

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
им. проф. Н.Е.Жуковского



**МАТЕРИАЛЫ
XXXIII НАУЧНО-
ТЕХНИЧЕСКОЙ
КОНФЕРЕНЦИИ ПО
АЭРОДИНАМИКЕ**

Ц А Г И

2022г.



© Центральный Аэрогидродинамический институт
имени проф. Н.Е.Жуковского (ЦАГИ), 2022г

1.	<i>И.В. Абалакин, В.Г. Бобков, Т.К. Козубская (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва).</i> Численное исследование влияния фюзеляжа на акустические характеристики винта вертолета.....	10
2.	<i>К.А. Абрамова (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Расчетные исследования колебаний профиля НАСА 0015 по углу атаки.....	11
3.	<i>П.А. Агуреев, А.О. Бондарев, Ю.Ю. Евдокимов, П.С. Калинин, А.В. Корнушенко, О.В. Кудрявцев, А.А. Курчевенко, А.В. Усов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Разработка аэродинамической компоновки летательного аппарата преобразуемой аэродинамической схемы.....	11
4.	<i>П.А. Агуреев, А.И. Булатов, А.О. Бондарев, Ю.Ю. Евдокимов, С.С. Кузнецов, А.А. Курчевенко, И.В. Трифонов, А.В. Усов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Оснащение аэродинамических моделей имитаторами действующих силовых установок.....	12
5.	<i>А.Б. Айрапетов, А.В. Катунин, В.В. Стрелов (МК ЦАГИ, г.Москва).</i> Определение подъемной силы крыла путем оптического измерения поля скоростей в концевом вихре Прандтля.....	13
6.	<i>В.О. Акинфиев, Д.В. Ливерко, А.В. Лысенков, Е.С. Матяш, А.А. Савельев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Оценка влияния планера на аэродинамические характеристики двигателя магистрального самолета с использованием расчетных методов.....	14
7.	<i>Р.В. Акиншин, Г.А. Фараносов (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва), В.А. Титарев (ФИЦ ИУ РАН, ФАУ «ЦАГИ», г. Москва).</i> Моделирование тонального шума несущего винта вертолета с помощью программного комплекса «ГЕРБЕРА».....	15
8.	<i>А.А. Аксенов, С.В. Жлуктов, К.Э. Сорокин (ООО «Тесис», г. Москва), А.А. Бабулин, М.К. Окулов, В.И. Шевяков (ПАО «Корпорация «Иркут» Филиал «Региональные самолёты», г. Москва).</i> Применение модели ICEVISION для расчетов обледенения в рамках обновленных требований норм летной годности.....	16
9.	<i>Д.А. Алексеев, А.А. Секретарев, Д.М. Хайруллина (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Алгоритм парирования экранного эффекта, основанный на стабилизации угла Тангажа.....	17
10.	<i>С.С. Алёшин, Д.Ю. Гусев, И.В. Нажимов, Ю.Г. Швалёв (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский).</i> Исследование равномерности потока в выходном сечении плоских и осесимметричных сопел аэродинамической трубы Т-116.....	17
11.	<i>И.А. Амелюшкин, М.А. Кудров, А.О. Морозов (МФТИ).</i> Модели процессов, сопровождающих обледенение летательных аппаратов и развитие противообледенительных систем.....	18
12.	<i>О.В. Анимица, В.В. Стрелков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Разработка инструментов (программного обеспечения) для обработки записей полетной информации.....	19
13.	<i>А.Л. Ашмянко, В.А. Терехин (Филиал «Региональные самолёты» ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва).</i> Приближенная математическая модель несущих свойств самолета SSJ-100 на больших углах атаки до 90 град.....	20
14.	<i>А.А. Бабулин, М.С. Войтишина, А.В. Долотовский (Филиал «Региональные самолёты» ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва).</i> Цифровая трансформация процесса создания авиационной техники - сновные направления развития инструментов.....	21
15.	<i>Р.А. Балабанов, Л.А. Усов, А.И. Трошин, В.В. Власенко, В.А. Сабельников (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский).</i> Дифференциальная модель подсеточных напряжений и расчет изотермического горения предварительно не перемешанной смеси методом LES с ее использованием.....	22
16.	<i>Ю.С. Балашова, В.Ф. Забалуев, М.А. Ларютина, О.Б. Мамонтов, П.М. Николаев, И.Ю. Овсянников, А.М. Подлеснов, А.И. Хардин (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский).</i> Разработка архива технологической	

	документации, сопровождающей обработку результатов координатных измерений агрегатов аэродинамических моделей.....	23
17.	С.А. Баранов, А.Ф. Киселев, Д.С. Сбоев, С.Н. Толкачев (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский). Исследование применимости критериев переотсоса в трехмерном пограничном слое стреловидного крыла.....	24
18.	Н.И. Батура, Ю.Н. Галанская, А.Я. Чудаков (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский). Расчетные исследования аэродинамических характеристик течения в поворотных коленах АДТ больших дозвуковых скоростей.....	25
19.	И.В. Беляев, В.Ф. Копьев, С.Ю. Макашов, И.В. Панкратов (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва). Аэродинамические и акустические испытания маломасштабной модели винта регионального самолета на взлетно-посадочных режимах в заглушенной камере АК-2 ЦАГИ.....	26
20.	В.В. Богатырев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Экспериментальные исследования модели отсека крыла с модифицированным профилем для уменьшения аэродинамического сопротивления и повышения эффективности руля.....	27
21.	В.В. Богатырев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Экспериментальные исследования высокоэффективного руля с поворотным дефлектором.....	28
22.	В.В. Богатырев, А.В. Луценко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Сравнение моделей турбулентности в применении к расчету влияния обледенения на аэродинамические характеристики.....	29
23.	В.В. Богатырев, Л.Н. Розанова (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Расчетные исследования влияния влажности на параметры потока в аэрохолодильной трубе сезонного действия ЦАГИ.....	30
24.	В.В. Богатырев, Л.Н. Розанова (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Экспериментальные исследования обледенения разномасштабных моделей несущих поверхностей в аэрохолодильной трубе сезонного действия ЦАГИ....	31
25.	А.А. Болдырев, С.В. Дикий, Г.А. Крушинова (ФАУ «ЦАГИ» г. Москва). Приближенный расчёт характеристик сбрасываемой с противопожарного самолёта водяной струи с учётом процесса открывания створки бака.....	32
26.	А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузовера, Г.Г. Гаджиев, В.Е. Мошаров, В.Н. Радченко, И.В. Сенюев, М.В. Устинов, И.Л. Чернышев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Экспериментальные исследования перехода пограничного слоя на тематической полумодели сверхкритического крыла при больших числах Рейнольдса.....	33
27.	А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузовера, С.В. Герасимов, Р.Г. Лепешонков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Решение обратной задачи для многозвенного профиля в сжимаемом потоке вязкого газа.....	34
28.	А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузовера, И.Л. Чернышев, К.И. Черный (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Расчетно-экспериментальные исследования тематической полумодели сверхкритического крыла с адаптивной задней кромкой при близких к натурным числах Рейнольдса.....	34
29.	С.А. Болсуновский, В.А. Пупчин, Г.А. Губанов, А.В. Шиняев, А.А. Баранов (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский). Разработка технологии высокопроизводительного фрезерования деталей аэродинамических моделей и лопаток компрессоров АДТ из алюминиевых сплавов на обрабатывающих центрах с ЧПУ импортозамещающим режущим инструментом.....	35
30.	И.С. Босняков, А.В. Воеводин, А.В. Волков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Расчёт обтекания модели самолёта HLPW4 с посадочной конфигурацией крыла.....	36
31.	А.О. Будникова (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Модель взаимодействия RANS- и LES-областей для расчета пристенных течений методами отсоединенных вихрей.....	36
32.	А.А. Бурдов, Ю.Ю. Евдокимов, И.В. Трифонов, В.Е. Шаповалов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Разработка, изготовление и испытания демонстратора силовой части крыла самолета малой авиации из полимерных композиционных материалов.....	37

33.	В.Д. Вермель, К.В. Жирихин, И.Н. Качарава, С.В. Кажичкин, А.В. Левицкий, А.А. Никуленко, С.Я. Севостьянов, А.О. Шардин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Алгоритм расчёта распределения толщин гибкой обшивки из ПКМ, обеспечивающей заданную форму профиля при отклонении кромок адаптивной механизации крыла ЛА.....	38
34.	В.В. Власенко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Учебная модель установления равновесия в турбулентном каскаде.....	40
35.	Н.В. Воеводенко, М.Я. Бажанова (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Численное исследование влияния малого затупления на сверхзвуковое течение вокруг тонкого конуса.....	41
36.	А.В. Воеводин, В.Г. Судаков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Расчетные исследования нестационарных нагрузок на горизонтальное оперение магистрального самолета на посадочном режиме.....	42
37.	А.В. Волков, А.А. Крутов, Е.А. Пигусов, В.И. Черноусов (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский). Концептуальные исследования транспортных самолетов нового поколения – итоги за 10 лет.....	42
38.	А.О. Волкова, А.И. Иванов, Е.В. Стрельцов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Методические особенности транзвуковых трубных испытаний, связанные с развитием вязкого слоя на границах потока.....	43
39.	Р.А. Волобуев, М.Ю. Галкин, А.В. Кузнецов, С.В. Мельников, Н.И. Сергеева (МАИ, г. Москва). Экспериментальные исследования пассивного метода затягивания срыва потока на отсеке крыла в АДТ Т-1 МАИ.....	44
40.	В.И. Воронцов, Г.А. Фараносов, Р.В. Акинъшин, С.А. Карабасов, М.Ю. Зайцев (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва). Об особенностях расчета тонального шума несущего винта на режиме висения в рамках численного моделирования обтекания одной лопасти.....	45
41.	А.М. Гайфуллин, А.С. Щеглов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Трехмерные пристенные струи.....	45
42.	С.А. Глазков, А.А. Ершов, А.В. Семенов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Численное исследование влияния границ потока для плохобтекаемого тела на околораздуковых режимах.....	46
43.	С.А. Глазков, А.В. Семенов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Оценка влияния границ потока на обтекание модели в непроницаемых стенках при большой загрузке рабочей части АДТ.....	47
44.	А.Ю. Голубев, С.В. Кузнецов (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва). Влияние уступов на пристеночные пульсации давления в турбулентном пограничном слое на поверхности фюзеляжа магистрального самолёта.....	48
45.	Л.Г. Гонцова, А.Н. Беляевский, А.К. Максюттов, Т.И. Мурашов (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва). Экспериментальные исследования характеристик вынужденной посадки Конвертоплана на воду.....	49
46.	В.Г. Горбунов, А.И. Желанников, А.В. Сетуха (ФАУ ЦАГИ, г. Жуковский). Решение связанных задач аэродинамики и динамики полета самолета на больших углах атаки вихревым методом.....	50
47.	Г.А. Губанов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Моделирование динамических характеристик пневматического гасителя вибраций с учётом упругости и инертности заполняющего его воздуха.....	51
48.	Н.Н. Долженков, Н.А. Владимирова, В.В. Воронов (АО «УЗГА», г. Москва), А.В. Корнушенко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский). Современные тренды развития беспилотных комплексов: запрос на интеллектуальные технологии.....	52
49.	А.В. Долотовский, В.А. Терехин, Ю.П. Чернов, В.И. Шевяков (Филиал «Региональные самолёты» ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва), С.Г. Пушков (ЛИИ им. М.М. Громова, г. Жуковский). Итоги 10 лет периодических испытаний СВС самолета SSJ-100.....	53
50.	И.А. Дорощенко, И.А. Знаменская, Н.Н. Сысоев (МГУ им. М. В. Ломоносова, г. Москва). Исследование высокоскоростных течений газа при анализе	

- теневых изображений с применением методов компьютерного зрения и машинного обучения..... 54
51. **А.П. Дубень, Т.К. Козубская, П.В. Родионов (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва).** Моделирование аэродинамики дельтовидного крыла на основе RANS и IDDES подходов..... 55
52. **А.Ю. Дюг, В.В. Зиняев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).** Модель для экспериментальных исследований в гидротрубе, изготовленная с применением аддитивных технологий..... 56
53. **П.В. Ерохин, К.С. Федечкин, В.Н. Салатов (ООО «Бартини Дизайн»), М.М. Бабичева, С.В. Калашиников, М.О. Русанов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).** К вопросу об экспериментальных исследованиях аэродинамических характеристик летательных аппаратов с движителями типа винт в кольце..... 57
54. **А.А. Ефремов, А.С. Пиденко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).** Идентификация аэродинамических характеристик ЛА по результатам модельных испытаний на свободный штопор в вертикальной АДТ и натурных лётных испытаний..... 58
55. **А.А. Ефремов, В.В. Сысоев, И.А. Макаров, М.В. Грудинин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский), А.А. Бабулин, В.А. Терехин, Ю.П. Чернов, В.И. Шевяков (Филиал «Региональные самолёты» ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва).** Разработка математической модели системы измерения высотно-скоростных параметров самолёта SSJ-NEW по результатам испытаний в аэродинамических трубах..... 58
56. **Б.Е. Жестков, А.Н. Астапов (МАИ, г. Москва), О.М. Маневич, В.В. Плугин, И.В. Сенюев, А.С. Ртищева, В.В. Штапов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).** Методика исследования каталитической активности образцов поликристаллических и кристаллических материалов..... 59
57. **Е.А. Жук (ИАЛТ МФТИ, г. Жуковский).** Тепловой поток в сильно разреженном газе..... 60
58. **Е.А. Заварзина, В.Б. Курилов, А.И. Сахарова (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).** Расчетно-экспериментальные исследования повышения эффективности механизации передней кромки ламинарного крыла большого удлинения..... 61
59. **Д.П. Зиновьев, В.П. Горбань, В.С. Крымский, Б.С. Крицкий, Р.М. Миргазов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)** Концепция перспективного ВКЛА с останавливаемым в полёте несущим Винтом-Крылом..... 61
60. **И.А. Знаменская, Е.А. Карнозова, А.Е. Луцкий, М.И. Муратов (МГУ им. М.В. Ломоносова, г. Москва).** О регистрации нестационарных тепловых полей в течениях в ударной трубе на основе высокоскоростной ИК термографии..... 62
61. **С.А. Исаев, Д.В. Никущенко (СПбГМТУ, г. Санкт-Петербург), А.Г. Судаков (СПбГУ ГА, Санкт-Петербург), А.Е. Усачов (МК ФАУ «ЦАГИ, г. Москва).** Влияние сжимаемости на обтекание полукругового профиля с двумя вихревыми ячейками при щелевом отсосе на нулевом угле атаки..... 63
62. **М.И. Исай, В.А. Каримов, Е.В. Кузнецов, И.В. Морозова, Н.В. Титоренко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).** Информативность визуализации процессов разделения авиационных комплексов..... 64
63. **И.А. Казаков, О.М. Карякин, А.Г. Наливайко, М.В. Устинов, Я.Ш. Флакман (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).** Воздействие электромеханического актуатора на обтекание двухсекционного прямоугольного крыла..... 65
64. **Ю.В. Каун, М.В. Чернышов (БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург).** Влияние спутного потока на интегральные характеристики сопла внешнего расширения в штатных слоях атмосферы..... 66
65. **А.В. Кашеваров, А.Л. Стасенко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).** Дискретный подход к моделированию обледенения вращающейся сферы в режиме больших переохлажденных капель..... 67

