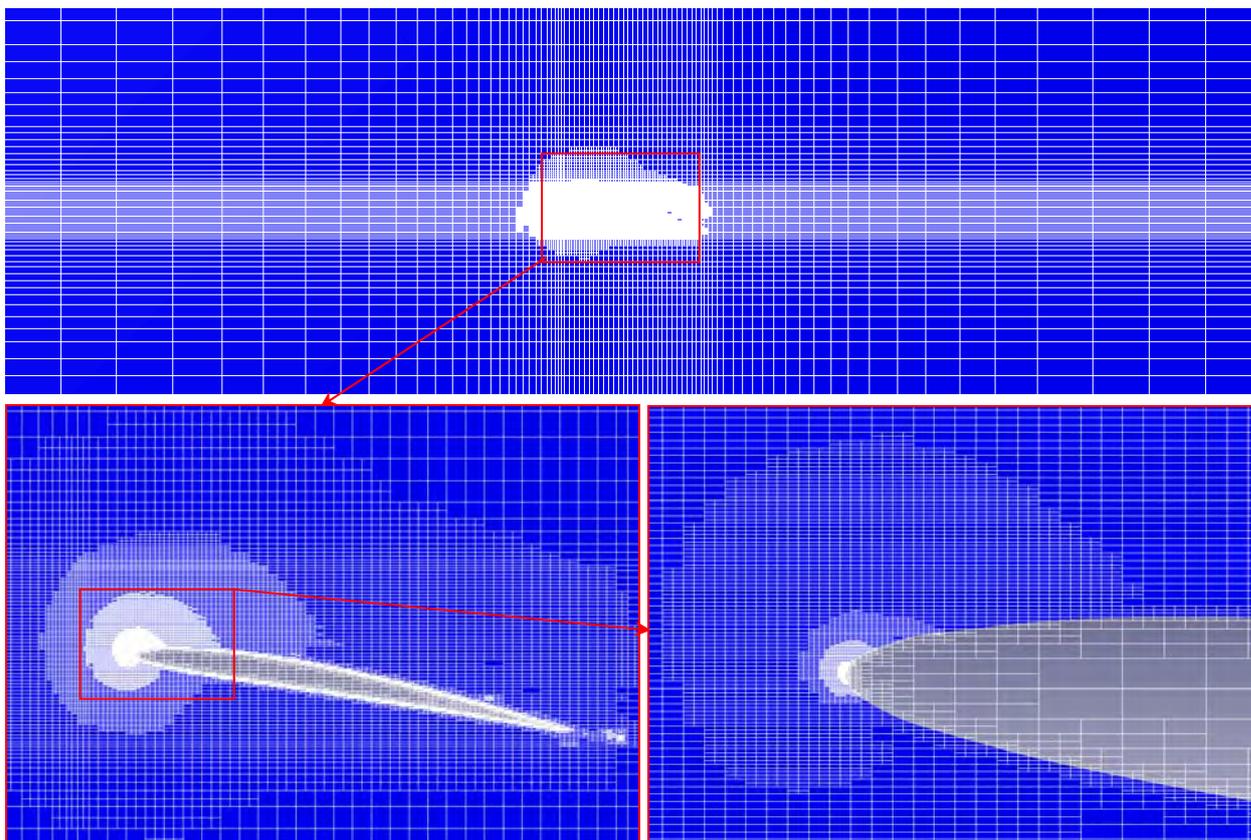


Рис. 4. Сетка двумерного расчета при $\alpha = 10^\circ$

Переходя к результатам выполненных расчетов, рассмотрим их совместно с основными теоретическими сведениями об обтекании крыльев несжимаемой жидкостью и экспериментальными результатами. Изложенные ниже теоретические сведения приведены в основном по данным соответствующих разделов [3] и [4].

В наиболее упрощенном виде поток, обтекающий крыло, можно представить как потенциальное течение с циркуляцией (см. рис. 5, а). Этот поток получается из обычного потенциального потока без циркуляции (рис. 5, б) путем наложения на последний циркуляционного потока (рис. 5, в), вследствие чего при обтекании крыла также возникает циркуляция. С циркуляцией тесно связано возникновение подъемной силы

крыла. Без всякого расчета легко видеть, что при наложении циркуляционного потока на обычный потенциальный поток скорость последнего над крылом увеличивается, а под крылом, наоборот, уменьшается. Согласно уравнению Бернулли это означает, что над крылом давление уменьшается, а под крылом увеличивается, следовательно, возникает сила, действующая на крыло снизу вверх, то есть подъемная сила. Н.Е. Жуковский теоретическим путем показал, что подъемная сила крыла прямо пропорциональна циркуляции.

