

**АВИАМАШИНОСТРОЕНИЕ
И ТРАНСПОРТ СИБИРИ**

Сборник статей
III Всероссийской научно-практической
конференции

(Иркутск, 11–12 апреля, 2013 г.)



АВИАМАШИНОСТРОЕНИЕ И ТРАНСПОРТ СИБИРИ

Сборник статей
III Всероссийской научно-практической конференции
(Иркутск, 11–12 апреля, 2013 г.)



ИЗДАТЕЛЬСТВО
Иркутского государственного технического университета
2013



Печатается по решению редакционно-издательского совета

Авиационная техника и технологии : сб. статей III Всерос. науч.-практ. конф. (Иркутск, 11–12 апреля, 2013 г.) – Иркутск: Изд-во ИрГТУ, 2013. – 442 с.

Представлены статьи, посвященные актуальным вопросам развития авиационно-транспортных технологий и транспортного комплекса городов и регионов РФ. Приводятся обобщения результатов научных исследований, обмена практическим опытом в интересах развития перспективных конструкций и технологий авиа- и машиностроения, повышения качества транспортного обслуживания регионов РФ.

Редакционная коллегия:

Ответственный редактор – Зедгенизов А.В. – канд. техн. наук, доцент;

Ахатов Рашид Хадиатович – канд. техн. наук, доцент, директор Института авиационно-транспортных технологий и транспорта;

Грудинин Владимир Гарриевич – ст. преподаватель кафедры конструирования и стандартизации в машиностроении

СОДЕРЖАНИЕ:

Авиационная техника и технологии

А.И. Демидов, И.О. Бобарика. Численное моделирование аэродинамики несущих элементов летательных аппаратов потоком несжимаемой жидкости при малых числах Маха.	8
А.С. Говорков, И.В. Фокин. Применение инновационных технологий и интерактивных методов обучения при изучении курса "технология производства самолетов"	14
А.С. Говорков, А.Э. Рябцева. Методика проведения кинематического анализа с учетом податливости тел в NX MotionFlexiblebody на примере узла интерцептора самолета МС-21	18
А.И. Исаев, Нго Куанг Туен. Гидродинамическое исследование формирования вихревых течений камеры сгорания	24
В.А. Жуков. Совершенствование эксплуатации жидкостных систем охлаждения транспортных ДВС.	28
С.И. Феоктистов, С.В. Белых, М.М. Погарцева. Учет влияния фрезерования на форму готовых деталей летательных аппаратов из прессованных профилей, получаемых методами изгиба.	36
А.А. Перевалов, С.В. Белых. Применение MSC.MARC для моделирования процесса изгиба прессованных профилей несимметричного сечения.	45
С.В. Белых, А.В. Станкевич, В.А. Мишагин. Особенности автоматизированного изготовления длинномерных деталей летательных аппаратов из прессованных профилей.	53
Р.Ф. Крупский, А.В. Станкевич, А.А. Кривенок, С.В. Белых. Опыт использования обтяжного пресса для формообразования деталей летательного аппарата из профилей.	61
А.В. Черняев, М.И. Шевченко. Анализ видов, методов и задач подтверждения соответствия программно-математического обеспечения изделий авиакосмической техники.	70
А.И. Селиверстов, И.В. Шевченко. Влияния нелинейности диссипативных сил на динамические характеристики ракеты – носителя.	77
Ю.А. Остяков, М.И. Шевченко. Взаимосвязь надежности и экономической эффективности изделий машиностроения.	82
Т.А. Назарова, Т.А. Школьникова. Влияние отделочно-зачистных технологий на увеличение ресурса работы машины.	90
М.В. Лаврентьева. Автоматизация типовых процессов проектирования электронного макета изделия.	96
К.А. Однокурцев, П.А. Лукин. Средства автоматизированного монтажа сборочной оснастки в самолетостроении.	102
Ю.Ф. Огнев, О.Ш. Бердиев, Ю.П. Денисенко. Новый метод контроля каркасных авиационных панелей из ПКМ.	109

Авиационная техника и технологии

Численное моделирование аэродинамики несущих элементов летательных аппаратов потоком несжимаемой жидкости при малых числах Маха.