66.	<i>С.И. Коновалов, М.П. Новиков, В.Г. Юдин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Применение численного расчетного и аналитического методов оценки влияния вертикального порыва ветра на уровень звукового удара.....	68
67.	<i>Т.В. Константиновская, А.Е. Луцкий (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва).</i> Взаимодействие сверхзвуковых концевых вихрей с поверхностями летательного аппарата.....	69
68.	<i>А.А. Копылов, А.А. Никуленко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Экспериментальная отработка системы цифрового мониторинга напряженно-деформированного состояния в составе аэродинамической модели в транзвуковой АДТ.....	69
69.	<i>В.Ф. Копьев, Г.А. Фараносов, С.А. Чернышев, М.А. Юдин (НИМК ФАУ «ЦАГИ», г. Москва).</i> О перемежаемости полей турбулентных пульсаций в дозвуковой струе.....	70
70.	<i>К.Г. Косушкин, Б.С. Крицкий, Р.М. Миргазов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Анализ махового движения лопастей соосного несущего винта.....	71
71.	<i>К.В. Котов (Филиал ПАО «Корпорация «Иркут» «Региональные самолёты», г. Москва).</i> Методика снижения максимальных нагрузок на привода рулевых поверхностей самолетов транспортной категории на основе экспериментальных данных, получаемых в летных испытаниях.....	72
72.	<i>А.Н. Кравцов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> О некоторых конструктивных изменениях аэродинамической компоновки с инверсионными воздухозаборниками при сверхзвуковых скоростях.....	73
73.	<i>Т.А. Кузьмина, А.И. Олейников (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Прочность моделей ЛА из слоистых ПКМ при аэродинамической нагрузке.....	74
74.	<i>С.И. Кусакин, А.А. Можеренков, А.И. Шканаев (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский), А.И. Кольнер, С.В. Носков (ПАО «ОАК», г. Москва).</i> Экспериментальные исследования эффективности рулей модели подвесного груза в условиях интерференции с моделью Самолёта-Носителя.....	75
75.	<i>К.Ф. Лацоев, И.Н. Качарава (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Тензovesы компактной конструкции для измерения шарнирных моментов и аэродинамических сил, действующих на органы управления моделей ЛА в аэродинамическом эксперименте.....	76
76.	<i>К.Ф. Лацоев, Д.С. Руденко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Конструкция тензодинамометра для определения силы трения на стенке.....	76
77.	<i>В.А. Лебига (ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск).</i> Анализ состава и природы пульсаций в рабочих частях высокоскоростных аэродинамических труб.....	77
78.	<i>А.В. Левицкий, П.М. Николаев, А.А. Никуленко, А.О. Шардин, А.А. Юстус (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Математическое моделирование поверхности имитатора обледенения на основе результатов аэродинамического эксперимента*.....	78
79.	<i>Е.А. Ливерко¹, С.И. Иншаков^{1,2}, Д.А. Горбенко³ (¹ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, ²НИУ МАИ филиал «Стрела», г. Жуковский, ³НИУ «МЭИ», г. Москва).</i> Исследование капель водного аэрозоля бесконтактными методами применительно к задачам обледенения ЛА.....	79
80.	<i>А.А. Лукиянчук, Г.А. Федоренко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Методика оценки влияния площади крыла СПС на максимальное сверхзвуковое аэродинамическое качество.....	80
81.	<i>А.П. Мазуров, С.А. Таковицкий (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Усеченные степенные тела с минимальным аэродинамическим сопротивлением в диапазоне транзвуковых скоростей.....	80
82.	<i>Д.С. Матяш (МФТИ, г. Жуковский).</i> Квазиодномерное моделирование высокоскоростного течения в канале с горением.....	81
83.	<i>Ю.С. Михайлов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Сокращение дистанций взлета и посадки региональных самолетов.....	82
84.	<i>В.А. Мымрин, В.И. Петошин, В.Л. Чемезов (ФАУ «СибНИА им. С.А. Чаплыгина», г. Новосибирск).</i> Исследования СибНИА по экранопланам.....	83

85.	<i>А.И. Олейников (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Критерий прочности элементов моделей ЛА из однонаправленных композитов.....	84
86.	<i>А.Н. Петрушкин, Ю.Н. Свириденко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Оценка сопротивления дефектов внешней поверхности самолётов.....	85
87.	<i>В.А. Пупчин, С.А. Болсуновский, А.В. Шиняев, А.А. Баранов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Экспериментальное исследование отечественного фрезерного инструмента для обработки стали в модельном производстве ЦАГИ.....	86
88.	<i>А.В. Редькин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Особенности определения показателей надежности многовинтового конвертируемого летательного аппарата, оснащенного гибридной или электрической силовой установкой.....	87
89.	<i>М.С. Рублев (ООО «Аванс Инжиниринг», г. Екатеринбург).</i> Комплексном внедрении новейших методов инженерных расчетов на ПАО ИЛ.....	88
90.	<i>Д.С. Рудаков, П.В. Савин, Э.П. Тепляков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Апробация системы согласованного управления числом МАХА и положением модели ЛА в аэродинамической трубе Т-106.....	88
91.	<i>К.Э. Савелова, М.В. Чернышов (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург).</i> Ударно-волновые структуры в сверхзвуковой аэродинамике и газовой динамике.....	89
92.	<i>М.В. Сагайдак, В.А. Терехин (Филиал «Региональные самолёты» ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва).</i> Расчетные исследования по отработке методики переноса профильных аэродинамических характеристик закрылков и предкрылков на стреловидное крыло конечного размаха.....	91
93.	<i>А.П. Сашин, П.В. Ерохин.</i> Численное моделирование шарнирных моментов органов управления в программном комплексе FLUENT.....	92
94.	<i>П.Л. Сверканов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Исследования устойчивости и управляемости самолёта малой авиации при использовании адаптивных закрылков.....	92
95.	<i>Ю.Н. Свириденко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Применение нейронных сетей специального вида в задачах аэродинамического проектирования.....	93
96.	<i>А.В. Сериков, Г.Н. Сироткин (АО «ЛИИ им. М.М. Громова, г. Жуковский).</i> Проверка соответствия банка аэродинамических характеристик воздушного судна реальному объекту на основе методов идентификации.....	94
97.	<i>А.Я. Стерлин, И.С. Иванушкин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Конструктивные особенности и результаты экспериментальных исследований высокочастотного генератора звука для акустических испытаний на прочность механических изделий.....	95
98.	<i>В.В. Стрелков, О.В. Анимица, Я.В. Буров (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Технология экспресс-оценки фактических характеристик самолета и их отклонения от номинального уровня на этапе летных испытаний и в процессе эксплуатации.....	96
99.	<i>А.Л. Сухоруков, М.А. Титов, К.А. Коваль (АО «ЦКБ МТ «Рубин»).</i> Сопоставительный анализ параметров движения подводного Глайдера дискообразной формы.....	97
100.	<i>С.А. Таковицкий, А.В. Волков, М.А. Меняйлов, У.Г. Ибрагимов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Увеличение аэродинамического качества компоновки сверхзвукового самолета.....	97
101.	<i>Л.Л. Теперин, Л.Н. Теперина (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Моделирование воздушного винта в пограничном слое фюзеляжа.....	98
102.	<i>А.Е. Усачов, О.А. Сапунов, С.А. Сустин (МК ФАУ «ЦАГИ, г. Москва), С.А. Исаев (СПбГУ ГА, г. Санкт-Петербург).</i> Численное исследование внутренних турбулентных течений методом LES на блочных гибридных сетках.....	99
103.	<i>Д.Ю. Федрушков, А.Г. Ереза (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> О технологических особенностях реализации сверхзвукового режима работы промышленной аэродинамической трубы.....	100

104.	<i>А.С. Фурашов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский).</i> Разработка метода профилирования ступени вентилятора с меридиональным ускорением потока.....	100
105.	<i>Н.А. Харченко^{1,2,3}, А.М. Никонов^{1,4}, Н.А. Носенко^{1,4} (1ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, 2МАИ, г. Москва, 3МФТИ, г. Долгопрудный, 4МГТУ, г. Москва).</i> Численное решение задачи турбулентного обтекания высокоскоростным потоком цилиндрически – конического тела.....	101
106.	<i>Ю.Д. Чашечкин (ИПМех РАН, г. Москва).</i> Импакт свободно падающей капли: динамика, энергетика, акустика.....	102
107.	<i>Ю.Д. Чашечкин (ИПМех РАН, г. Москва).</i> Основы инженерной математики течений газов и жидкостей.....	103
108.	ИМЕННОЙ УКАЗАТЕЛЬ	105

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФЮЗЕЛЯЖА НА АКУСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИНТА ВЕРТОЛЕТА

*И.В. Абалакин, В.Г. Бобков, Т.К. Козубская
(ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва)*

Разработка достоверной вычислительной методики, позволяющей проводить численное моделирование обтекания вращающегося винта вертолета, генерации и распространения акустических возмущений, требует тщательной верификации и валидации путём сравнения как с результатами, полученными в натурных экспериментах, так и с результатами, полученными с использованием сторонних программных пакетов.

Не менее важно иметь вычислительный аппарат, позволяющий не только проводить оценку акустических характеристик изолированного винта, но и измерять характеристики акустического поля в присутствии твердых не вращающихся конструкций – фюзеляжа, хвостовой балки и т.п.

В рамках данной работы была проведена оценка влияния модельного фюзеляжа ROBIN [1] на акустику ближнего поля модельного несущего винта Caradonna&Tung [2] (см. Рис. 1).

Моделирование вращающегося винта происходило в отдельной вращающейся цилиндрической области во вращающейся неинерциальной системе координат [3], а во внешней области обтекания стационарного фюзеляжа производилось в абсолютной системе координат. Для сопряжения моделирования во вращающейся и стационарной сеточных областях применялась методика скользящего интерфейса [4].

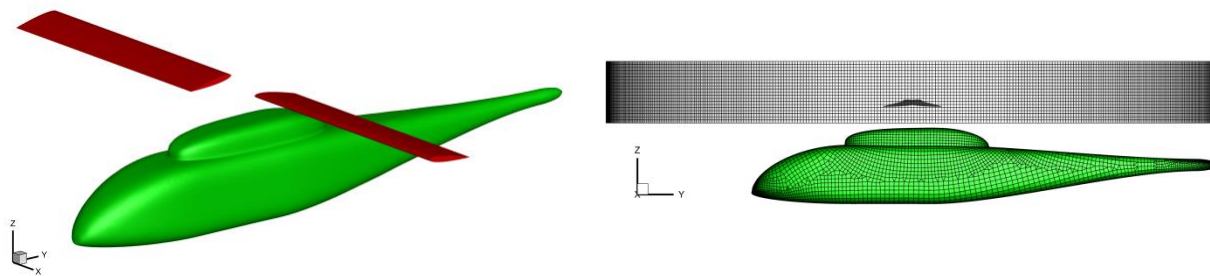


Рис. 1. Геометрия винта и фюзеляжа(слева) и поверхностная сетка (справа)

При этом фюзеляж в стационарной области моделировался с использованием двух подходов: классического подхода, при котором поверхность фюзеляжа описывается поверхностной сеткой с заданием соответствующих граничных условий и подхода на основе метода погруженных границ [5].

Расчёты выполнялись с помощью программного комплекса NOISEtte [6, 7].

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ №20-41-09018, с использованием вычислительных ресурсов ЦКП ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

Литература:

1. Freeman, C. E. and Mineck, R. E. Fuselage surface pressure measurements of a helicopter wind-tunnel model with a 3.15-meter diameter single rotor. Technical report, NASA Technical Memorandum TM-80051, 1979.
2. Caradonna, F.X. and Tung, C. Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover. Technical report, NASA Technical Memorandum TM-81232, 1981.
3. I.V. Abalakin, V.A. Anikin, P.A. Bakhvalov, V.G. Bobkov, T.K. Kozubskaya, Numerical simulation of aerodynamic and acoustic characteristics of a ducted rotor, *Math. Mod. and Comp. Simul.* 8(3) (2016) 309–324, DOI: 10.1134/S2070048216030030.
4. П.А. Бахвалов, А.В. Горобец. К вопросу об эффективной параллельной реализации вершинно-центрированных схем на скользящих сетках // *Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша*, 2018, №277, 16 с. DOI: 10.20948/prepr-2018-277.
5. Abalakin, I.V., Zhdanova, N.S. and Kozubskaya, T.K. Immersed boundary method implemented for the simulation of an external flow on unstructured meshes. *Math. Mod. Comp. Simul.* 8, 219–230, 2016, DOI: 10.1134/S2070048216030029.
6. Абалакин И.В., Бахвалов П.А., Горобец А.В., Дубень А.П., Козубская Т.К. Параллельный программный комплекс NOISETTE для крупномасштабных расчетов задач аэродинамики и аэроакустики. // *Вычислительные методы и программирование*, т. 13, стр. 110-125 (2012).
7. A.Gorobets. Parallel Algorithm of the NOISEtte Code for CFD and CAA Simulations. *Lobachevskii Journal of Mathematics*. 2018, Vol. 39, No. 4, pp. 524–532. DOI: 10.1134/S1995080218040078

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ КОЛЕБАНИЙ ПРОФИЛЯ НАСА 0015 ПО УГЛУ АТАКИ

К.А. Абрамова (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В работе проведены расчетные исследования обтекания колеблющегося по углу атаки профиля НАСА 0015, и представлено сравнение полученных данных с экспериментом [1]. Хорда профиля составляла $c=0.3048$ м. Параметры расчета соответствовали экспериментальным [1]: рассматривались режимы с числом Маха $M=0.29$ и углами атаки в диапазоне $\alpha=0 - 20^\circ$, число Рейнольдса, посчитанное по хорде профиля, составляло $Re=1.94 \times 10^6$. Проводились расчеты как колеблющегося профиля, так и стационарного.

В работе решались уравнения Рейнольдса в стационарной (RANS) и нестационарной (URANS) постановках, рассматривались различные модели турбулентности. Предварительно проверена сходимость по сеткам. Для решения задачи в нестационарной постановке проведены расчеты с несколькими шагами по времени. Выход из итераций внутри одного шага по времени осуществлялся по заданной высокой точности 5×10^{-4} .

Расчеты проведены как для случая с турбулентным пограничным слоем сразу с передней кромки профиля, так и для случая с ламинарно-турбулентным переходом. Рассматривались различные средние углы атаки, различные амплитуды и приведенные частоты колебаний.

Выбрана численная постановка задачи, которая наиболее близко отражает картину течения.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ №21-19-00659, <https://rscf.ru/en/project/21-19-00659/>.

Литература:

1. Piziali R.A. 2-D and 3-D Oscillations Wing Aerodynamics for a Range of Angles of Attack Including Stall. NASA Technical Memorandum 4632, 1994. 570 p.

РАЗРАБОТКА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРЕОБРАЗУЕМОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СХЕМЫ

П.А. Агуреев, А.О. Бондарев, Ю.Ю. Евдокимов, П.С. Калинин, А.В. Корнушенко, О.В. Кудрявцев, А.А. Курчевенко, А.В. Усов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В настоящее время в мире наблюдается устойчивая тенденция к развитию летательных аппаратов преобразуемой аэродинамической схемы. Неоспоримым преимуществом этого типа ЛА является возможность безаэродромного базирования, упрощенная, по сравнению с вертолетами, конструкция системы управления несущими винтами.

В период с 1950 по 2012 г.г. в США около 80% всех летных происшествий в авиации общего назначения приходилось на взлет и посадку. При этом аварийность двухдвигательных самолетов оказалась вдвое больше, чем однодвигательных, что указывает на важность симметрии тяги самолета. Для повышения уровня безопасности полета разрабатываемого ЛА предусмотрено размещение винтов соосной схемы и двух электродвигателей в каждом воздушно-кольцевом движителе, которыми оборудован аппарат. В случае отказа одного электродвигателя на режиме взлет/посадка ЛА может продолжить полет на дублирующем двигателе, оставаясь полностью управляемым.