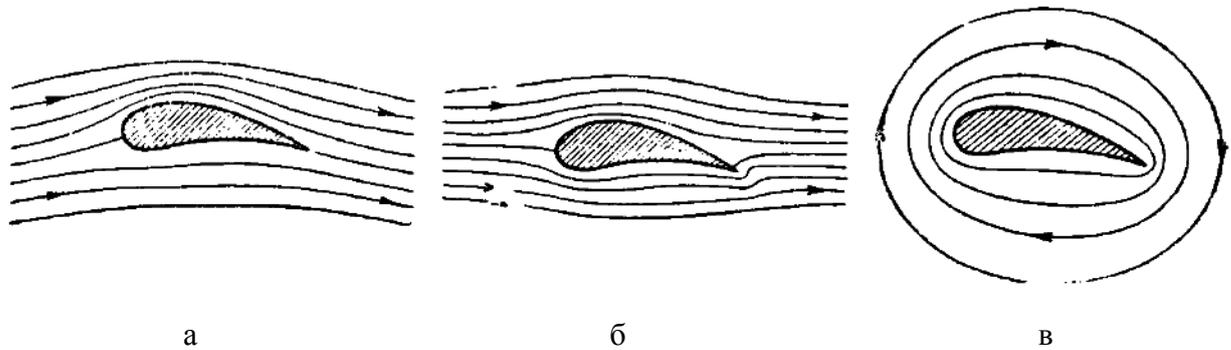


Рис. 5. Поток около крыла:

а – потенциальное течение с циркуляцией; б – потенциальное течение без циркуляции; в – циркуляционный поток

Это объяснение принципа действия крыла, к сожалению, не является достаточно общим, так как сформулировано для двухсвязной области. Для того чтобы от присутствия крыла область пространства сделалась двухсвязной, необходимо, чтобы крыло с боковых торцов было ограничено двумя параллельными стенками или чтобы крыло простиралось в обе стороны до бесконечности. Для реальных крыльев ни одно из этих условий не соблюдается. Тем не менее, циркуляция и подъемная сила возникают и в этом случае. Они возникают вследствие отрыва вихрей, образующихся из поверхности раздела с поперечным скачком скорости.

Изучение принципов работы крыла с учетом отрыва от него вихрей первоначально было связано с анализом экспериментальных данных. В экспериментах для получения силовых характеристик крыла результирующая сила сопротивления R разлагается на две составляющие: либо на подъемную силу Y и лобовое сопротивление X , действующие в направлениях, перпендикулярном и параллельном направлению движения, либо на нормальную силу N и касательную силу T , действующие в направлениях, перпендикулярном и параллельном хорде профиля. В вычислениях обычно используют безразмерные коэффициенты указанных выше сил (см. рис. 6), которые относят к площади наибольшей проекции крыла. В случае прямоугольного крыла эта площадь равна произведению размаха и хорды.

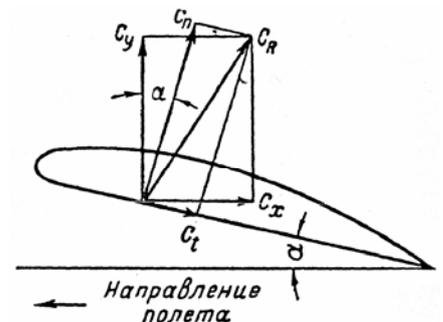


Рис. 6. Разложение полной аэродинамической силы

Картина течения вокруг крыла зависит от угла атаки α , поэтому коэффициенты c_y , c_x , c_n и c_t являются функциями угла атаки α крыла при определенном его относительном удлинении λ . В области небольших углов атаки обтекание крыла происходит безотрывно (см. рис. 7), с увеличением углов атаки на поверхности крыла возникает и развивается отрыв пограничного слоя (см. рис. 8 – 9). Как только возникает отрыв, вследствие вихреобразования, лобовое сопротивление значительно повышается, а подъемная сила, наоборот, снижается.

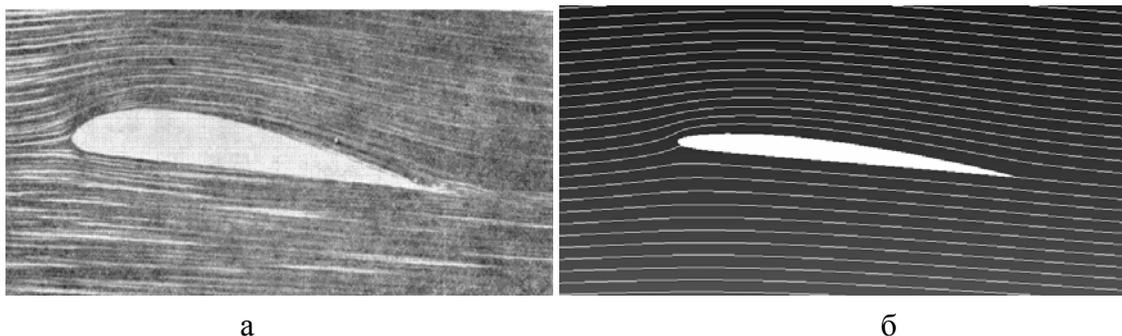


Рис. 7. Безотрывное обтекание крыла при малых углах атаки:

а – эксперимент с толстым профилем; б – численный расчет NACA-2406, $\alpha = 6^\circ$, $\lambda = 6$