А.И. Демидов, И.О. Бобарика

Иркутский государственный технический университет, 664074, г. Иркутск, ул. Лермонтова, 83.

Выполнено численное моделирование обтекания крыла конечного размаха с аэродинамическим профилем Gottingen-436 потоком несжимаемой жидкости при малых числах Маха. Моделирование выполнялось в программном комплексе FloEFDforSiemens NX 7.5. Исходные данные о геометрических параметрах крыла конечного размаха, а так же начальные условия взяты из [2], полученные результаты сопоставлялись с экспериментальными данными [2]. Обращено внимание на снижение точности расчетов при больших углах атаки ($>10^\circ$). Выполнена доработка методики построения сетки для больших углов атаки ($>10^\circ$), в результате которой отмечено возрастание точности при больших углах атаки на 5-10%.

Ключевые слова: аэродинамика, обтекание, крыло, конечный размах, численный эксперимент, аэродинамические коэффициенты, профиль.

Демидов Андрей Игоревич, студент, техник кафедры самолетостроения и эксплуатации авиационной техники, тел.: 89526242455, e-mail: Demidov-AI@yandex.ru

Бобарика Игорь Олегович, кандидат технических наук, доцент кафедры самолетостроения и эксплуатации авиационной техники, тел.: 89148845679, e-mail: MegusMC@mail.ru

Развитие в последние годы численного моделирования различных процессов в авиационной технике не отменяет необходимости контроля адекватности и точности получаемых результатов. Для этого выполняется физический эксперимент. В данной статье выполнен сравнительный анализ численного моделирования обтекания крыла конечного размаха с аэродинамическим профилем Gottingen-436 (рисунок 1), выполненного в среде FloEFD компании MentorGraphics, с экспериментальными данными [2], полученными ЦАГИ.

Физический эксперимент выполнен 11 июля 1931 года в лаборатории ЦАГИ в трубе Т-1 диаметром 3 м с критическим числом Рейнольдса 148000 на прямоугольной модели крыла размерами 300×1500 мм ($\lambda=5$).

Скорость набегающего потока в эксперименте составляла 31,6 м/с, число Рейнольдса $Re = 654000$, давление $p = 1 \text{ атм}$. Геометрические характеристики профиля в процентах от хорды и аэродинамические характеристики, полученные в ходе физического эксперимента, сведены в таблице 1.

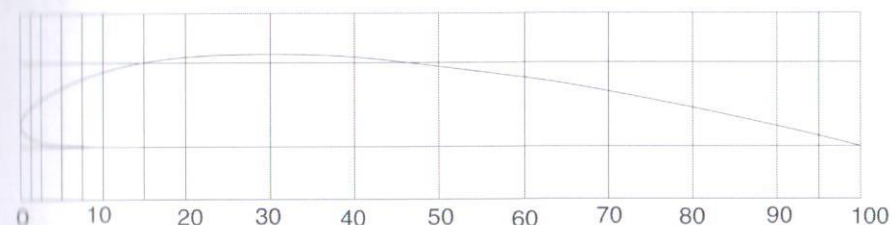


Рисунок 1 – Профиль Gottingen-436

Таблица 2 – Геометрические характеристики профиля в процентах от хорды и аэродинамические характеристики, полученные в ходе физического эксперимента

x	y_n	y_u	α	c_y	c_x
0	2,50	2,5	0	0,32	0,019
1,25	4,70	1,00	2	0,45	0,025
2,5	5,63	0,51	4	0,59	0,035
5	7,00	0,17	6	0,72	0,049
7,5	8,33	0,05	8	0,85	0,065
10	8,90	0	10	0,98	0,087
15	10,50	0	12	1,1	0,101
20	10,66	0	14	1,21	0,123
30	11,00	0	16	1,29	0,152
40	10,56	0	18	1,31	0,182
50	9,53	0	20	1,29	0,236
60	8,22	0	22	1,23	0,285
70	6,56	0			
80	4,60	0			
90	2,42	0			
95	1,25	0			
100	0	0			

Результаты эксперимента представлены на рисунке 2. Геометрия расчетной модели и условия расчета были максимально приближены к условиям физического эксперимента. Расчет проведен по методике, разработанной российской группой разработчиков комплекса FloEFD компании MentorGraphics.