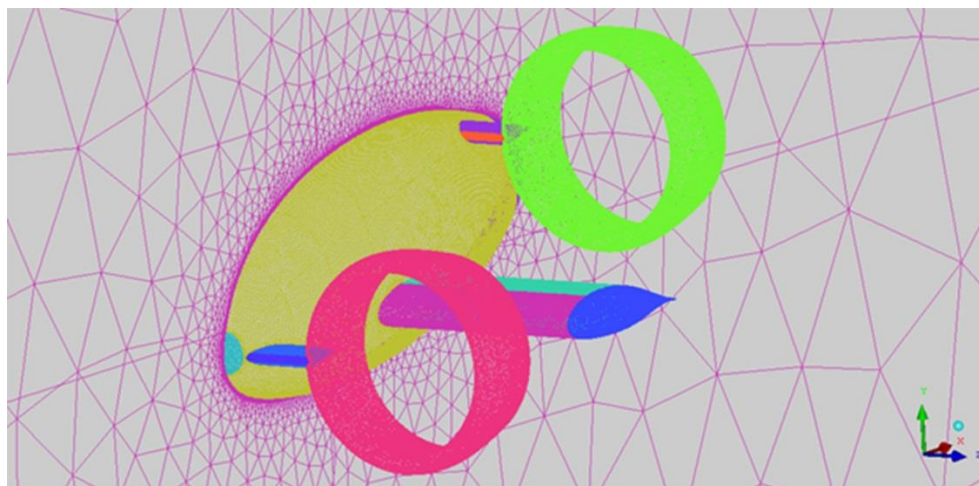


Рис. 1. Расчетная модель первоначальной аэродинамической компоновки ЛА «ЭРА».

Задачей и техническим результатом предлагаемой компоновки (рис.1) является разработка многорежимного летательного аппарата комбинированной схемы, обеспечивающего безаэродромное базирование, высокую скорость горизонтального полета и высокие характеристики устойчивости во время переходных режимов полёта.

В рамках научно-исследовательской работы были проведены испытания аэродинамической модели летательного аппарата конвертируемой схемы (в улучшенной аэродинамической компоновке) для получения суммарных аэродинамических характеристик на крейсерских и взлетно-посадочных режимах полёта. Экспериментальные исследования проводились с имитаторами силовых установок в АДТ Т-102 ФАУ ЦАГИ.

По результатам исследований были внесены улучшающие модификации в компоновку ЛА и утверждена для дальнейшей проработки аэродинамическая схема летательного аппарата преобразуемой аэродинамической схемы. В настоящее время завершаются работы по изготовлению летающего демонстратора технологий, получившего рабочее название «ЭРА».

ОСНАЩЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ИМИТАТОРАМИ ДЕЙСТВУЮЩИХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

*П.А. Азуреев, А.И. Булатов, А.О. Бондарев, Ю.Ю. Евдокимов, С.С. Кузнецов, А.А. Курчевенко,
И.В. Трифионов, А.В. Усов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)*

Аэродинамическая труба малых скоростей Т-102 ЦАГИ предназначена для разных видов испытаний: предварительных (поисковых) исследований, контрольных или сертификационных испытаний. Широкая номенклатура оборудования позволяет проводить разный комплекс исследований, включая испытания с имитаторами силовых установок. Максимальный размах исследуемой аэродинамической модели 2.5м (рис.1). Скорость потока до 55 м/с. Диапазон углов атаки от -16° до $+40^\circ$. Углы скольжения обеспечиваются от -24° до $+24^\circ$. Аэродинамические весы позволяют проводить испытания с экраном, для моделирования влияния близости земли.

Существенным требованием к проводимым дорогостоящим испытаниям в аэродинамических трубах является, при минимизации стоимости, обеспечение высокого уровня точности и оперативности изготовления. В этой связи, в условиях жестко ограничиваемых временных и финансовых ресурсов, снижение сроков и стоимости изготовления аэродинамических моделей (АДМ) создает дополнительные условия для усовершенствования разрабатываемых изделий. Внедрение новых технологий изготовления и современных способов проектирования позволяет создавать более наукоемкие аэродинамические модели, по сравнению с предшествующими конструкциями. В стандартную комплектацию модели стало входить оснащение имитаторами силовых установок на базе электродвигателей (рис.2).

Наличие имитаторов СУ повышает информативность аэродинамического эксперимента. Исследуется влияние обдува от силовой установки на аэродинамические характеристики летательного аппарата, оценивается влияние обдува на эффективность органов управления, исследование интерференции между планером и СУ. Наличие имитатора СУ позволяет проводить моделирование отказных ситуаций на взлётно-посадочных режимах (в т.ч. с имитацией близости земли) и в крейсерском полёте. Для оснащения имитаторов СУ освоено изготовление лопастей аэродинамических моделей винтов из полимерных композиционных материалов. Конструкция ступицы винта спроектирована с возможностью изменения установочного угла лопасти в процессе подготовки модели к эксперименту.

Для охлаждения электродвигателей и элементов управления в модели выполняются воздушные каналы и имитируются протоки в мотогондолах. Проектирование трасс укладки для проводки системы управления двигателями и электрическими силовыми кабелями ведется с учетом их максимального разнесения друг от друга. Решается проблема помехозащищенности элементов системы управления при проведении аэродинамического эксперимента.

Характерные размеры модели не должны превышать следующих значений:

- размах крыла модели 2,5м
- площадь крыла 0,8м
- габаритная длина модели 2,5м
- масса 180 кг.

Основной силовой элемент фюзеляжа АДМ - сердечник из металлического сплава, к которому крепятся кронштейны установки агрегатов, узлы навески модели в АДТ и съемные обводо-образующие элементы. Конструкция агрегата может быть изготовлена полностью из

металлического сплава, выполнена в различных технологиях из полимерных композиционных материалов или повторяют решение с силовым сердечником. Выбор технологии изготовления зависит от функционального назначения элемента. В комплектацию модели включаются, как мотогондолы с имитаторами силовых установок (СУ), так и «гладкие» мотогондолы.



Рис. 1. Аэродинамическая модель с гладкими мотогондолами для аэродинамических исследований в АДТ Т-102



Рис. 2. Модернизированная модель легкомоторного самолета с имитаторами силовых установок для аэродинамических исследований в АДТ Т-102

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ КРЫЛА ПУТЕМ ОПТИЧЕСКОГО ИЗМЕРЕНИЯ ПОЛЯ СКОРОСТЕЙ В КОНЦЕВОМ ВИХРЕ ПРАНДТЛЯ

А.Б. Айрапетов, А.В. Катунин, В.В. Стрелалов (МК ЦАГИ, г. Москва)

Традиционным путем экспериментального получения аэродинамических характеристик в аэродинамической трубе любых объектов, обтекаемых потоком, является применение весовых приборов различного типа. Вместе с тем в случае крыла существует феноменологическая возможность получения величины подъемной силы, обусловленная однозначным ее соответствием циркуляции концевой вихря Прандтля, которая определяется как интеграл от скорости в поперечном сечении вихря по замкнутому контуру, охватывающему ось вихря. Однако сложность применения традиционных измерительных технологий (аэро-, термоанемометрия) для такого течения практически исключает реализацию концепции настоящей работы.

Вместе с тем применение оптических методов для этой цели представляется вполне реальным. Так в настоящей работе была применена технология ВВИС ЦАГИ – визуализационно-видеографический способ измерения скорости, – состоящая в покадровой расшифровке скоростной видеофиксации течения, засеянного микрочастицами в постоянном лазерном освещении. В качестве объекта исследования было избрано прямоугольное крыло (хорда $b=240$ мм, размах 1200 мм, $\lambda=5$) с профилем CLARK-YH12.

Испытательным стендом являлся ГСС – гидростенд скоростной необращенного движения (в варианте с "сухим дном"). На этом стенде модель размещается на подвижной тележке с устройством изменения угла атаки модели α (скорость V – до 30 м/с) и движется внутри прямолинейного канала 2х2х60 м. В контрольном участке канала размещается мобильный комплекс 2D-ВВИС ЦАГИ, осуществляющий скоростную видеосъемку течения в любом избранном поперечном сечении вихря, экспонирующимся по мере пролета крыла.

Пример обработки видеокартинки течения ($V=7$ м/с, $\alpha=50$) на окружностях радиуса $R=60$, 45 и 32 мм демонстрирует величины азимутальных скоростей $v_\theta=1.0$, 1.46 и 2.14, что соответствует, принимая во внимание очевидное соотношение

$$C_y = 4 \pi R v_\theta / b V ,$$

величинам $C_y=0.46$, 0.49 и 0.51 или $C_y=0.48$ в среднем. Канонизированные экспериментальные данные ЦАГИ ("Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев") для прямого крыла $\lambda=5$ с профилями CLARK-YH11 и YH14 при $\alpha=50$ составляют $C_y=0.45$ и 0.5, что можно квалифицировать как практическое совпадение с полученной величиной. Подобная ситуация соответствует и зависимости $C_y(\alpha)$ в диапазоне углов атаки безотрывного обтекания. Помимо этих данных методика наглядно демонстрирует структуру течения в вихре с четко обозначенным ядром твердотельного вращения около оси и азимутальной неустойчивостью границы вихря в виде нелинейных волн.

Подобный подход может оказаться эффективным в случае невозможности осуществления контактных способов измерения нагрузок.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПЛАНЕРА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАСЧЕТНЫХ МЕТОДОВ

В.О. Акинфиев, Д.В. Ливерко, А.В. Лысенков, Е.С. Матяш, А.А. Савельев
(ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Следующие поколения турбовентиляторных двигателей для коммерческих самолетов будут проектироваться с большой степенью двухконтурности, малой степенью повышения давления вентилятора и малой частотой вращения для уменьшения расхода топлива и шума [1-2]. Это приводит к увеличению диаметра вентилятора и соответственно диаметра мотогондолы двигателя.

На крейсерских режимах полета для магистральных самолетов при современном уровне степени двухконтурности двигателей $m \sim 10-12$ его вклад в общее сопротивление самолета можно оценить 10-15% (Рис. 1 а). Сопротивление трения на мотогондole составляет 30-40% внешнего сопротивления двигателя или 4-5% (Рис. 1 а) общего сопротивления самолета. Таким образом, при проектировании современных самолетов необходимо выбирать обводы мотогондолы двигателя с минимальным сопротивлением.

Для учета характеристик всей компоновки самолета, включая планер и двигатель, принято использовать коэффициент потери эффективной тяги двигателя:

$$P_{дв\ эф} = P_c - J_{\infty} + \sum F_{внеш}$$

В данной работе для расчета аэродинамических характеристик используется программный комплекс EWT-ЦАГИ, который верифицирован и валидирован на большом количестве тестовых случаев, как общедоступных [3], так и собственных [4]. В рамках этого комплекса среди других моделей реализована γ -SST модель ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП), дополненная оригинальным методом учёта сжимаемости газа [5]. В данной работе проводится сравнение с экспериментом, характерным для расчета аэродинамических характеристик ТРДД.

С использованием расчетов проведено исследование интерференции планера и двигателя. Получено, что планер существенно влияет на аэродинамические характеристики двигателя. Так, потери эффективной тяги двигателя увеличиваются примерно на 2 процентных пункта при рассмотрении двигателя с учетом влияния планера (Рис. 1 б).

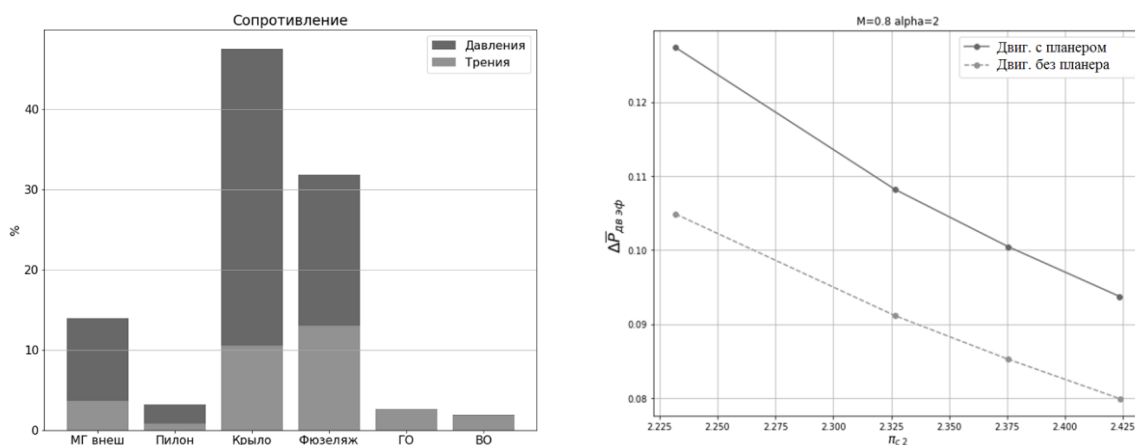


Рис. 1. Вклад элементов в общее сопротивление компоновки на крейсерском режиме (а) и влияние планера на потери эффективной тяги силовой установки (б)

Литература

- Green, J., Mitigating the Environmental Impact of Aviation: Opportunities and Priorities, Report of the Greener by Design Science and Technology SubGroup, The Royal Aeronautical Society, London, 2005.
- Owens, R., Hasel, K., and Mapes, D., Ultra High Bypass Turbofan Technologies for the Twenty-First Century, AIAA Paper No. 90-2397, 1990.
- A.R. Gorbushin, S.M. Bosnyakov, S.A. Glazkov, I.A. Kursakov, A.V. Lysenkov, S.V. Matyash, A.V. Semenov, J. Quest, Slotted Wall Interference Investigation in ETW using the NASA CRM model, AIAA SciTech, AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2015-0621, DOI: 10.2514/6.2015-0621.

4. A. Kursakov, E. V. Kazhan, A. V. Lysenkov, and A. A. Savelyev, CFD simulations of the flow control performance applied for inlet of low drag high- bypass turbofan engine at cross flow regimes, AIP Conference Proceedings 1770, 030124 (2016); doi: 10.1063/1.4964066.

5. E. S. Matyash, A. A. Savelyev, A. I. Troshin, M. V. Ustinov, Allowance for Gas Compressibility in the γ -Model of the Laminar-Turbulent Transition, Computational Mathematics and Mathematical Physics, 2019, Vol. 59, No 10, p. 1720-1731, DOI 10.1134/S0965542519100117.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТОНАЛЬНОГО ШУМА НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА «ГЕРБЕРА»

Р.В. Акиньшин, Г.А. Фараносов (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва)

В.А. Титарев (ФИЦ ИУ РАН, ФАУ «ЦАГИ», г. Москва)

Применение численных методов применительно к задаче моделирования аэроакустических характеристик несущего винта вертолета выглядит перспективным в связи с повышающейся значимостью экологических аспектов эксплуатации вертолетов и необходимостью включения данного параметра при проектировании новых вертолетов. Дополнительным фактором, стимулирующим развитие численных методов применительно к данной задаче, является ограниченность возможностей акустического эксперимента для вертолетных винтов из-за отсутствия в России заглушенных аэродинамических труб необходимого размера.