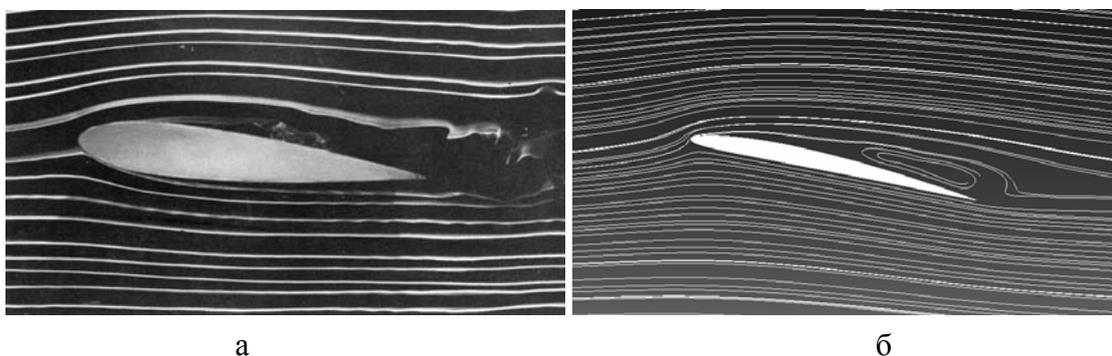


Рис. 8. Появление отрыва на верхней поверхности крыла:

а – эксперимент с симметричным профилем, имеющим относительную толщину 15% при $\alpha = 6^\circ$; б – численный расчет NACA-2406, $\alpha = 12^\circ$, $\lambda = 6$

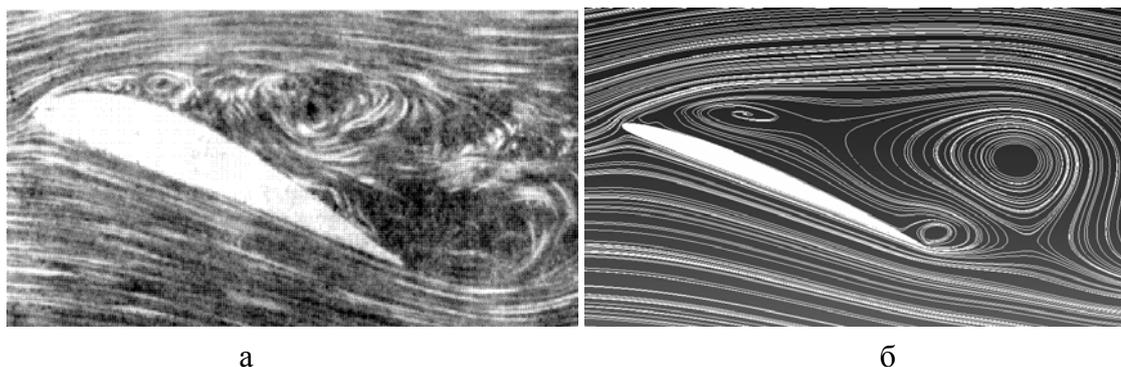


Рис. 9. Развитый отрыв на больших углах атаки крыла:

а - эксперимент с толстым профилем; б – численный расчет НАСА-2406, $\alpha = 22^\circ$, $\lambda = 6$

Максимальная подъемная сила крыла имеет место при том угле атаки, после превышения которого происходит срыв потока на верхней стороне профиля. Аэродинамические свойства крыла при любом профиле сечения также зависят от относительного размаха или удлинения λ . Отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления или качество крыла оказывается тем выше, чем больше его относительный размах. При этом с точки зрения теории наиболее простым случаем является обтекание крыла бесконечного размаха. Практически условия обтекания такого крыла осуществляются на крыле конечного размаха, вплотную прилегающего своими боковыми концами к двум параллельным стенкам при отсутствии на них трения. Как уже сказано выше, установившееся движение жидкости без трения около такого крыла представляет собой потенциальное течение с циркуляцией.

На этой теории основано большое число расчетных методов, использующих метод конформного отображения, первые из которых разработаны Жуковским и Кутта. В этих методах теоретическое лобовое сопротивление равно нулю, так как действительное лобовое сопротивление в основном обусловлено трением. Действительная подъемная сила несколько меньше теоретической, что также объясняется трением, влияние которого равносильно небольшому уменьшению угла атаки (пограничный слой на верхней стороне крыла по мере приближения к его задней кромке утолщается, это уменьшает циркуляцию, что равносильно уменьшению угла атаки). В области углов атаки, соответствующих безотрывному обтеканию, теоретическое распределение давления вдоль профиля Жуковского хорошо совпадает с практически измеренным распределением давления, если только учесть упомянутое уменьшение угла атаки.

Наряду с перечисленными способами расчета обтекания крыла, разработаны приближенные способы, основанные на замене крыла системой вихрей, расположенных в горизонтальной плоскости (вообще говоря, крыло следует заменять системой вихрей, расположенных на поверхности, проходящей через средние линии профилей, образующих крыло, но это вносит очень большие математические трудности). Этот способ, который может быть применен также к трехмерным задачам, для двумерных задач дает особенно простые соотношения. Так, например, для зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки получается следующая формула:

$$c_y = 2\pi \left(\alpha + \frac{2 \cdot f}{b} \right), \text{ где:}$$

b - хорда профиля;

f - максимальная вогнутость средней линии, принимаемой за дугу окружности.

Если сопоставить коэффициент подъемной силы крыла бесконечного размаха с профилем НАСА-2406, рассчитанный по приведенной выше формуле и полученный численным методом, а также экспериментальное его значение и результат численного расчета при $\lambda = 6$ для угла атаки 10° , то получим следующее.