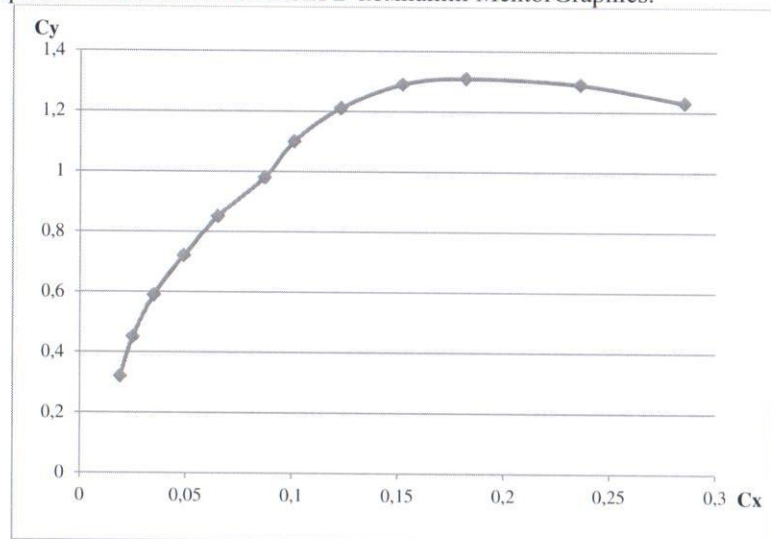


Рисунок 2 – Результаты физического эксперимента

Расчетная конечно-объемная сетка формировалась на основе начальной сетки с последующим дополнительным многоуровневым разбиением: на передней кромке профиля, на задней кромке профиля, и на концах модели для повышения точности учета индуктивного сопротивления. Изображения расчетной сетки представлены на рисунке 3.

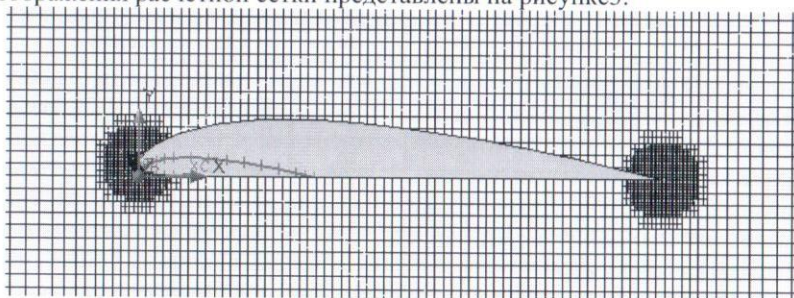


Рисунок 3 – Расчетная сетка

Рассмотрим результаты численного моделирования обтекания крыла конечного размаха в сопоставлении с данными эксперимента ЦАГИ. Соответствующие графики зависимости коэффициента подъемной силы и сопротивления крыла от угла атаки представлены на рисунке 4.