В настоящей работе с помощью кода «Гербера» [1] проведено моделирование аэродинамических и акустических характеристик модельного двухлопастного вертолетного винта на режиме висения, для которого имеется набор экспериментальных данных, пригодных для валидации [2, 3]. Моделирование проводилось на основе численного решения уравнений Эйлера сжимаемого газа, что позволяет, как показал опыт расчетов самолетных винтов [4, 5], приемлемо воспроизводить интегральные аэродинамические характеристики и первые тональные составляющие шума. Отличительной особенностью комплекса является возможность моделирования сложных конфигураций (винт + фюзеляж, винт + пилон, соосные винты и т.д.), что достигается использованием комбинации вращающейся области в непосредственной близости от винта и внешней неподвижной области. Для проведения расчетов на суперЭВМ в программном комплексе реализована гибридная двухуровневая модель параллельных вычислений MPI+OpenMP.

Расчеты модельного винта проводились на неструктурированной сетке с тетраэдральными ячейками, содержащей около 55 млн. Нестационарное моделирование выполнялось примерно для 10 оборотов винта, что существенно больше, чем для самолетных винтов, в связи с необходимостью получения установившейся вихревой системы под винтом. В результате моделирования получено, что значение тяги в расчете занижено примерно на 13%, а крутящего момента – на величину около 20%. Проведен анализ различий данных расчета и эксперимента. Сравнение данных расчета шума с данными эксперимента [2, 3] в ближнем поле показало их приемлемое совпадение расчета для тональной компоненты шума на частоте следования лопастей и ее трех гармоник. Для шума в дальнем поле выполнен анализ направленности для различных частот, анализ вклада различных механизмов шумообразования (шума вытеснения и шума нагрузки) и вклада в шум различных участков лопасти.

Представленный метод может быть использован для исследования влияния геометрических модификаций лопасти винта на структуру низкочастотного тонального шума.

Для валидации кода «Гербера» использовались данные экспериментов, проведенных в УНУ «Заглушенная камера с потоком АК-2» ФАУ «ЦАГИ», модернизируемой при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации по соглашению №075-11-2021-066.

Работа Р.В. Акиньшина и Г.А. Фараносова частично поддержана грантом Российского научного фонда (проект №21-71-30016).

Литература:

1. В.А. Титарев. Программный комплекс “Гербера” для расчета аэроакустических характеристик воздушных самолетных винтов. Свидетельство о регистрации программы N 2020616696 от 22.06.2020.
2. В.Ф. Копьев, М.Ю. Зайцев, Н.Н. Остриков, С.Л. Денисов, С.Ю. Макашов, В.А. Аникин, В.В. Громов. Об определении акустических характеристик моделей несущих вертолетных винтов на открытом стенде. Акустический журнал, Т.62, №6, 2016, с. 725-730.
3. Копьев В.Ф., Зайцев М.Ю., Воронцов В.И., Карабасов С.А., Аникин В.А., Расчет шума несущего винта вертолета и его экспериментальная проверка на режиме висения. Акустический журнал, Т.63, №6, 2017, с. 651-664.

4. И.В. Беляев, В.Ф. Копьев, В.А. Титарев. Разработка нового подхода к расчету шума винтов с использованием суперкомпьютеров. Ученые записки ЦАГИ, Т. XLV, №2, 2014, с. 78-106.
5. I. Belyaev, V. Kopyev, R. Skvortsov, I. Pankratov, V. Titarev, M. Zaytsev. Comparison of rotor noise measurement results in large-scale and small-scale anechoic facilities. 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2015, AIAA paper 2015-2986.
6. В.А. Титарев, Г.А. Фараносов, С.А. Чернышев, А.С. Батраков Численное моделирование влияния взаимного расположения винта и пилона на шум турбовинтового самолета. Акустический журнал, Т.64, №6, 2018, с. 737-751.
7. A.S. Morgans, S.A. Karabasov, A.P. Dowling, et al. Transonic helicopter noise. AIAA J., V.43(7), 2005, p.1512-1524.

ПРИМЕНЕНИЕ МОДЕЛИ ICEVISION ДЛЯ РАСЧЕТОВ ОБЛЕДЕНЕНИЯ В РАМКАХ ОБНОВЛЕННЫХ ТРЕБОВАНИЙ НОРМ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ

*А.А. Аксенов, С.В. Жлуктов, К.Э. Сорокин (ООО «Тесис», г. Москва), А.А. Бабулин, М.К. Окулов,
В.И. Шевяков (ПАО «Корпорация «Иркут» Филиал «Региональные самолёты», г. Москва)*

Сертификация самолётов транспортной категории для эксплуатации в условиях обледенения в России проводится в рамках требований Приложения «С» к «Авиационным правилам» АП-25. В европейских сертификационных требованиях CS-25 кроме Приложения «С», используется Приложение «О», в котором условия обледенения дополняются необходимостью учета крупных переохлаждённых капель воды. Введение Приложения «О» предлагается также и в проекте нового российского сертификационного документа «Нормы лётной годности» (НЛГ-25). В связи с чем актуальной является задача модификации имеющихся инструментов определения форм и размеров ледяных отложений для условий Приложения «О».

С точки зрения численного моделирования отличительной особенностью Приложения «О» является необходимость проведения расчетов при большой водности и с каплями большого диаметра (до 500 мкм и более). При таких параметрах дисперсного потока определяющими становятся такие физические процессы, как срыв плёнки воды и разбрызгивание плёнки при попадании в неё крупных капель. Поток дисперсной среды в таких условиях является существенно полидисперсным. Срывающиеся капли имеют не только другой диаметр (обычно меньше, чем средний диаметр капель в рамках Приложения «О»), но и другую температуру.

Для расчёта обледенения самолётов в рамках Приложения «О» была проведена модификация модели обледенения IceVision [1], реализованной в рамках программного комплекса FlowVision [2]. В модели IceVision изменение формы льда рассчитывается с использованием технологии VOF. Внешнее обтекание самолёта рассчитывается одновременно с изменением формы льда и его прогрева. Шаг по времени, за который изменяется форма льда, может на два и более порядков превосходить шаг по времени, с которым интегрируются уравнения внешнего обтекания, тем не менее, остаётся малой величиной относительно отрезка времени обледенения. В отличие от лагранжевых подходов (Fensap ICE, StarCCM+, Lewice), в IceVision эйлерова расчётная сетка не перестраивается. При этом изменение объема льда сопровождается только модификацией геометрии ячеек сетки, в которых проходит контактная поверхность лед-воздух. Такой подход обеспечивает устойчивый расчёт образования ледяных отложений произвольной формы.

В версии модели IceVision 2.0 реализованы учет срыва плёнки воды с поверхности льда, а также учет разбрызгивания падающих капель и плёнки на поверхностях самолета и льда. В модели IceVision 2.0 предполагается, что температура срывающихся капель равна температуре плёнки (т.е. температуре плавления льда). Диаметр вторичных капель рассчитывается с использованием известных эмпирических корреляций.

Расчёт течения пленки воды по твёрдой поверхности в модели IceVision 2.0 проводится с учетом действия аэродинамических сил, силы тяжести, градиента гидростатического давления и силы поверхностного натяжения. Результатов учета поверхностного натяжения является эффект поперечного стягивания плёнки. Это приводит к образованию потоков воды в форме ручейков и ледяных отложений в виде гребнеобразных наростов. На поверхности льда выполняется балансовое соотношение, в котором учитываются энергия падающих капель, теплообмен между льдом и воздухом, теплота кристаллизации и теплота испарения / сублимации. Моделируются конденсация водяного пара на поверхности плёнки / сухого льда и таяние льда при соответствующих локальных условиях.

Представлены результаты валидационного исследования модели IceVision 2.0 на различных экспериментальных тестах, опубликованных в открытой литературе.

Литература:

- [1] I. Aksenov A.A., Byvaltsev P.M., Zhlukov S.V., Sorokin K.E., Babulin A.A., Shevyakov V.I. Numerical simulation of ice accretion on airplane surface // AIP Conference Proceedings, 2019, 2125, 030013
[2] Аксенов А.А. FlowVision: индустриальная вычислительная гидродинамика // Компьютерные исследования и моделирование, 2017, Т9, N1, с. 5-20

АЛГОРИТМ ПАРИРОВАНИЯ ЭКРАННОГО ЭФФЕКТА, ОСНОВАННЫЙ НА СТАБИЛИЗАЦИИ УГЛА ТАНГАЖА

Д.А. Алексеев, А.А. Секретарев, Д.М. Хайруллина (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Для ряда ЛА влияние экрана оказывает существенное воздействие на его АДХ, что может приводить к потере устойчивости движения [0]. Получено, что продольное движение вблизи экрана с постоянным углом тангажа будет устойчиво. Из этого сформировано предложение для режимов полёта вблизи подстилающей поверхности использовать алгоритм управления, стабилизирующий угловое положение.

На исследуемой модели ЛА проведено сравнение захода на посадку для двух алгоритмов управления ролём высоты:

$$1. \delta_b = k_n \left(\frac{1}{T_n p + 1} \Delta n_y - \Delta n_{y \text{ зад}} \right) + k_\omega (\omega_z) + \int_0^t k_{f_n} \left(\Delta n_y - \frac{1}{T_{nf} p + 1} \Delta n_{y \text{ зад}} \right) dt$$
$$2. \delta_b = k_\vartheta \left(\frac{1}{T_\vartheta p + 1} \vartheta - \vartheta_{\text{зад}} \right) + \int_0^t k_{f_\vartheta} (\vartheta - \vartheta_{\text{зад}}) dt + k_\omega (\omega_z - \omega_{z \text{ зад}}), \quad \vartheta_{\text{зад}} = \frac{1}{T_\vartheta p + 1} (\vartheta + T_\vartheta \omega_{z \text{ зад}}),$$
$$\omega_{z \text{ зад}} = \frac{\bar{X}}{\bar{X}^{\omega_z}}, \text{ причём при } \bar{X} = 0 \text{ значение на интеграле фиксируется.}$$

Первый вариант практически повторяет классический автомат продольной устойчивости [0]. Второй вариант является доработкой алгоритма, предложенного в [0]. При $\bar{X}=0$ (ручка управления в «нейтрали») алгоритм работает как система стабилизации тангажа. А при $\bar{X} \neq 0$ обеспечивается привычный летчику стереотип управления скоростью тангажа.

Численное моделирование показало, что первый вариант не обеспечивает безопасность на взлёте и посадке, если приближение к экрану вызывает положительное приращение момента тангажа. Второй вариант обеспечивает безопасность на взлёте и посадке и снижает нагрузку на лётчика.

Литература:

1. Иродов Р.Д. Критерии продольной устойчивости экраноплана. Ученые записки ЦАГИ. т. I, №4, 1970, с.63-72.
2. С. Г. Баженов. Основы динамики полёта. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2021г. – 432 с.
3. Королев В.С., Секретарев А.А. Исследование алгоритмов продольного управления, основанных на стабилизации угла тангажа. Материалы XXVIII научно-технической конференции по аэродинамике, изд. М.: ЦАГИ, 2017.

ИССЛЕДОВАНИЕ РАВНОМЕРНОСТИ ПОТОКА В ВЫХОДНОМ СЕЧЕНИИ ПЛОСКИХ И ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ СОПЕЛ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ Т-116

С.С. Алёшин, Д.Ю. Гусев, И.В. Нажимов, Ю.Г. Швалёв (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)

Совершенство аэродинамической трубы и достоверность проводимых в ней исследований определяется в первую очередь качеством потока, реализуемого в рабочем объёме, где располагаются исследуемые модели летательных аппаратов.

Реализация потока с заданными параметрами, а затем и поддержание их постоянства в течение опыта, обеспечиваются системой соответствующих задатчиков и регулирующих устройств, которыми оборудована труба. От работы этой системы, от инерционности измерительных устройств и их метрологических характеристик, в известной мере, зависит повторяемость и стабильность измеренных параметров реализованного потока в течение одного опыта и при многократном повторении таких опытов, а, следовательно, достоверность и точность определения исследуемых аэродинамических характеристик моделей.

Исследование потока, реализуемого в плоских и осесимметричных соплах аэродинамической трубы Т-116, имеют целью изучение его равномерности в рабочем объёме и выбор наиболее правильного в конкретных условиях данной аэродинамической трубы, метода определения параметров этого потока при проведении каждого опыта.

Для обеспечения изменения режимов потока в широких пределах, аэродинамическая труба Т-116, имеет три самостоятельных воздушных тракта.

Первый воздушный тракт обеспечивает работу трубы при использовании плоских сверхзвуковых профилированных сопел С-175, С-200, С-250, С-300, С-350 и С-400 с выходным сечением 1 м × 1 м. Второй и третий воздушные тракты для работы трубы используют сменные осесимметричные сопла С-500, С-600, С-600а, С-700, С-700а, С-800, С-900 и С-1000 с диаметром выходного сечения 1 м.

Равномерность потока оценивалась по измерениям местного значения давления торможения за прямым скачком и давления в форкамере. Измерения производились гребёнкой с насадками полного давления.

Результаты исследования показали, что сверхзвуковой поток, создаваемый в плоских соплах, обладает хорошей равномерностью в рабочем объёме при всех режимах. В гиперзвуковом потоке имеет место несколько повышенная локальная его неравномерность на самой оси сопла, которая практически исчезает на расстоянии ±100 мм от оси.

Ранее было установлено, что повышенная локальная неравномерность потока на оси сопла обусловлена фокусированием на ней малых возмущений потока, вызванных технологическими отклонениями контуров сопел от расчётного, допущенными при изготовлении и состыковке отсеков, из которых конструктивно выполнены сопла.

Полученные таким образом данные характеризуют качество потока в выходных сечениях сопел в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

Проведённые исследования показали, что равномерность полей давления в зоне расположения моделей практически совпадает с имеющимися данными, полученными за период времени эксплуатации Т-116, начиная с 1962 года.

МОДЕЛИ ПРОЦЕССОВ, СОПРОВОЖДАЮЩИХ ОБЛЕДЕНЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И РАЗВИТИЕ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ

И.А. Амелюшкин, М.А. Кудров, А.О. Морозов (МФТИ)

Разработка противообледенительных систем представляет большой интерес, так как ежегодно в среднем сотни происшествий, гибель людей вызваны обледенением; при этом физические модели этого процесса приняли не вполне законченный вид и требуют новых подходов методов моделирования [1,2], а снижение сил сцепления льда с поверхностью представляет большой практический интерес, т.к. может полностью устранить обледенение без энергетических затрат, кроме того управление взаимодействием потока с поверхностью – актуальная задача в широкой области аэрогидродинамических приложений, например, в задачах снижения сопротивления.

В настоящей работе развита физико-математическая модель и оригинальный метод расчета режимов взаимодействия кристаллов льда с нагретой поверхностью обтекаемого тела. Узлы расчетной сетки деформируются при изменении нагрузок в течение времени удара кристалла о поверхность нагретого тела, между ячейками рассчитываются тепловые потоки и передача импульсов, при плавлении ячейки удаляются в течение времени на основании скорости уноса массы в процессе удара кристалла о поверхность обтекаемого тела. Метод также применен для расчета возникновения напряжений и разрушения льда на крыле под действием аэродинамических и механических нагрузок. Развита математическая модель и получены оценки размеров адаптивного крыла [3], движение обшивки которой будет приводить к трещинам и сколам льда в обтекающем крыло потоке в силу изменения радиуса кривизны поверхности под обшивкой при ее перемещении на своеобразной рычажной системе [3]. Адаптивное крыло с подвижной нерастяжимой, но с гибкой обшивкой обеспечивает гладкость поверхности и отсутствие щелей, которые имеют место на адаптивных крыльях большинства других исследователей. Условие возникновения трещин образовавшегося на адаптивном крыле льда имеет следующий вид: $(1/R - 1/R_1)h(1 - h/R)E > \sigma$. Здесь R и R_1 – радиусы кривизны поверхности до и после изменения формы адаптивного крыла, h – толщина слоя льда над поверхностью крыла, E и σ – модуль Юнга и предел текучести льда, соответственно. Разработан численный алгоритм, проведены верификация и сравнение результатов с данными других исследователей. Развита модель динамики частиц в пограничном слое у поверхности обтекаемого тела, в частности, модель подкрутки частиц в сдвиговых потоках.