Угол атаки α	Коэффициент подъемной силы c_y			
	вихревой метод, $\lambda = \infty$	“Flow Vision”, $\lambda = \infty$	эксперимент NACA, $\lambda = 6$	“Flow Vision”, $\lambda = 6$
10°	1.347	1.130	0.840	0.860

Из сопоставления видно, что при $\lambda = \infty$ коэффициент подъемной силы, полученный численным методом в модели несжимаемой жидкости, приблизительно на 20% ниже, чем рассчитанный приближенным вихревым методом, не учитывающим вязкость течения. Исходя из рис. 10, на котором показано соотношение между коэффициентами подъемной силы профиля Жуковского, один из которых получен теоретически без учета трения, а второй – путем эксперимента, это вполне типичная ситуация.

Другой вывод из выполненного сопоставления коэффициентов подъемной силы заключается в большой их разнице для бесконечного крыла и крыла конечного размаха. Теоретически это объясняется наличием в случае крыла конечного размаха индуктивного сопротивления.

Если крыло имеет конечный размах, то на задней его кромке образуется поверхность раздела. Края этой поверхности свертываются, вследствие чего возникают два вихря, простирающиеся позади крыла на протяжении всего его пути (рис. 11). Энергия, затрачиваемая на существование этих вихрей, обуславливает наличие индуктивного сопротивления даже при движении в жидкости, лишенной трения.

Механизм индуктивного сопротивления можно объяснить следующим образом. При обтекании крыла конечного размаха вдали перед крылом направление потока совпадает с направлением его движения. Затем постепенно поток начинает скашиваться, причем наибольший скос имеет место за крылом. Вблизи самого крыла вихревые нити, образующиеся на обоих концах крыла, отбрасывают вниз с некоторой скоростью w набегающий на крыло со скоростью v поток воздуха. Последний вследствие этого перекашивается вблизи крыла на некоторый угол $\Delta\alpha$ (рис. 12), и крыло как бы находится в потоке с направлением скорости движения v_1 , а не v .

Угол $\Delta\alpha$ называется углом скоса потока; величина его зависит от величины дополнительной скорости w , обусловленной действием вихрей. Из-за наличия скоса потока фактический угол атаки крыла уменьшается на величину $\Delta\alpha$, вследствие чего

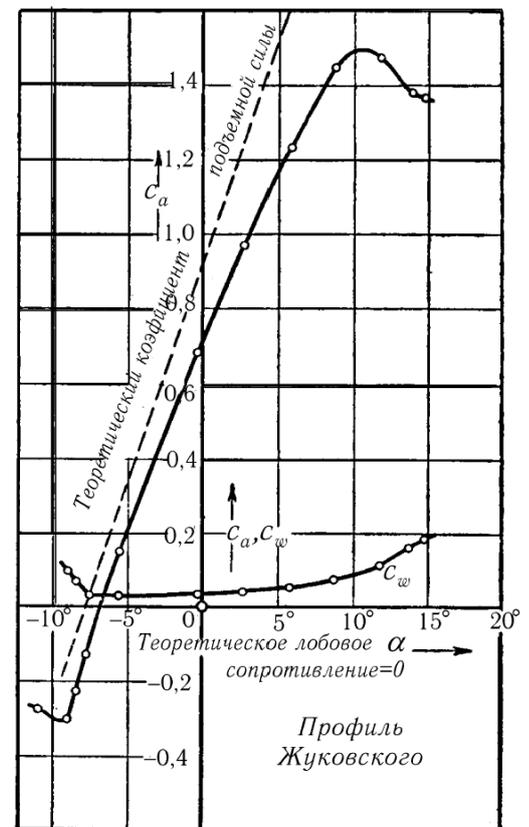


Рис. 10. Коэффициенты сил при плоском обтекании крыла

полная аэродинамическая сила, направление которой в невязкой жидкости должно быть перпендикулярно направлению движения, также отклонится на угол $\Delta\alpha$ от перпендикуляра к направлению движения. Разложив полную аэродинамическую силу по двум направлениям – перпендикулярно к линии движения и вдоль этой линии, получим действующую в направлении скорости v силу X_i , называемую индуктивным сопротивлением.

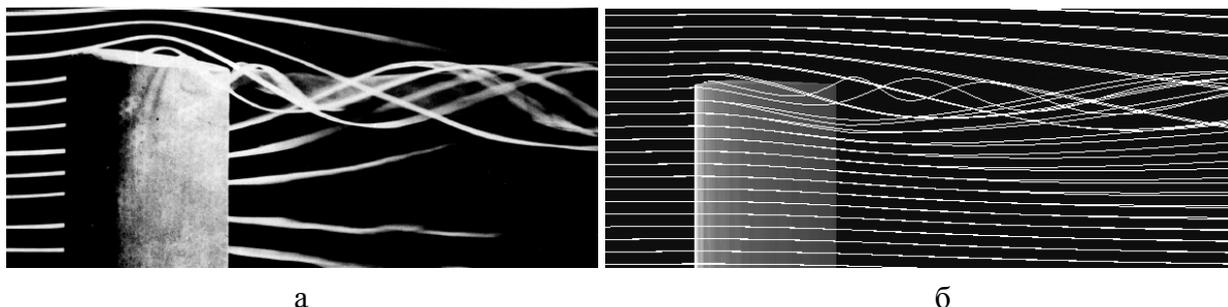


Рис. 11. Вихрь на конце крыла конечного размаха:

а – эксперимент с дымовой визуализацией; б - численный расчет NASA-2406, визуализация построением пространственных линий тока

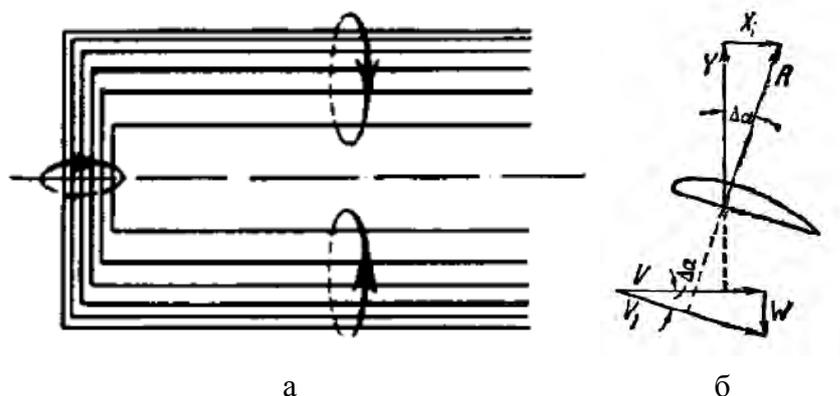


Рис. 12. К пояснению возникновения индуктивного сопротивления:

а – система вихрей, заменяющая крыло; б – схема сил и скоростей при скосе потока

Таким образом, численное моделирование крыла конечного размаха, то есть в условиях, близких к условиям проведения эксперимента, подразумевает решение более сложной задачи, чем в случае крыла бесконечного размаха, а силовые характеристики обтекания крыла включают его индуктивное сопротивление. Корректное моделирование индуктивного сопротивления и скоса потока представляет большой практический интерес, так как они тесно связаны с формой крыла в плане и за счет этого поддаются оптимизации.

Рассмотрим результаты численного моделирования обтекания крыла конечного размаха (трехмерная постановка задачи) в сопоставлении с данными эксперимента НАСА. Соответствующие графики зависимости коэффициента подъемной силы и сопротивления крыла от угла атаки представлены на рис. 13.