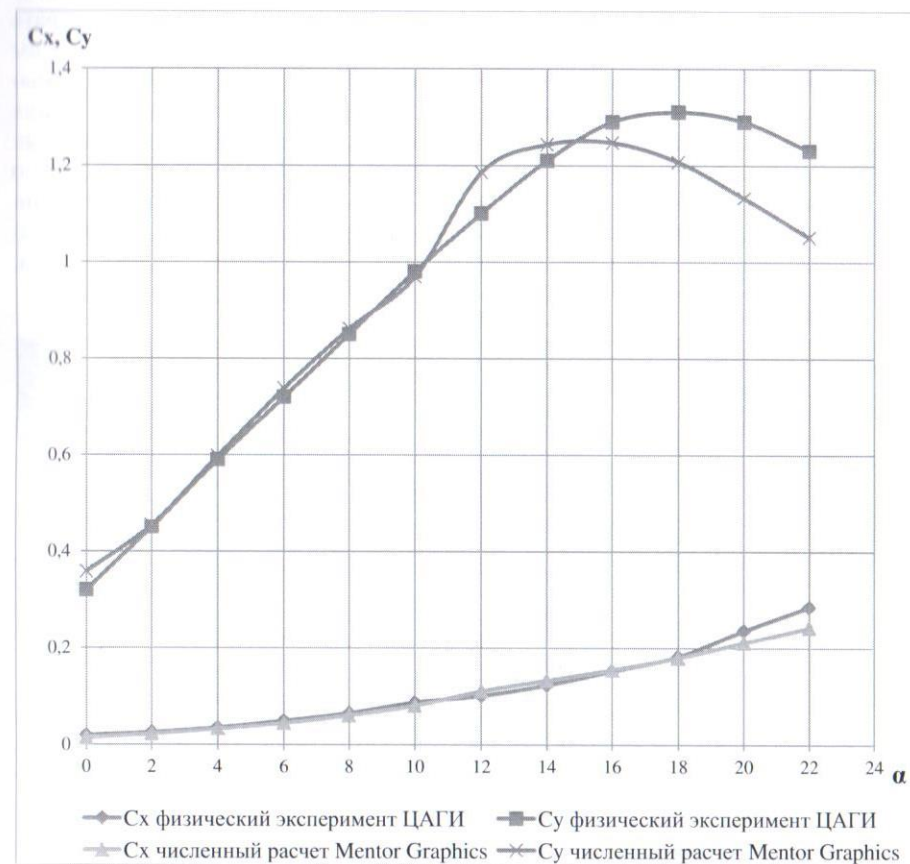


Рисунок 4 – Коэффициенты подъемной силы и силы лобового сопротивления по результатам численного моделирования и эксперимента

Из рисунка 4 видно, что совпадение коэффициентов имеет место на углах атаки менее 10° , а на промежутке от 10° до 22° наблюдается значительное расхождение данных эксперимента и расчета. Указанный промежуток соответствует углам атаки, на которых происходит развитие отрыва пограничного слоя на верхней поверхности крыла.

Анализ возможных причин такого расхождения приводит к вопросу о задании начальной турбулентности набегающего потока при численном моделировании. Параметры начальной турбулентности были приняты равными нулю ввиду отсутствия соответствующих данных. Точность задания параметров турбулентности потока слабо влияет на силовые характеристики объектов при безотрывном обтекании, но может оказывать сильное влияние на отрыв пограничного слоя и вызванное им сопротивление. При задании параметров турбулентности в расчетах можно ориентироваться на данные приведенные в [2]. В сборнике кроме общих теоретических выкладок сведены конкретные характеристики некоторых аэродинамических труб, в том числе и трубы ЦАГИ Т-1. Так же было принято решение усовершенствовать расчетную сетку, дополнительно разбив ее на передней кромке профиля; на задней кромке профиля; по поверхности модели крыла; над верхней поверхностью модели крыла. Изображения окончательной расчетной сетки представлены на рисунке 5.