Исследования выполнены при поддержке РФФИ в рамках научных проектов № 19–29–13024 и № 19–29–13016, а также в рамках Государственного контракта № 20411.1770290019 18.004 на НИР «Флагман 1».

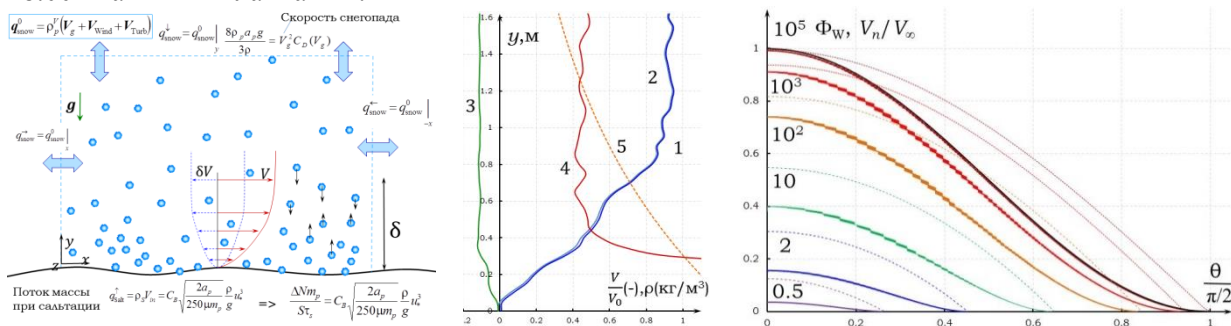


Рис. 1. слева схема сальтации снега в пограничном слое газа, скорость которого состоит из средней (красный цвет) и пульсационной составляющих (синий цвет); в центре результаты расчета распределения скорости газа (кривая 1), горизонтальной скорости снега (кривая 2), вертикальной скорости частиц снега (кривая 3) и распределение массы снега в единице объема (кривая 4). В расчете скорость потока 5 м/с, размеры частиц снега 0.1 мм, плотность частиц снега 500 кг/м³. Кривая 5 соответствует распределению [4]. справа схема сальтации снега в пограничном слое газа, скорость которого состоит из средней (красный цвет) и пульсационной составляющих (синий цвет); справа – схема обтекания и вращения частицы в пограничном слое потока вблизи поверхности обтекаемого тела.

Литература:

1. Амелюшкин И.А., Кудров М.А., Морозов А.О., Щеглов А.С. Математические модели и методы расчета процессов, сопровождающих обледенение летательного аппарата // Труды Института системного программирования РАН, 2021, Т. 33, № 5. [https://doi.org/10.15514/ISPRAS-2021-33\(5\)-14](https://doi.org/10.15514/ISPRAS-2021-33(5)-14). С. 237–248.
2. Amelyushkin I.A. Models of interaction of snow particles and supercooled droplets with a solid body in nonhomogeneous flow, DOI: 10.53954/9785604788974_11 // Abstracts from International conference on the methods of aerophysical research, August 8–14, 2022 Novosibirsk, Russia, Part II, P. 11–12.
3. Амелюшкин И.А., Дружинин О.В. Адаптивное крыло с профилем изменяемой кривизны // Патент на изобретение 2777139 С.1, дата выдачи 01.08.2022, Заявка № 2021119711 от 06.07.2021.
4. Gromke C., Horender S., Walter B., Lehning M. Snow particle characteristics in the saltation layer // Journal of Glaciology – 2014, V. 60, No. 221 doi: 10.3189/2014JoG13J079.

РАЗРАБОТКА ИНСТРУМЕНТОВ (ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ) ДЛЯ ОБРАБОТКИ ЗАПИСЕЙ ПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ

О.В. Анимица, В.В. Стрелков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Выделение в записи полетной информации режимов полета, которые отвечают определенным заданным условиям, является одним из этапов обработки первичных полетных данных [1], выполняемой как при проведении летных испытаний, так и в процессе эксплуатации летательного аппарата (ЛА). Именно на этих специальных (тестовых) режимах определяются фактические характеристики ЛА. Как правило, длительность такого участка полета составляет десятки секунд (реже – сотни секунд) при продолжительности всего полета, измеряемой несколькими часами. При этом на величины параметров искомого режима и их производные накладывается ряд ограничений (обычно это от 5 до 15 условий типа «=», «>», «<» и других). В одном испытательном полете могут выполняться десятки различных тестовых режимов. Локализация этих режимов в записи полетной информации методом «визуального просмотра» является трудоемкой задачей, требующей значительных затрат времени.

Разработанное в ЦАГИ программное обеспечение (ПО) PartFinder обеспечивает автоматизацию поиска участков полетных записей, которые отвечают заданному критерию – набору условий, накладываемых на параметры полета, на конфигурацию самолета, на режим работы двигателей и др.

Программа PartFinder (в текущей версии) предназначена для послеполетной обработки зарегистрированных полетных данных. Файл первичных полетных данных, то есть запись параметров полета по времени, является входной информацией для этого ПО.

Функционал программы включает в себя выполнение следующих основных действий:

- считывание, визуализация и графическая обработка информации из файла полетных данных;
- формирование критерия (набора условий) для описания интересующих режимов полета;
- поиск режимов (участков полета), сохранение результатов для последующего анализа.

Результатами поиска являются время начала и окончания каждого режима, его продолжительность, массивы значений регистрируемых параметров, их средние значения, градиенты на данном временном интервале и прочее – это выходная информация ПО.

Программа обеспечивает возможность формирования сложных критериев для описания режимов полета, а также оперативность формирования и изменения требований к параметрам режима.

Кроме того, в ПО реализованы различные вспомогательные (сервисные) функции, которые могут быть востребованы при обработке реальной полетной информации: сглаживание исходных данных, вычисление производных зарегистрированных параметров, создание новых параметров из имеющихся в записи и их производных.

PartFinder имеет развитый интерфейс пользователя, который сводит к минимуму количество необходимых действий по чтению данных из файла первичной полетной информации, упрощает операции и ускоряет рабочий процесс. Широко применяется принцип создания и использования шаблонов для выполнения различных типовых операций.

Разработанное программное обеспечение успешно используется в ЦАГИ при обработке материалов летных испытаний в процессе выполнения работ по договорам с ОКБ и записей параметров полета пассажирских самолетов, предоставленных авиакомпаниями. Корректность работы ПО была многократно проверена методом сопоставления результатов обработки с аналогичными результатами из независимых источников.

Литература:

1. В.В. Стрелков, О.В. Анимица, Я.В. Буров. Технология экспресс-оценки фактических характеристик самолета и их отклонения от номинального уровня на этапе летных испытаний и в процессе эксплуатации. Тезисы доклада на XXIII-ей конференции по аэродинамике, 2022 г.

ПРИБЛИЖЕННАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ НЕСУЩИХ СВОЙСТВ САМОЛЕТА SSJ-100 НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ ДО 90 ГРАД

А.Л. Ашмянко, В.А. Терехин

(Филиал «Региональные самолёты» ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва)

В последние годы в связи с необходимостью моделировать динамику движения самолетов транспортной категории на больших углах атаки (БУА) в целях обучения на тренажерах летчиков распознаванию и выходу из сложных пространственных положений (СПП, заруб. термин Upset) появилась потребность в более детальных знаниях аэродинамики самолетов на этих режимах. Максимальные достижимые углы атаки при стандартных испытаниях в основных аэродинамических трубах (АДТ) ЦАГИ и СибНИА составляют $\alpha \approx 25-30^\circ$. При углах α сверх этого диапазона, когда на верхней поверхности самолета образуется развитое срывное обтекание – на пост-срывных режимах (англ. poststall) – к банкам аэродинамических характеристик (АДХ) на тренажерах требования высокой точности не предъявляются в силу сложности получения таких АДХ в летных испытаниях. Важно, чтобы они правильно отражали общий пост-срывной характер аэродинамики.

При подготовке 1-го вылета самолета SSJ-100 в вертикальной аэродинамической трубе Т-105 ЦАГИ были проведены испытания специализированной модели ШРРЖ самолета SSJ-100 до углов атаки 90° при малых скоростях (25 м/сек) с убранной и выпущенной механизацией крыла. Однако, в этих испытаниях, которые были нацелены на получение материалов по анализу и методам вывода самолета из штопора в полетных конфигурациях, не были получены нужные для банка АДХ данные при неотклоненном стабилизаторе. Поэтому в целях использования этих результатов испытаний в банке АДХ самолета SSJ-100 с горизонтальными законцовками крыла (ГЗК) предпринята серия расчетных работ по аппроксимации трубных данных по коэффициенту нормальной силы C_y на БУА методами регрессионного анализа, и по их пересчету в вид, необходимый для банка АДХ.

Расчетный анализ полученных в продувках данных по коэффициенту C_y ряда профилей и модели ШРРЖ показал, что удовлетворительными аппроксимирующими свойствами для коэффициента C_y на углах атаки $\alpha \approx 30-90^\circ$ обладает следующая регрессионная математическая модель с двумя неизвестными параметрами, основанная на решении Рэлея для модели Кирхгофа полностью срывного обтекания пластинки:

$$C_y = A \cdot \frac{\sin(\alpha)}{1 + \frac{\pi}{4} \sin(\alpha)} + B.$$

Неизвестные параметры А и В определялись путем регрессионного анализа экспериментальных данных. Более сложная трехпараметрическая нелинейная регрессионная модель (с введением в знаменатель неизвестного параметра D вместо $\pi/4$) оказалась не физической. В предположении, что на БУА C_y стабилизатора можно считать не подверженным влиянию скосов от крыла, методом регрессионного анализа полученных на модели ШРРЖ экспериментальных данных определены параметры расширенной трехпараметрической математической модели C_y на БУА, учитывающей отклонение стабилизатора на угол φ , следующего вида:

$$C_y = A \cdot \frac{\sin(\alpha)}{1 + \frac{\pi}{4} \sin(\alpha)} \cdot \frac{S_{пл}}{S_{хар}} + B \cdot \frac{S_{пл}}{S_{хар}} + C \cdot \frac{\sin(\alpha + \varphi)}{1 + \frac{\pi}{4} \sin(\alpha + \varphi)} \cdot \frac{S_{ст}}{S_{хар}}$$

В этих математических моделях параметр А является аналогом производной C_y^α при угле $\alpha \rightarrow 0$, параметр $B = -C_{р\text{верх}}$ – аналог коэффициента равномерно распределенного по всей верхней поверхности разрежения, параметр С – аналог производной эффективности стабилизатора C_y^φ при $\varphi/\alpha \rightarrow 0$ (отнесенные к соответствующим площадям в плане). Величина параметра С подтверждена альтернативным регрессионным анализом экспериментальных данных по эффективности стабилизатора по моменту тангажа.

Разработанная таким образом математическая модель использована для пересчета результатов продувок в Т-105 на условия с неотклоненным стабилизатором, а также для введения в данные оценки влияния ГЗК на C_y и m_z самолета SSJ-NEW. Сопоставление итоговых результатов пересчета с результатами продувок модели в АДТ Т-203 СибНИА при углах $\alpha \approx 20-25^\circ$ свидетельствует об удовлетворительной работоспособности разработанной математической модели. Учитывая, что коэффициенты А, В и С отнесены к соответствующим плановым площадям, можно рассчитывать на определенную их «универсальность» при использовании для других самолетов близкой конфигурации. Это подтверждено сопоставлением расчета C_y по математической модели с результатами продувок одной из перспективных компоновок при углах $\alpha \approx 20-25^\circ$.

ЦИФРОВАЯ ТРАНСФОРМАЦИЯ ПРОЦЕССА СОЗДАНИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ - ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ ИНСТРУМЕНТОВ

А.А. Бабулин, М.С. Войтишина, А.В. Долотовский

(Филиал «Региональные самолёты» ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва).

В условиях ужесточения ограничений со стороны ряда стран на поставку и эксплуатацию как ВС в целом, так и комплектующих, включая инструменты разработки и производства, повышается значимость трансформации процесса создания авиационной техники, направленной на повышение его эффективности. Опыт ведущих компаний-разработчиков авиационной техники и, в частности, Филиала «Региональные самолёты» ПАО «Корпорация «Иркут» (бывш. АО «ГСС»), показывает, что переход на цифровые технологии в проектировании и разработке повышает качество проектирования, что благоприятно влияет на стоимость и сроки. Тем не менее, для обеспечения трансформации характера модели управления жизненным циклом от реактивного к предиктивному требуется радикальное изменение подхода к проектированию новых изделий, заключающемуся в смещении фокуса внимания разработчиков на ранние этапы жизненного цикла, через кратное увеличение количества экспериментов в цифровой среде до начала разработки и изготовления физических прототипов. Этого невозможно достичь без развития и внедрения в практику соответствующих инструментов – цифровых двойников, отвечающих целям и задачам этапов жизненного цикла (от цифровых двойников этапа разработки – виртуальных прототипов, до цифровых двойников изделий в эксплуатации). На сегодня, как минимум в области аэродинамического проектирования, заложен серьезный базис для формирования разноуровневых цифровых двойников воздушного судна, которые позволят проводить поэтапную валидацию и верификацию конструкторских решений с точностью и достоверностью, необходимой для достижения заданных параметров в пределах установленных сроков и бюджета. В основе этого базиса разработки в области методов математического моделирования ведущих организаций, таких как ЦАГИ, ТЭСИС, МФТИ, РФЯЦ ВНИИЭФ и др., а также опыт применения этих методов в инженерной деятельности конструкторских бюро при разработке современных образцов авиационной техники. Дальнейшее движение в направлении реализации концепции проектирования с использованием цифровых двойников требует развития не только в направлении наращивания вычислительных ресурсов (хотя это также необходимо

при росте детализации моделируемых явлений и процессов) и масштабирования существующих математических моделей (экстенсивный путь), но и в направлении развития методов моделирования, не требующих суперкомпьютерных мощностей, но при этом обеспечивающих достаточный уровень достоверности (интенсивный путь). При этом сохраняется и даже возрастает актуальность вопроса точности результатов математического моделирования в обеспечение решения которого реализуются процессы верификации и валидации на всех уровнях формирования компьютерных моделей. Трансформация процессов проектирования требует также трансформации процессов разработки НТЗ, обобщения результатов НТЗ, с тем, чтобы при реализации авиационной программы в распоряжении разработчика были не только набор технологий соответствующего уровня готовности, но и отвечающий им набор верифицированных и валидированных инструментов, позволяющих формировать цифровые двойники этапов разработки (виртуальных прототипов).

ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ ПОДСЕТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ И РАСЧЕТ ИЗОТЕРМИЧЕСКОГО ГОРЕНИЯ ПРЕДВАРИТЕЛЬНО НЕ ПЕРЕМЕШАННОЙ СМЕСИ МЕТОДОМ LES С ЕЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ

*Р.А. Балабанов, Л.А. Усов, А.И. Трошин, В.В. Власенко, В.А. Сабельников
(ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)*

В настоящее время почти все расчеты методом моделирования крупных вихрей (LES) выполняются с использованием либо алгебраических, либо дифференциальных моделей подсеточной вязкости [1]. Неотрицательная подсеточная вязкость ν_{sgs} не позволяет этим моделям улавливать области «обратного» потока энергии от подсеточных масштабов к разрешенным (backscatter), наблюдаемые экспериментально [2]. Динамическая процедура Джермано ослабляет эту проблему, разрешая ν_{sgs} принимать отрицательные значения. Однако этот подход численно неустойчив и требует ограничения вязкости снизу либо ее пространственного осреднения. Более теоретически обоснованным способом решения проблемы обратного потока энергии может быть использование дифференциальной модели подсеточных напряжений (DSM), в которой дифференциальное уравнение решается для каждой компоненты тензора подсеточных напряжений $\tau_{ij} = \bar{u}_i \bar{u}_j - \bar{u}_i \bar{u}_j$. В DSM главные оси тензоров напряжений и деформаций, а также их собственные значения, не связаны друг с другом. Это позволяет моделировать неэффективный и даже локально обращенный каскад энергии, подобный наблюдаемому в данных прямого численного моделирования турбулентности (DNS) [3].

Подсеточная модель также определяет поле скалярной диссипации и структуру мельчайших разрешенных вихрей. Оба фактора оказывают существенное влияние на характеристики турбулентного предавриательно не перемешанного пламени, регулируемого смешением горючего с окислителем. Таким образом, использование более совершенной подсеточной модели может также улучшить моделирование турбулентного диффузионного горения.

В докладе представлен подход к выбору замыканий членов уравнения для τ_{ij} и к априорной калибровке их коэффициентов с использованием открытой базы данных DNS [4]. Полученная модель сравнивается с классической моделью Смагоринского и с ее динамической версией, а также с подсеточной моделью WALE. На первом этапе проведены LES-расчеты затухания изотропной турбулентности и для каждой модели скорректирован уровень диссипации. На втором этапе смоделировано турбулентное диффузионное горение. Для упрощения задачи и исключения обратного влияния горения на турбулентность рассмотрен случай так называемого изотермического горения [5]. Дополнительные упрощения включают одностадийную однонаправленную реакцию, протекающую с бесконечной скоростью (приближение тонкого слоя реакции Бурке-Шумана). Средние скорости химических реакций определялись с использованием классического подхода неперемешанных флеймлетов [6]. В расчетах получены и проанализированы различия в статистике полей параметра смешения.

Результаты работы планируется использовать при решении физических задач методом LES в случаях, когда явление «обратного» потока энергии по каскаду играет важную роль в формировании течения.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 21-71-10105, <https://rscf.ru/project/21-71-10105/>.

Литература:

1. P. Sagaut. Large eddy simulations of incompressible flows, 3rd ed. Springer, Berlin, 2008.
2. C.W. Higgins, M.B. Parlange, C. Meneveau. Alignment trends of velocity gradients and subgrid-scale fluxes in the turbulent atmospheric boundary layer // *Boundary-Layer Meteorology*, Vol. 109, 2003, pp. 59–83.
3. J.G. Ballouz, N.T. Ouellette. Tensor geometry in the turbulent cascade // *J. Fluid Mech.*, Vol. 835, 2018, pp. 1048–1064.
4. <http://turbulence.pha.jhu.edu/> (дата обращения: 31 октября 2022 г.).
5. A.W. Cook, J.J. Riley, G. Kosály. A laminar flamelet approach to subgrid-scale chemistry in turbulent flows // *Combust. Flame*, Vol. 109(3), 1997, pp. 332–341.
6. N. Peters. Laminar diffusion flamelet models in non-premixed turbulent combustion. // *Prog. Energy Combust. Sci.*, Vol. 10(3), 1984, pp. 319–339.

РАЗРАБОТКА АРХИВА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ, СОПРОВОЖДАЮЩЕЙ ОБРАБОТКУ РЕЗУЛЬТАТОВ КООРДИНАТНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ АГРЕГАТОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

*Ю.С. Балашова, В.Ф. Забалуев, М.А. Ларютина, О.Б. Мамонтов, П.М. Николаев,
И.Ю. Овсянников, А.М. Подлеснов, А.И. Хардин (ФАУ «ЦАГИ» г. Жуковский)*

В современном производстве аэродинамических моделей (АДМ) самолетов, как и в любом другом высокотехнологичном производстве, существует необходимость в проведении технического контроля на стадии получения материалов в виде входного контроля, межоперационного контроля, осуществляемого в ходе выполнения технологических операций, а также выходного контроля для готовых изделий. Одной из задач технического контроля является оценка точности изготовления АДМ самолетов, характеризующихся повышенными требованиями к точности изготовления, как отдельных агрегатов модели, так и их сборки. В опытном единичном производстве АДМ самолетов ввиду особенностей этого производства применяются универсальные средства измерений в виде координатно-измерительных машин (КИМ). Современные КИМ представляют собой высокоточные устройства, обеспечивающие пять степеней свободы, при ориентации измерительного щупа в пространстве. Данные, получаемые с КИМ, формируются при измерении как массивы измеряемых координат точек, располагаемых одна за другой в последовательности контрольных сечений. Полный поиск соответствия выполняется только для первой точки сечения. Каждая следующая точка использует в качестве начального приближения предыдущую. Такое расположение позволяет применить упрощенную процедуру поиска соответствия измеренных точек с точками математической модели. При обработке результатов измерений основной вычислительной процедурой является совмещение измеренных точек с математической моделью. В этой процедуре при определении параметров совмещения (поворот, сдвиг) вместо минимизации суммы отклонений точек от модели до результата измерения использована минимизация до прогнозного положения замера.

Управляемые ЭВМ комплектуются развитыми библиотеками программ для проведения измерений изделий различной формы. Применительно к обработке результатов координатных измерений АДМ, были разработаны и реализованы специализированные программные модули обработки результатов координатных измерений агрегатов типа «крыло», «фюзеляж» и «лопасть».

В то же время важной частью выполнения задач технического контроля является хранение и систематизация данных замеров и расчетов выполненных измерений.

Для решения задачи, связанной с хранением результатов работы измерительных модулей и удобного управления информацией, полученной в процессе выполнения контроля качества моделей, был разработан специализированный электронный архив технологической документации – «Архив КИ». Данный архив обеспечивает сопровождение обработки результатов координатных измерений агрегатов АДМ, математических моделей, отчетов о результатах обработки измерений. «Архив КИ» позволяет:

- осуществлять хранение результатов измерений;
- осуществлять вызов модулей измерений для формирования новых результатов или редактирования существующих;
- получать аналитические отчеты анализа измерений;
- получать отчеты о ходе выполнения измерений, включающих время и длительность выполнения измерений, состояния результатов, их изменение во времени.

«Архив КИ» является частью интегрированной системы проектирования, конструирования и изготовления аэродинамических моделей самолетов. Его интеграция в комплексную систему обеспечивает возможность использования измерений для контроля качества изделий на любом этапе производства. В составе интегрированной системы архив имеет доступ до всей информации об изделии, включая конструкторскую и технологическую документацию, информацию о деталях, производственных заданиях на изготовление. Такая связь позволяет создавать актуальные отчеты о моделях, объединяющие информацию обо всех этапах ее разработки и изготовления.

Архив координатных измерений, включенный в состав интегрированной системы проектирования, конструирования и изготовления аэродинамических моделей самолетов, является информативным и удобным средством контроля качества моделей.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИМЕНИМОСТИ КРИТЕРИЕВ ПЕРЕОТСОСА В ТРЕХМЕРНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ СТРЕЛОВИДНОГО КРЫЛА

С.А. Баранов, А.Ф. Киселев, Д.С. Сбоев, С.Н. Толкачев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Отсос пограничного слоя является эффективным и универсальным методом ламинаризации, который отлично работает при различных механизмах ламинарно-турбулентного перехода. Эффективность ламинаризации зависит от величины отсоса. Подбор оптимального значения представляет собой комплексную задачу, учитывающую выигрыш по сопротивлению, массогабаритные характеристики системы отсоса, а также энергозатраты на осуществление отсоса.

В литературе встречается понятие переотсоса – приложение такого воздействия, которое приводит к дестабилизации течения. Физически процесс переотсоса аналогичен обтеканию элемента шероховатости с формированием противовращающихся вихрей. Для моделей плоской пластины и прямого крыла были предложены различные критерии: одни на основе диаграмм (Ellis and Poll [1]; Pfenninger [2]; Goldsmith [3]), в других были выработаны критериальные значения (MacManus and Eaton [4; 5]; Campe [6]). Возникает вопрос о применимости данных критериев для трехмерного пограничного слоя на стреловидном крыле, который и был проработан в данной работе.

Эксперименты проводились в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-124 Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ). Трехмерный пограничный слой на скользящей плоской пластине был организован применением криволинейной верхней и боковых стенок, имитирующих градиент давления, присутствующий на стреловидном крыле. Угол скольжения модели составляет 35° , размах 998 мм, хорда 2100 мм, толщина 20 мм. Модель выполнена из оргстекла. Её передний край имеет форму эллипса с большой полуосью 80 мм. Ось X ортогональна передней кромке модели и отсчитывается от неё. В экспериментах были задействована только первая секция, а остальные секции были заглушены, чтобы избежать влияния неконтролируемого вдува на устойчивость течения. Первая панель с крупными отверстиями ($d_{oms} = 0.5$ мм, расположены в узлах прямоугольной решетки с шагом 5 мм по трансверсальному направлению и 4 мм в направлении вдоль по потоку: всего 3 ряда по 93 отверстия). Их средние положения были в позициях по $X = 304$ мм; 404 мм; 504 мм; 654 мм и 814 мм.

Большая часть исследований ламинарно-турбулентного перехода проводилась в диапазоне скоростей набегающего потока 28–33 м/с. Влияние отсоса на стационарные возмущения и пульсации скорости 21 м/с. Скорость набегающего потока в эксперименте составляла $U_{fs} = 28.6$ м/с. Исследование структуры пограничного слоя проводилось методом термоанемометрии.

В экспериментах был реализован режим переотсоса. Экспериментальные результаты были сопоставлены с имеющимися критериями переотсоса. Два из них показали свою состоятельность: разработанный Campe и по критическому значению G_k . Физическое влияние отсоса через отверстия проявлялось в избирательном подавлении длинноволновых стационарных возмущений ($\lambda_z = 11$ –14 мм) и выделении и даже некотором усилении коротковолновой моды ($\lambda_z = 4.26$ мм) при больших расходах воздуха.

Литература:

1. Ellis J.E., Poll D.I.A. Laminar and laminarizing boundary layers by suction through perforated plates//2nd European Forum on Laminar Flow Technology, 1996.
2. Pfenninger W. Laminar Flow control, laminarization, Special Course on concepts of drag reduction//AGARD Report No 654, 1977.
3. Goldsmith J. Critical laminar suction parameters for suction into an isolated hole or a singlerow of holes//Rep. BLC-95. Northrop Aircraft., 1957.
4. MacManus D.G., Eaton J.A., Barrett R.V., Rickards J., Swales C. Mapping the flow field induced by a HLFC perforation using a high resolution LDV//34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. – 1996.
5. MacManus D.G., Eaton J.A. Measurement and analysis of the flowfields induced by suction perforations//AIAA Journal, 1998.
6. Campe R. A two-dimensional model for the conceptual design for a LFC equipped sailplane//Msc thesis report, 2004.

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕЧЕНИЯ В ПОВОРОТНЫХ КОЛЕНАХ АДТ БОЛЬШИХ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ

Н.И. Батура, Ю.Н. Галанская, А.Я. Чудаков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В АДТ замкнутого типа воздушный поток пройдя через рабочую часть возвращается в нее путем поворота в четырех коленах. Потери давления на поворот потока составляют до 30 % от суммарных потерь в тракте, и существенно влияют на величину потребной мощности привода вентилятора, особенно в АДТ больших дозвуковых скоростей. В поворотных коленах предусматривается установка наборов направляющих лопаток, которые выполняют две функции: уменьшают потери давления, связанные с поворотом потока, а также улучшают распределение скорости за поворотом. Основная задача при выборе типа и способа установки направляющих лопаток заключается в минимизации аэродинамического сопротивления поворотного колена и достижении однородного поля скоростей за ним.

В данной работе с помощью численных методов расчета выполнен анализ аэродинамических характеристик течения в поворотных коленах дозвуковой АДТ с направляющими лопатками разной формы. Проведено двумерное численное моделирование течения воздуха в поворотном колене как с упрощенными тонкими, так и профилированными направляющими лопатками с различными вариантами профилировки контура.

Расчеты выполнены в программном комплексе ANSYS FLUENT. Применялись однопараметрическая дифференциальная модель турбулентности Спаларта-Альмараса, замкнутая уравнением энергии, и неявная разностная схема первого порядка аппроксимации по пространству, основанная на методе наименьших квадратов. Предполагалось, что воздух – совершенный газ, вязкость определена формулой Сазерленда. Результаты расчетов получены в виде полей скоростей течения и полей полного давления.

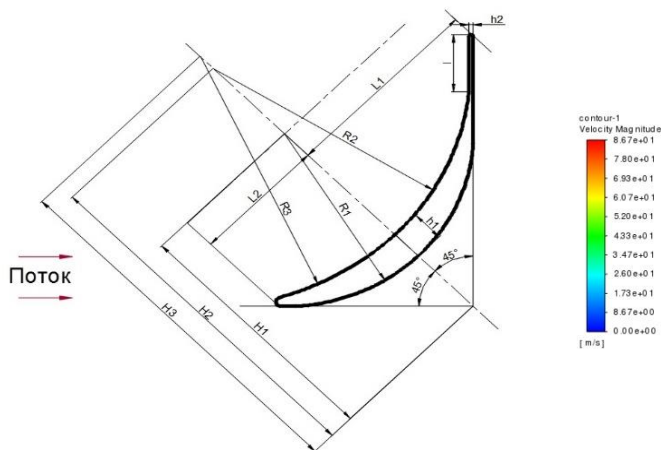


Рис. 1. Схема профилированной направляющей лопатки

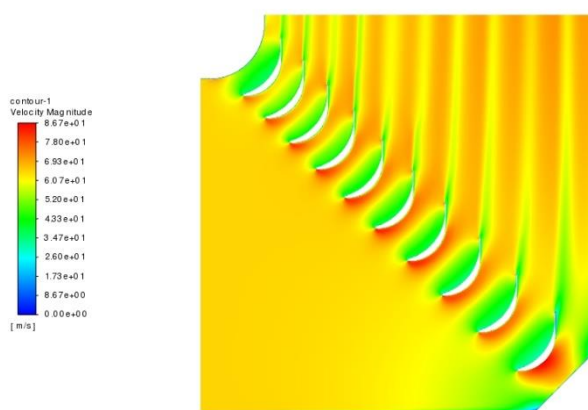


Рис. 2. Поле скоростей

Результаты расчетных исследований показали, что использование в поворотных коленах направляющих лопаток со специальной формой профиля, методика построения которого основана на использовании поверхностей дуг 3-х окружностей со скругленной передней кромкой и удлиненной заостренной задней кромкой (рис. 1), позволяет уменьшить потери полного давления на 25 % по сравнению с использованием классических профилированных

лопаток [1] и на 2 – 8 % по сравнению с использованием упрощенных тонких направляющих лопаток [2, 3]. При этом характеристика поля скоростей по неоднородности потока на выходе из поворотного колена с направляющими лопатками, представленными на рис.1, превосходит остальные рассмотренные варианты (рис. 2).