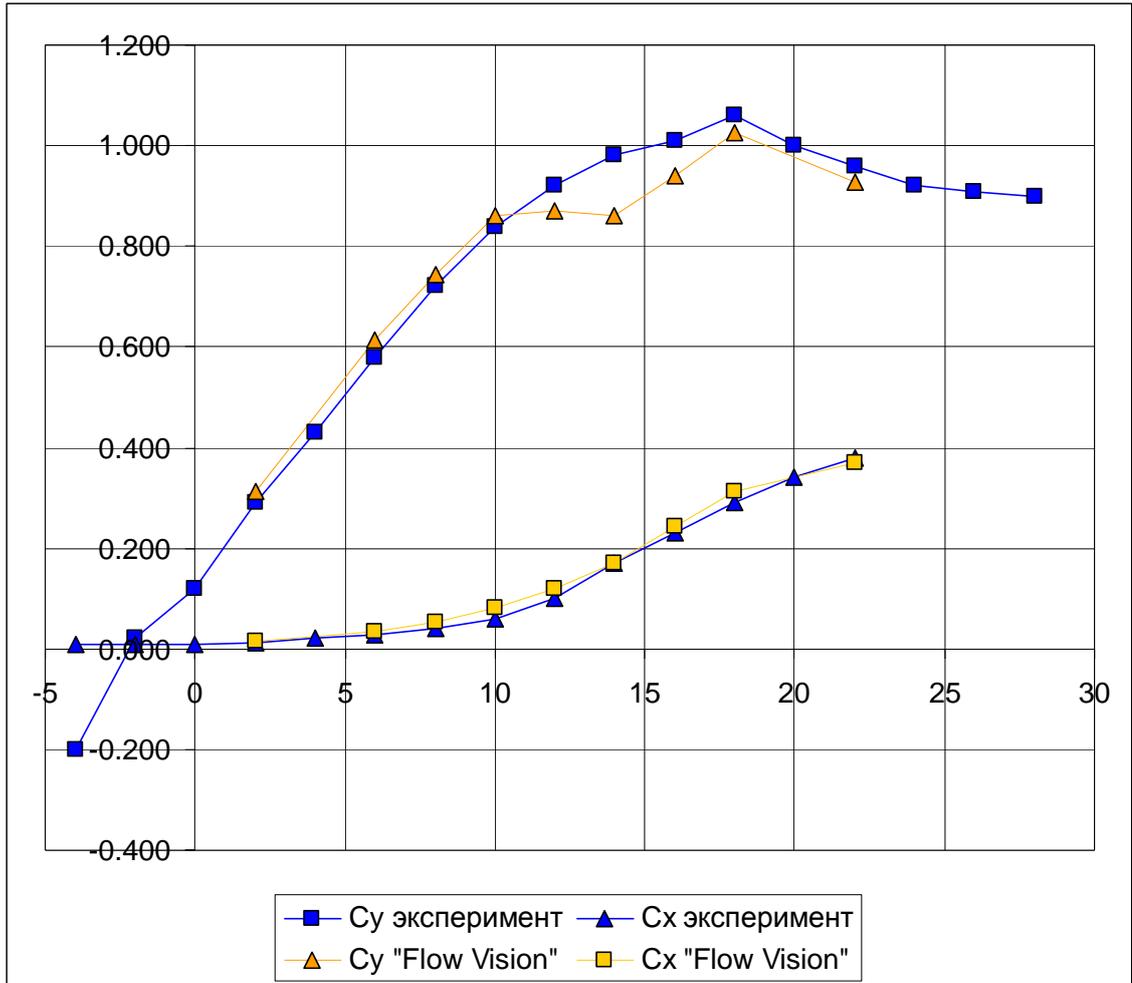


Рис. 13. Коэффициенты подъемной силы и сопротивления крыла по результатам численного моделирования и эксперимента

Из рис. 13 видно, что неплохое совпадение коэффициентов подъемной силы и сопротивления крыла имеет место при всех углах атаки, кроме промежутка $10^\circ - 18^\circ$, который соответствует развитию отрыва пограничного слоя на верхней поверхности крыла (угол атаки 18° соответствует максимальной подъемной силе). В указанном промежутке расчетный коэффициент подъемной силы оказался ниже экспериментального, что может свидетельствовать о более развитом по сравнению с экспериментом отрыве потока в численных расчетах.

Анализ возможных причин данной ситуации приводит, прежде всего, к вопросу о задании начальной турбулентности набегающего потока при численном моделировании. Как уже сказано выше, параметры начальной турбулентности были приняты равными нулю ввиду отсутствия соответствующих данных об экспериментальной установке. Информация о проведении опытов в аэродинамических трубах свидетельствует о том, что обычно набегающий поток все же имеет значительную начальную турбулентность, обусловленную работой компрессора и особенностями экспериментальной установки. Турбулентность потока, степень которой обусловлена, в том числе и его начальной

турбулентностью, слабо влияет на силовые характеристики объектов при безотрывном обтекании, но может оказывать сильное влияние на отрыв пограничного слоя и вызванное им сопротивление (рис. 14).

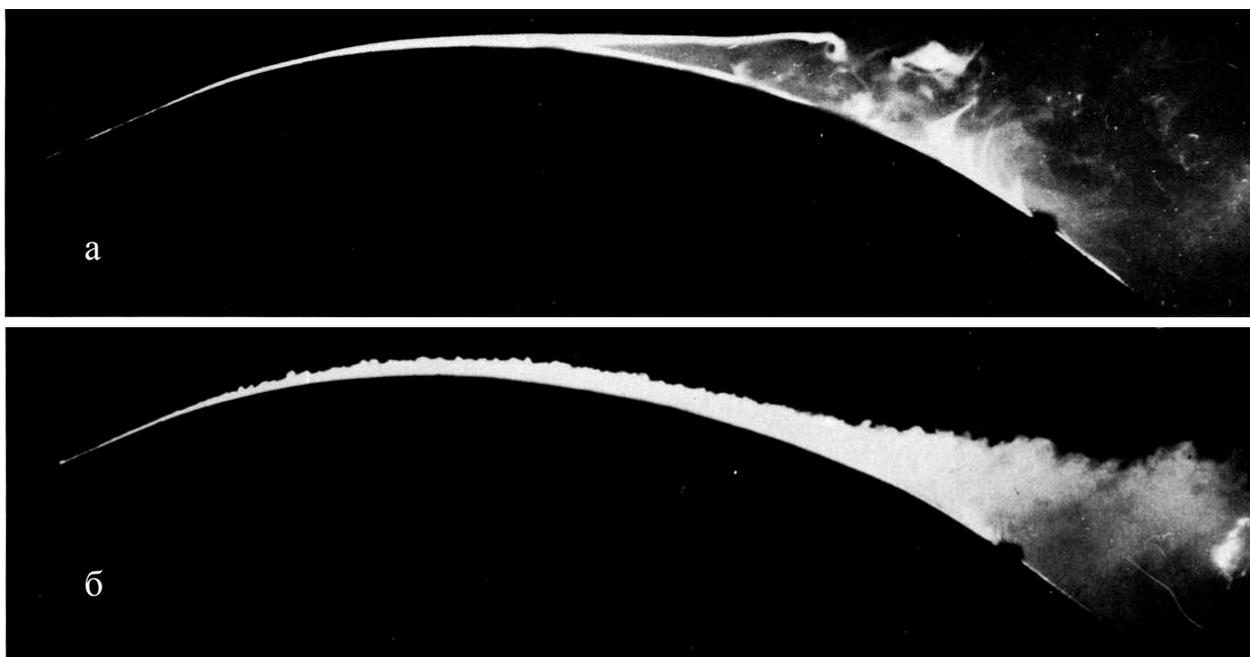


Рис. 14. Отрыв пограничного слоя на плавной поверхности тела:
а – при ламинарном режиме течения; б – при турбулентном режиме течения

При турбулентном режиме течения (рис. 14, б) отрыв потока наступает значительно дальше от передней кромки тела, чем при ламинарном (рис. 14, а). Очевидно также, что в случае турбулентного течения при наличии отрыва сопротивление тела будет меньше, чем в случае ламинарного течения.