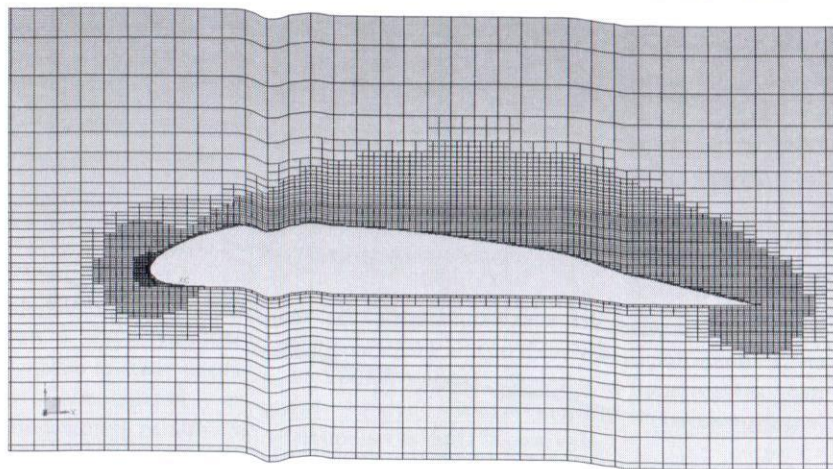


Рисунок 5 – Расчетная сетка для углов атаки более 10°

Результаты выполненных расчетов с модифицированной сеткой и заданными параметрами начальной турбулентности набегающего потока представлены на рисунке 6. Из рисунка 6 видно насколько большое влияние оказывают параметры начальной турбулентности потока на характеристики обтекания крыла при наличии отрыва пограничного слоя. Хотя полного совпадения на всем диапазоне углов атаки достичь не удалось, характер кривых аэродинамических коэффициентов в результате задания начальной турбулентности изменился. При углах атаки, соответствующих

возникновению отрыва на верхней поверхности крыла наблюдается лучше совпадение с экспериментом. Результаты расчетов при углах атаки, соответствующих безотрывному обтеканию существенно не изменились, что означает, что разбивать сетку подобным образом для малых углов атаки не имеет смысла и следует оставить её прежней.

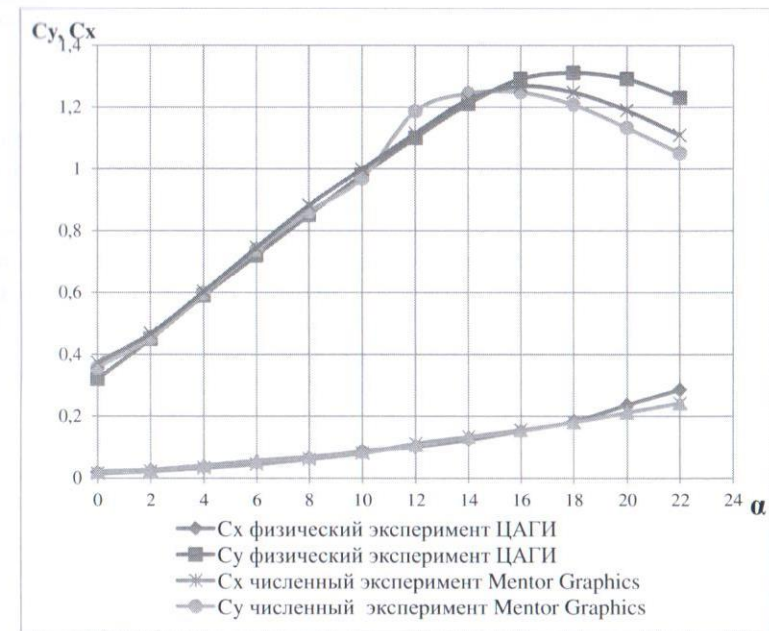


Рисунок 6 – Коэффициенты подъемной силы и силы лобового сопротивления по результатам эксперимента и численного моделирования с уточненными параметрами

Список использованной литературы:

1. Прандтль Л. Гидроаэромеханика/ Л. Прандтль – М.: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2002. – 572 с.
2. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа/ Л.Г. Лойцянский. – М.: ГИТТЛ, 1957. – 254 с.
3. Кравец А.С. Характеристики авиационных профилей/ А.С. Кравец. – М.: Оборонгиз, 1939. – 332 с.

**АВИАМАШИНОСТРОЕНИЕ
И ТРАНСПОРТ СИБИРИ**

Сборник статей
III Всероссийской научно-практической конференции

(Иркутск, 11–12 апреля, 2013 г.)

Печатается с оригиналов, подготовленных авторами

Подписано в печать 05.04.2012. Формат 60 x 90 / 16.
Бумага офсетная. Печать цифровая. Усл. печ. л. 28,0.
Тираж 100 экз. Зак. 13с.

Лицензия ИД № 06506 от 26.12.2001
Иркутский государственный технический университет
664074, г. Иркутск, ул. Лермонтова, 83