Литература:

1. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. – М.: Физматгиз, 1978.
2. Jaarsma F. General Design Aspects of Low Speed Wind Tunnels. – Paper presented at the FVP Symposium on «Aerodynamics of Wind Tunnel Circuits and their Components», held in Moscow, Russia, 30 September – 3 October 1996, and published in CP-585.
3. Юдин Е.Я. Колена с тонкими направляющими лопатками // Промышленная аэродинамика, №7, БНТ МАП, 1956. – с. 55 – 80.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И АКУСТИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ МАЛОМАСШТАБНОЙ МОДЕЛИ ВИНТА РЕГИОНАЛЬНОГО САМОЛЕТА НА ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ РЕЖИМАХ В ЗАГЛУШЕННОЙ КАМЕРЕ АК-2 ЦАГИ

И.В. Беляев, В.Ф. Копьев, С.Ю. Макашов, И.В. Панкратов (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва)

Шум винта является одним из основных источников шума региональных винтовых самолетов на местности, как на режиме взлета и набора высоты, так и на режиме посадки, что обеспечивает важность и актуальность проблемы разработки методов моделирования и снижения шума винтов. Для её решения необходимы надежные экспериментальные данные по аэродинамике и шуму винтов на взлетно-посадочных режимах самолета или при условиях, моделирующих эти режимы.

Летные испытания являются, несомненно, наиболее подходящим источником таких экспериментальных данных; однако, они проводятся в неконтролируемых условиях (характеристики режимов работы винтов не всегда точно известны) и крайне ограничены с точки зрения модификации геометрии лопастей и других параметров винта самолета. Как следствие, большой интерес представляют испытания винтов в контролируемых условиях заглушенных (аэроакустических) экспериментальных установок, позволяющих испытывать модели винтов различной геометрии и с различными параметрами. В связи с отсутствием в России больших заглушенных установок, обеспечивающих возможность испытаний крупномасштабных моделей винтов в потоке, практически единственным способом получения экспериментальных данных по шуму винтов являются испытания маломасштабных моделей винтов в имеющихся заглушенных установках, в частности, в заглушенной камере с потоком АК-2 ЦАГИ.

Важным критерием при испытаниях маломасштабных винтов является обеспечение натурного конечного числа Маха лопасти винта, который является одним из основных параметров, определяющих шум винта. Это означает, что при обеспечении той же скорости набегающего потока, что и скорость самолета на взлете или посадке, скорость вращения винта должна увеличиваться обратно пропорционально коэффициенту масштаба винта. Для маломасштабных моделей винта это увеличение скорости вращения является существенным и требует использования винтового прибора, обеспечивающего одновременно высокую скорость вращения, большой крутящий момент и низкий уровень фонового шума. При этом крайне желательно одновременно с акустическими испытаниями измерять аэродинамические характеристики винта, в частности тягу и крутящий момент. Как следствие, проведение соответствующих испытаний является довольно затруднительным.



Рис. 1. Испытания винтового прибора с маломасштабным винтом в заглушенной камере АК-2 ЦАГИ: схема эксперимента (слева), фото эксперимента (справа)

В данной работе впервые в отечественной практике проведены такие экспериментальные исследования аэродинамических и акустических характеристик маломасштабного 6-лопастного винта диаметром 0.3 м в контролируемых условиях заглушенной камеры АК-2 ЦАГИ (рисунок 1) на режимах, моделирующих взлетно-посадочные режимы регионального самолета. Полученные результаты могут использоваться для валидации разрабатываемых численных подходов к моделированию шума винтов и для поиска малозумных конфигураций винтов самолета.

Работа выполнена на базе УНУ «Заглушенная камера с потоком АК-2» ФАУ ЦАГИ, модернизируемой при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации по соглашению №075-15-2022-1036.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ МОДЕЛИ ОТСЕКА КРЫЛА С МОДИФИЦИРОВАННЫМ ПРОФИЛЕМ ДЛЯ УМЕНЬШЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ И ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ РУЛЯ

В.В. Богатырев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Экспериментально подтверждены при испытаниях маломасштабной модели отсека крыла в АДТ Т-103 ЦАГИ полученные ранее расчетными методами [1-5] положительные эффекты модификации небольшого участка профиля перед рулем с осевой аэродинамической компенсацией в соответствии с патентом [6].

Осевая компенсация (ОК) геометрически представляет собой удлиненную носовую часть руля перед его осью вращения, на которой аэродинамические силы создают момент, компенсирующий момент на части руля за осью вращения. Однако при этом увеличивается аэродинамическое сопротивление. Минимальное сопротивление при руле в нейтральном положении достигается для руля с так называемой конструктивной компенсацией (КК), т.е. с минимальными щелями. Однако для такого руля характерен наибольший шарнирный момент.

$$M=0.145, Re=1.6 \cdot 10^6$$

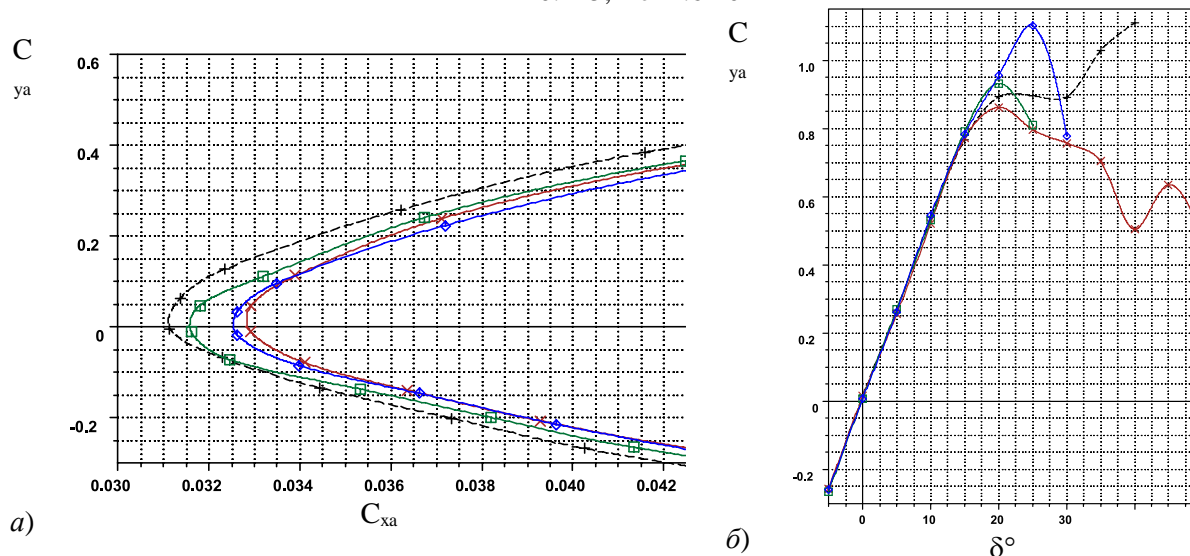


Рис. 1. Аэродинамические коэффициенты: а) поляра, $\delta=0$; б) подъемная сила, $\alpha=0$.

- +
 - x
 -
 - ◇
- руль с конструктивной компенсацией;
— руль с осевой компенсацией, исходное крыло;
— руль с осевой компенсацией, модификация крыла «1%»;
— руль с осевой компенсацией, модификация крыла «2%»

На рис. 1, а показаны поляры ($\delta=0$), полученные для исходного крыла при руле с КК, а также при руле с ОК как на исходном крыле, так и на крыле с модификацией 10% его хорды перед рулем. Прирост сопротивления при руле с ОК по сравнению с КК составил $\Delta C_{xa0} \approx 0.0017$. При модификации с плавной подрезкой профиля крыла на глубину до 1% и 2% с каждой из сторон $\Delta C_{xa0} \approx 0.0005$ (-71%) и 0.0014 (-18%), соответственно. Модификации также вызвали прирост эффективности руля, например при $\alpha=0$ прирост достигнутой подъемной силы составил $\Delta C_{ya} \approx 0.08$ (9%) и $\Delta C_{ya} \approx 0.24$ (28%), соответственно (рис. 1, б).

Расчетные исследования показывают значительное увеличение положительного эффекта от предложенных модификаций при натуральных условиях. Пониженное сопротивление особенно важно на крейсерском режиме, а высокая эффективность руля – при малых скоростях полета.

Литература:

1. Богатырев В.В. Способ уменьшения аэродинамического сопротивления несущей поверхности, снабженной рулем с осевой компенсацией// Материалы XXX Научно-технической конференции по аэродинамике, 2019.
2. Богатырев В.В. Увеличение эффективности руля на модифицированной несущей поверхности// Материалы XXXI Научно-технической конференции по аэродинамике, 2020.
3. Богатырев В.В. Расчетные исследования аэродинамических характеристик усовершенствованной несущей поверхности с рулем// Ученые записки ЦАГИ. – 2020. Т. LI, №3.
4. Bogatyrev, V.V. Increasing the Effectiveness of an Aerodynamically Balanced Control Surface on a Modified Airfoil with Reduced Drag//32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2021. ICAS 2021 CD-ROM Proceedings. 2021.
5. Богатырев В.В. Исследования эффективности и шарнирного момента руля на модифицированной несущей поверхности// Материалы XXXII Научно-технической конференции по аэродинамике, 2021.
6. Богатырев В.В. Аэродинамическая поверхность с рулем. Патент на изобретение 2675304 от 18.12.2018. Гос. реестр изобретений РФ.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНОГО РУЛЯ С ПОВОРОТНЫМ ДЕФЛЕКТОРОМ

В.В. Богатырев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В АДТ Т-103 ЦАГИ проведены испытания модели крыла с органами управления различных конструкций. Модель устанавливалась в АДТ Т-103 на ленточной подвеске (рис. 1). Модель имеет размах $l=1.364$ м и хорду $b=0.5$ м ($\lambda=2.728$) и снабжена концевыми шайбами. Поперечное сечение крыла выполнено на основе симметричного профиля NASA 0012. Все рассмотренные конструкции рулей имели одинаковый размер хорды руля за осью вращения $b'_p=0.2$ м. Базовый руль обычной конструкции имел осевую компенсацию с относительной хордой $\bar{b}_{o,k}=0.3$. Конструкция исследованного руля с поворотным дефлектором основана на патенте [1]. При этом сам руль имел осевую компенсацию с $\bar{b}_{o,k}=0.2$, а перед рулем был расположен поворотный дефлектор с осью вращения, совпадающей с осью вращения руля. Профиль носовой части дефлектора соответствовал профилю базового руля.

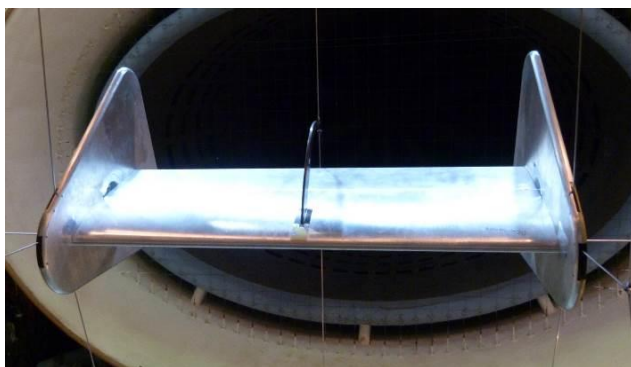


Рис. 1. Модель крыла в АДТ Т-103

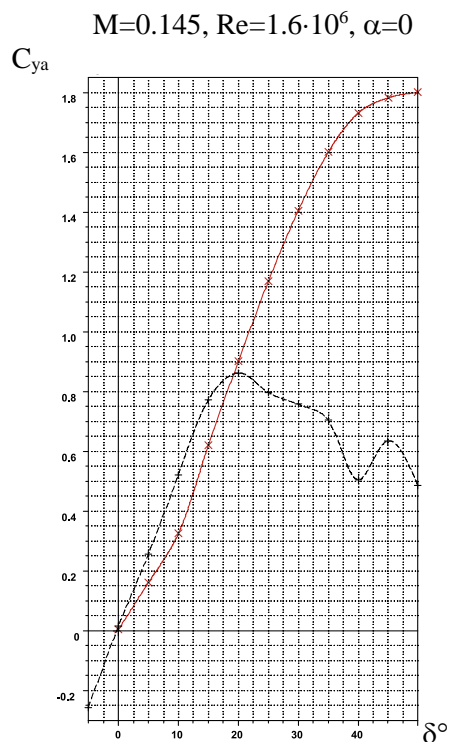


Рис. 2. Подъемная сила:

- + – руль с осевой компенсацией;
- x – руль с поворотным дефлектором

Модель испытывалась при скорости набегающего потока $V=50$ м/с ($M=0.145$, $Re=1.6 \cdot 10^6$). Поворотный дефлектор отклонялся на угол меньший, чем угол отклонения руля. В результате этого сужалась профилированная щель между рулем и дефлектором, и реализовывался эффект щелевого обтекания руля. Затягивание отрыва на отклоненном руле с поворотным дефлектором приводило к значительному увеличению создаваемой крылом подъемной силы (рис. 2). При нулевом угле атаки прирост максимальной подъемной силы по сравнению с обычным рулем составил $\Delta C_{ya} \approx 0.94$ (109%), т.е. более чем в два раза.

Подъемная сила, помноженная на соответствующее плечо до центра тяжести летательного аппарата, вносит основной вклад в создаваемый при отклонении руля управляющий момент. Таким образом, ее увеличение свидетельствует о значительном увеличении эффективности руля. Повышенная эффективность руля особенно важна на режимах с небольшими скоростями, таких как взлет и посадка, особенно для самолетов КВП, а также для парирования отказных ситуаций. Рассмотренная конструкция руля с поворотным дефлектором одинаково эффективна при отклонении руля в обе стороны и, следовательно, может применяться для руля направления.

Литература:

1. Богатырев В.В., Петров А.В. Аэродинамический руль. Патент на изобретение 2637150 от 17.11.2016. Гос. реестр изобретений РФ.

СРАВНЕНИЕ МОДЕЛЕЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ В ПРИМЕНЕНИИ К РАСЧЕТУ ВЛИЯНИЯ ОБЛЕДЕНЕНИЯ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

В.В. Богатырев, А.В. Луценко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Для расчета форм ледяных наростов на несущих поверхностях широко применяется специализированный модуль FENSAP-ICE, вошедший в пакет программ ANSYS. В данном модуле наиболее универсальным по применению для задач расчета больших форм льда, в частности в сопровождении сертификации ЛА для полетов в нормированных условиях обледенения, является способ пошагового расчета обледенения с автоматическим пересчетом сетки сеточным генератором FLUENT MESHING. При этом создаются гибридные расчетные сетки с заданными параметрами. В настоящей работе анализируется использование при расчетах на подобных сетках двух наиболее применяемых в FENSAP-ICE моделей турбулентности: SST k- ω и SA (Spalart-Allmaras).

Модель турбулентности SA была базовой на начальном этапе развития FENSAP-ICE. На ее основе был проведен большой объем калибровочных и валидационных работ с использованием экспериментальных данных, полученных в аэрохолодильной трубе NASA IRT (см., например [1]). Позднее, особенно при интеграции в схему расчета внешних модулей CFD, таких как FLUENT и CFX, стала активно использоваться модель турбулентности SST k- ω .

Расчет форм льда, как правило, проводится на небольших углах атаки, после чего определяется влияние этих форм на аэродинамические характеристики, главной из которых с точки зрения безопасности полета является подъемная сила.

Проведенные расчетные исследования показали, что при небольших углах атаки для чистого профиля распределение давления практически не зависит от используемой модели турбулентности и хорошо соответствует экспериментальным данным [2] (рис. 1, а). Однако для профиля с имитатором льда эксперименту лучше соответствует распределение давления, рассчитанное с использованием модели турбулентности SST k- ω (рис. 1, б). Модель SA дает более короткие замкнутые зоны возвратного течения вблизи имитатора льда. Очевидно это может приводить к несколько отличающимся полям течения около носовой части профиля в процессе пошагового расчета форм льда. Однако, по-видимому, при выборе модели турбулентности следует учитывать опыт калибровки FENSAP-ICE с использованием модели турбулентности SA и ограниченность зоны улавливания капель.