Для проверки влияния начальной турбулентности набегающего потока на силовые характеристики крыла необходимо выполнить численные расчеты с некоторой заданной начальной турбулентностью. Поскольку начальная турбулентность потока при проведении эксперимента неизвестна, автор при выборе ее параметров в расчетах ориентировался на сведения о степени начальной турбулентности в различных аэродинамических трубах, в том числе трубах переменной плотности (как в интересующем нас случае), которые имеются, например, в [1]. Следует отметить, что начальная турбулентность потока в трубах переменной плотности примерно в 2 раза выше, чем в аэродинамических трубах других типов.

Результаты выполненных расчетов с заданными параметрами начальной турбулентности набегающего потока представлены на рис. 15. На рис. 16 представлено распределение модуля скорости потока в центральном продольном сечении крыла при $\alpha = 14^\circ$ для случаев нулевой и заданной начальной турбулентности.

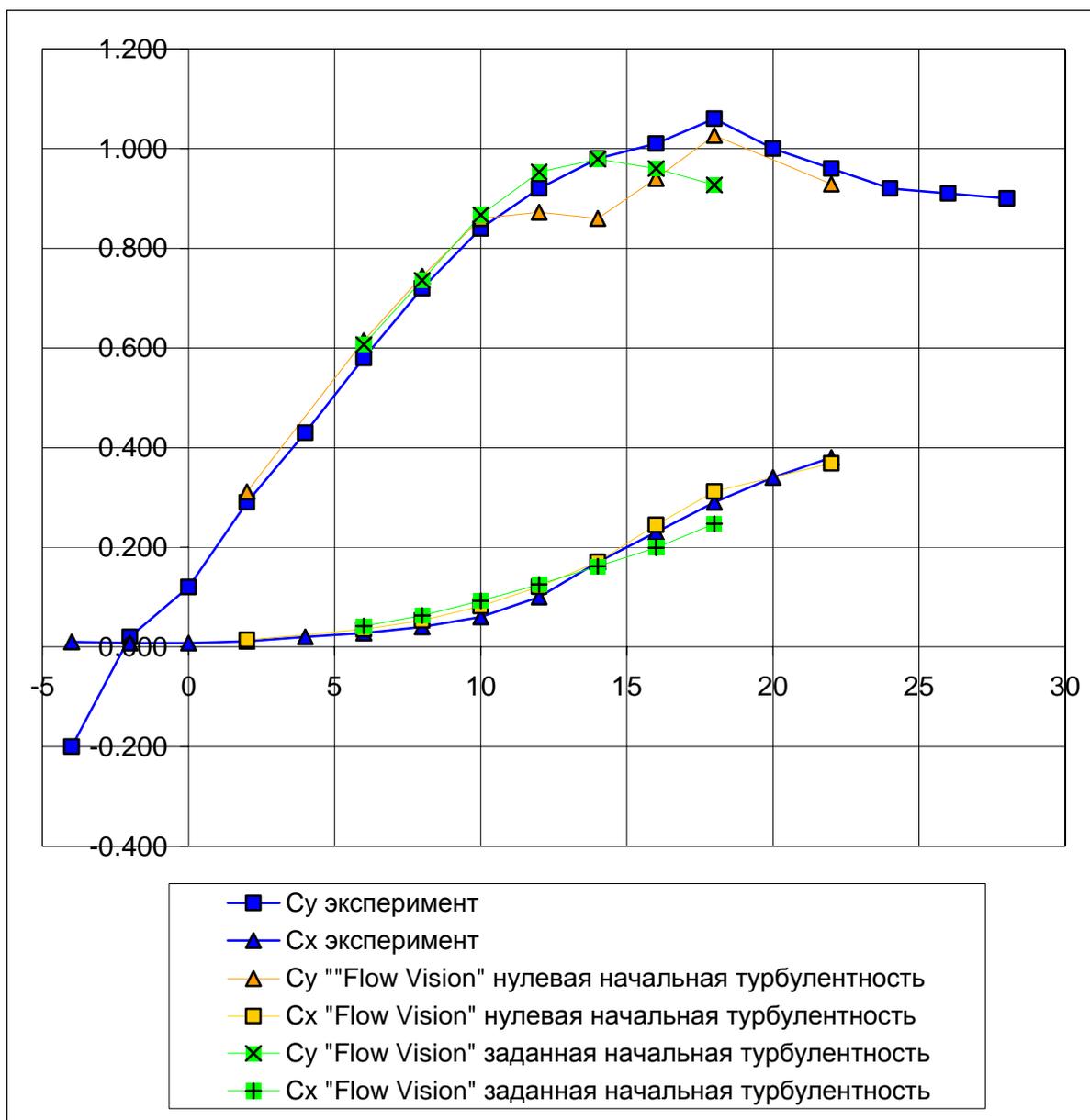


Рис. 15. Коэффициенты подъемной силы и сопротивления крыла по результатам численного моделирования с различными параметрами начальной турбулентности и эксперимента

Результаты на рис. 15, по мнению автора, показывают, насколько большое влияние имеет степень начальной турбулентности потока на силовые характеристики обтекания крыла при наличии отрыва пограничного слоя. Хотя полного совпадения на всем диапазоне углов атаки, соответствующих существованию отрыва, по коэффициенту подъемной силы достичь не удалось (что, очевидно, объясняется неполным соответствием начальной турбулентности в расчетах и эксперименте), характер кривой коэффициента подъемной силы в результате задания начальной турбулентности несколько изменился. При углах атаки, соответствующих возникновению отрыва на верхней поверхности крыла наблюдается более хорошее совпадение с экспериментом; при углах атаки, соответствующих безотрывному обтеканию, результаты расчетов существенно не

изменились. В то же время срыв потока наступил при несколько меньших углах атаки, чем это имело место в эксперименте и расчетах с нулевыми параметрами начальной турбулентности. Видимо, в зависимости от задания начальных параметров турбулентности в расчетах, на участке углов атаки, при которых имеет место отрыв пограничного слоя, можно получить бесконечное множество зависимостей для коэффициента подъемной силы, лишь одна из которых будет соответствовать эксперименту и условиям его проведения.

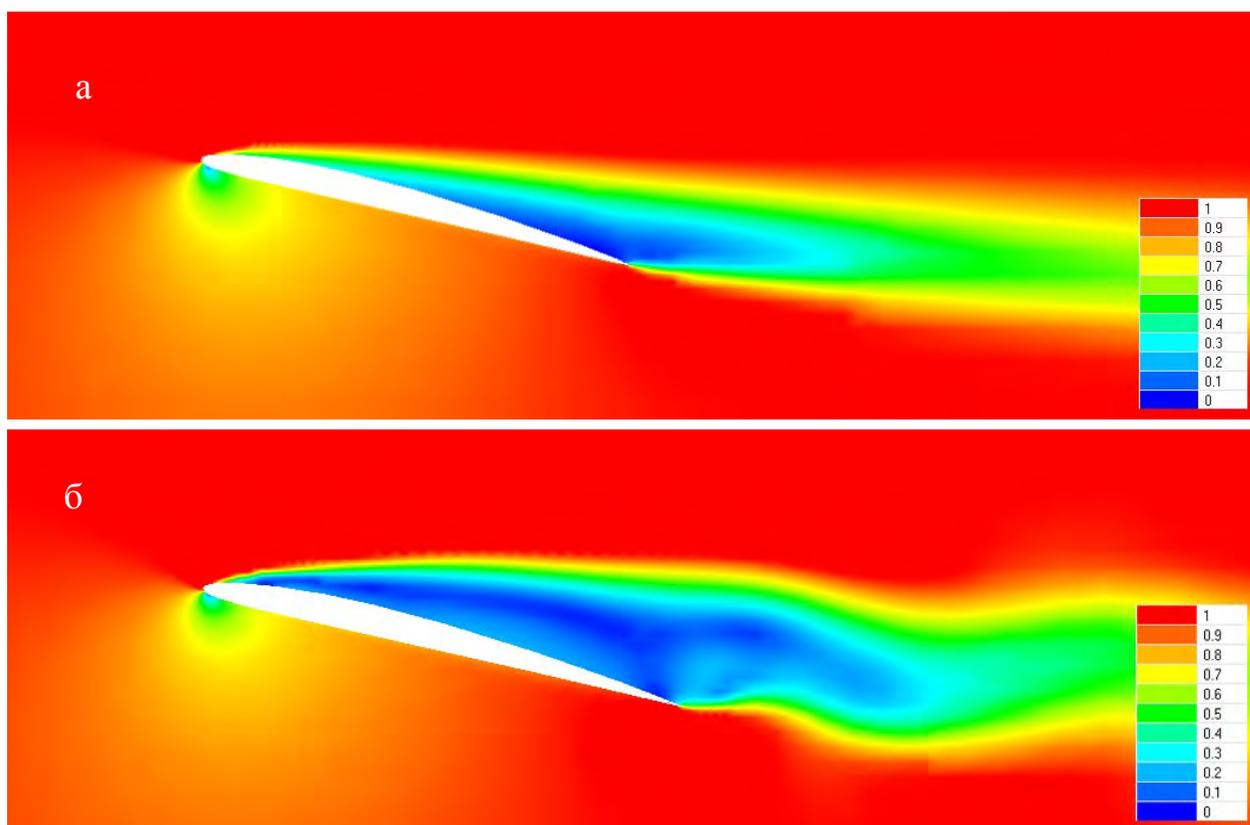


Рис. 16. Распределение модуля скорости в центральном сечении крыла при $\alpha = 14^\circ$:
а – задана начальная турбулентность потока; б – параметры начальной турбулентности равны нулю

Литература

1. А.С. Кравец. Характеристики авиационных профилей. М.: Оборонгиз, 1939.
2. Система моделирования движения жидкости и газа FlowVision. Руководство пользователя. Москва, ООО «ТЕСИС», 2005.
3. Л. Прандтль. Гидроаэромеханика. Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая механика», 2000.
4. Г. Ламб. Гидродинамика. М., Л.: Гос. изд. технико-теоретической литературы, 1947.