Максимальная подъемная сила чистого профиля при расчете получается выше, чем в эксперименте (рис. 2). При этом использование модели турбулентности SST k- ω дает значение $C_{ya_{max}}$, которое наряду с экспериментальным значением $C_{ya_{max}}$ укладывается в статистические данные [3]. В то же время, для профиля с имитатором льда ближе к экспериментальному оказывается значение $C_{ya_{max}}$, полученное с использованием модели турбулентности SA.

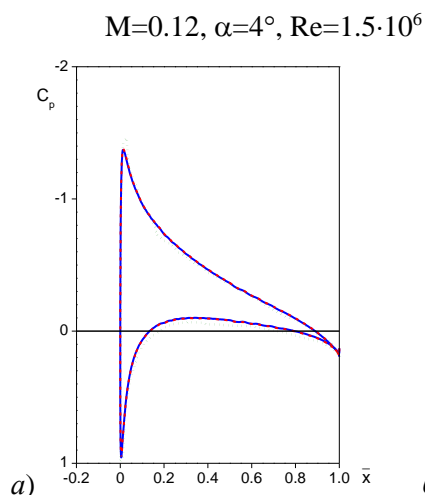


Рис. 1. Распределение давления:
а) чистый профиль

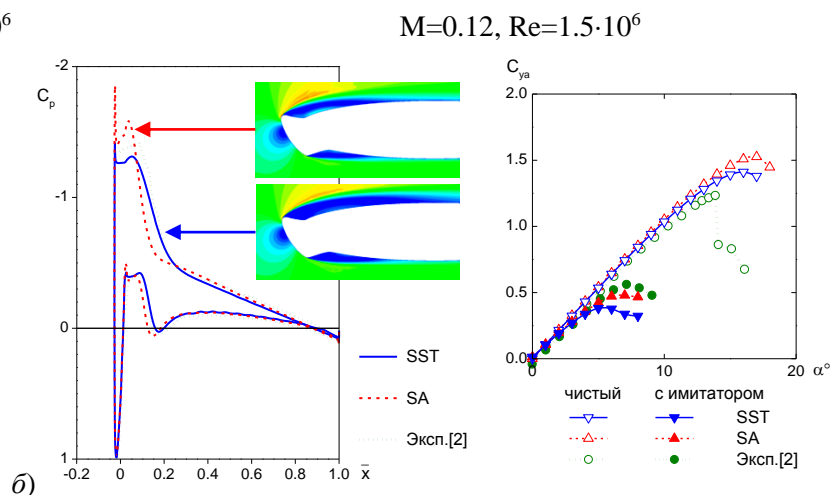


Рис. 2. Подъемная сила
б) профиль с имитатором льда

Литература:

1. William B. Wright, Adam Rutkowski, Validation Results for LEWICE 2.0, NASA/CR-1999-208690, 1999.
2. Michael B. Bragg, An Experimental Study of the Aerodynamics of a NACA 0012 Airfoil with a Simulated Glaze Ice Accretion, NASA CR 179571, 1987.
3. W.J. McCroskey, A Critical Assessment of Wind Tunnel Results for the NACA 0012 Airfoil, NASA TM-100019, 1987.

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ВЛАЖНОСТИ НА ПАРАМЕТРЫ ПОТОКА В АЭРОХОЛОДИЛЬНОЙ ТРУБЕ СЕЗОННОГО ДЕЙСТВИЯ ЦАГИ

В.В. Богатырев, Л.Н. Розанова (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Аэрохолодильная труба сезонного действия (АХТ-СД) для исследования обледенения используется в холодное время года. Аэрозольное облако, содержащее капли воды, создается водораспыливающим коллектором в начале форкамеры трубы. Подогретые капли из коллектора попадают в поток холодного воздуха, засасываемого снаружи. В форкамере трубы капли доходят до переохлажденного состояния и далее вместе с потоком воздуха пролетают вдоль тракта трубы. Так как исследуемые обледеневающие объекты находятся в рабочей части, наибольший интерес представляют параметры аэрозольного потока именно в этой части трубы. Одним из главных параметров, характеризующих условия обледенения, является температура аэрозольного потока. Однако, если в естественных условиях обледенения, когда облачные капли образуются при конденсации пара из влажного воздуха, температура капель близка к температуре воздуха, то в искусственных условиях обледенения в аэрохолодильной трубе параметры потока вдоль трубы быстро изменяются, в результате чего температура капель в рабочей части может не соответствовать температуре воздуха. Однако, в настоящее время температурные параметры в АХТ-СД определяются традиционными датчиками на основе измерения температуры воздуха. Экспериментальное измерение температуры капель – это значительно более сложный процесс, пример которого приведен в [1].

Одним из главных, и возможно недооцениваемым, отличий искусственных условий обледенения в АХТ-СД от естественных является то, что не только температура, но и относительная влажность воздуха в трубе зависит от соответствующих параметров наружного воздуха. В настоящей работе исследовано влияние относительной влажности воздуха на входе в форкамеру ($H_{in}=70, 80$ и 90%) на температуру капель в сравнении с температурой воздуха. Расчетные исследования многофазного потока проведены с помощью программного модуля ANSYS FENSAP-ICE. Рассмотрено два режима потока в рабочей части трубы – с расчетной скоростью $V_{рч}=67$ и 100 м/с и температурой воздуха около -8°C . Расчеты проведены для капель с начальным диаметром $\delta_{in}=20$ мкм и температурой 9°C при входной водности $LWC_{in}=1$ г/м³.

Согласно результатам расчетных исследований достижение паром насыщенного состояния в рабочей части трубы ($x=0\div 3$ м) во многом определяется расчетной скоростью потока (рис. 1 и 2). При уменьшении относительной влажности температура капель в форкамере устанавливается на все более низких значениях сравнительно с температурой воздуха (рис. 3). При $H_{in}=70\%$ разница доходит до -1.5 градуса. При насыщенном состоянии пара в рабочей части

($V_{pч}=67$ м/с, $H_{in}=90\%$ и $V_{pч}=100$ м/с, $H_{in}=70-90\%$, см. рис. 2) температура в ней капель с $\delta_{in}=20$ мкм близка к температуре воздуха. Однако на режиме $V_{pч}=67$ м/с при $H_{in}=70\%$ температура капель в рабочей части ниже температуры воздуха примерно на 0.7 градуса.

$$LWC_{in}=1 \text{ г/м}^3, \delta_{in}=20 \text{ мкм}, H_{in}=70\%$$

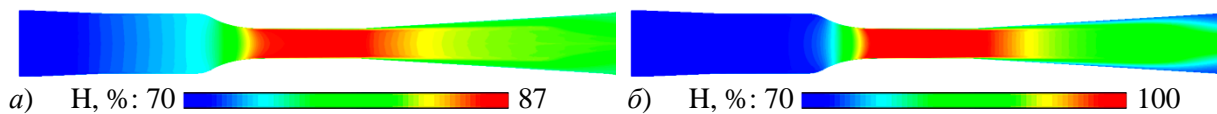


Рис. 1. Относительная влажность в сечении трубы: а) $V_{pч}=67$ м/с; б) $V_{pч}=100$ м/с

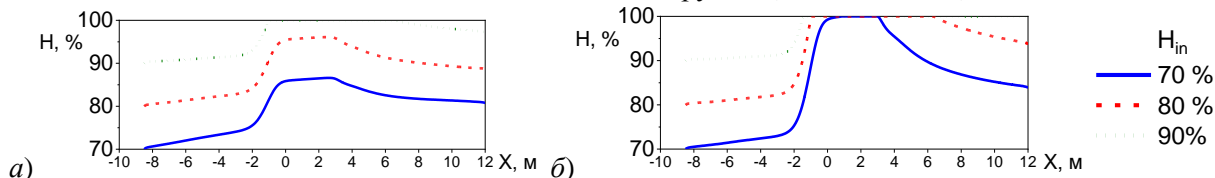


Рис. 2. Относительная влажность вдоль оси трубы: а) $V_{pч}=67$ м/с; б) $V_{pч}=100$ м/с

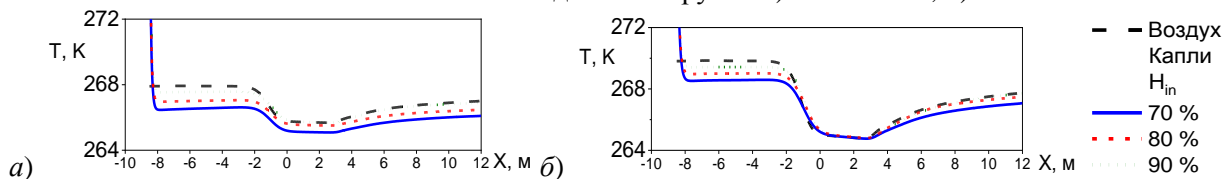


Рис. 3. Температура воздуха и капель вдоль оси трубы: а) $V_{pч}=67$ м/с; б) $V_{pч}=100$ м/с

Литература:

1. Губанова Е.А., Мошаров В.Е., Радченко В.Н. Проблемы измерения температуры капель в аэрохолодильной трубе. В сборнике: Материалы XXXII научно-технической конференции по аэродинамике. Жуковский, 2021.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОБЛЕДЕНЕНИЯ РАЗНОМАСШТАБНЫХ МОДЕЛЕЙ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ В АЭРОХОЛОДИЛЬНОЙ ТРУБЕ СЕЗОННОГО ДЕЙСТВИЯ ЦАГИ

В.В. Богатырев, Л.Н. Розанова (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Аэрохолодильная труба сезонного действия (АХТ-СД) имеет относительно небольшие размеры рабочей части и подходит для исследования моделей несущих поверхностей с ограничением по хорде до 1 м. Как известно, в аэродинамических трубах, разновидностью которых фактически является АХТ-СД, широко используются уменьшенные аэродинамические модели. Для аэрохолодильных труб также возможно использование уменьшенных моделей. Однако при этом должна решаться задача масштабирования искусственных условий обледенения, целью которого является получение на уменьшенной модели ледяных наростов, геометрически подобных наростам на полномасштабной модели.

При выборе условий, приводящих к подобию процессов льдообразования, традиционные для обычных АДТ требования к подобию по числам M и Re ослабляют, мотивируя это тем, что обледенение обычно происходит при относительно небольших скоростях, а толщина пограничного слоя на передних кромках невелика и вязкие эффекты малы и, кроме того, на ламинарно-турбулентный переход и местные отрывы больше влияют ледяные наросты, а не число Re . Для подобию движения капель, т.е. динамического подобию, при уменьшении размера модели требуется уменьшать размеры капель и увеличивать скорость потока (см., например, [1]). Однако увеличенная скорость потока и, следовательно, его нагрев вблизи лобовой поверхности, затрудняют поддержание подобию по доле замерзающей воды. Кроме того, должно поддерживаться подобие динамики тонкой пленки воды, которая может образовываться в результате неполного замерзания оседающих капель. Дополнительную сложность в масштабирование условий обледенения вносит зависимость параметров потока в АХТ-СД от наружных погодных условий. Фактическими управляемыми параметрами для масштабирования условий обледенения в АХТ-СД в результате остаются водность LWC , размеры капель (медианный диаметр MVD) и время обледенения τ .

В АХТ-СД проведены первоначальные исследования по масштабированию условий обледенения с использованием двух моделей отсека крыла с профилем $NACA\ 0012$ хордой $b=0.2667$ и 0.5334 м. Модели располагались в рабочей части трубы вертикально. В ходе

испытаний на обледенение с помощью 3D-сканирования получены и в последующем проанализированы формы ледяных наростов. На рис. 1 как пример показаны фотографии и соответствующие 3D модели ледяных наростов, а также анализ их толщин.

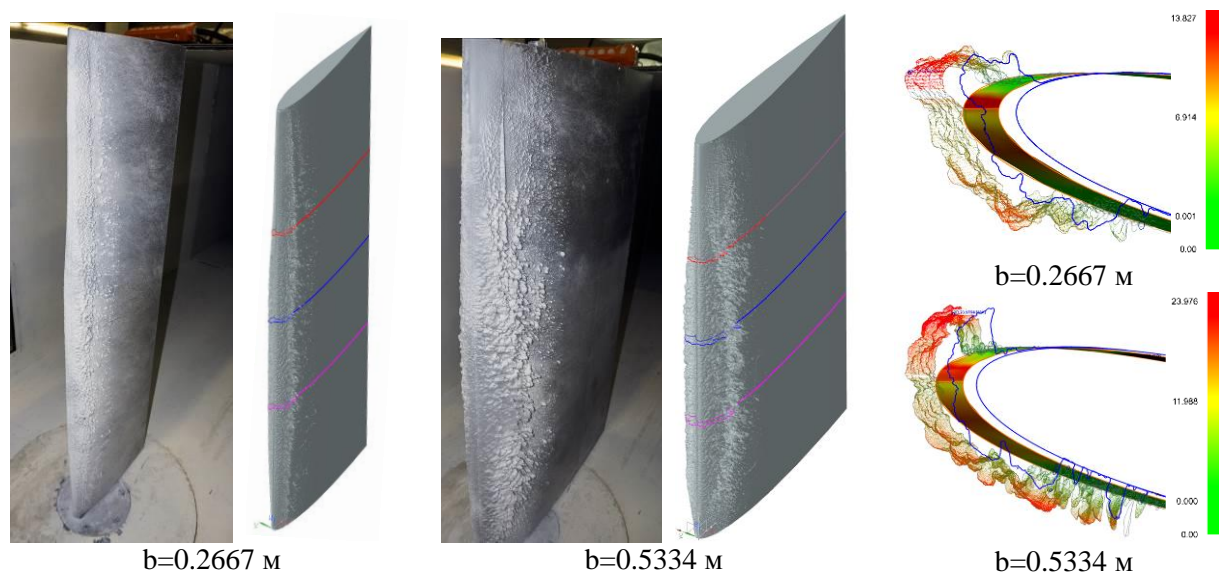


Рис. 1. Экспериментальные формы льда на моделях NASA 0012 с хордами $b=0.2667$ и 0.5334 м

Литература:

1. Тенишев Р.Х., Строганов Б.А., Савин В.С., Кординов В.К., Тесленко А.И., Леонтьев В.Н. Противообледенительные системы летательных аппаратов. – М.: Машиностроение. 1967.

ПРИБЛИЖЕННЫЙ РАСЧЁТ ХАРАКТЕРИСТИК СБРАСЫВАЕМОЙ С ПРОТИВОПОЖАРНОГО САМОЛЁТА ВОДЯНОЙ СТРУИ С УЧЁТОМ ПРОЦЕССА ОТКРЫВАНИЯ СТВОРКИ БАКА

А.А. Болдырев, С.В. Дикий, Г.А. Крушинова (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва)

В докладе приведены результаты экспериментального исследования сброса вертикальной водяной струи из модели бака противопожарного самолёта с учётом влияния процесса открытия створки бака, закрывающей его водосливное отверстие. Из их анализа следует, что вначале, попадая на створку, вода растекается по её поверхности и затем стекает вниз. Только с момента полного открытия створки начинается истечение воды в виде вертикальной струи. Время открытия створки является важным и неопределённым параметром задачи поскольку оно зависит от её конструктивного исполнения, устройства для её открывания, массово-динамических характеристик и т.п. В предположении о квазистационарности течения струи на основе уравнения Бернулли [1] получено приближенное решение.

На рис.1 представлено сравнение расчётного графика расхода q воды с результатами эксперимента.

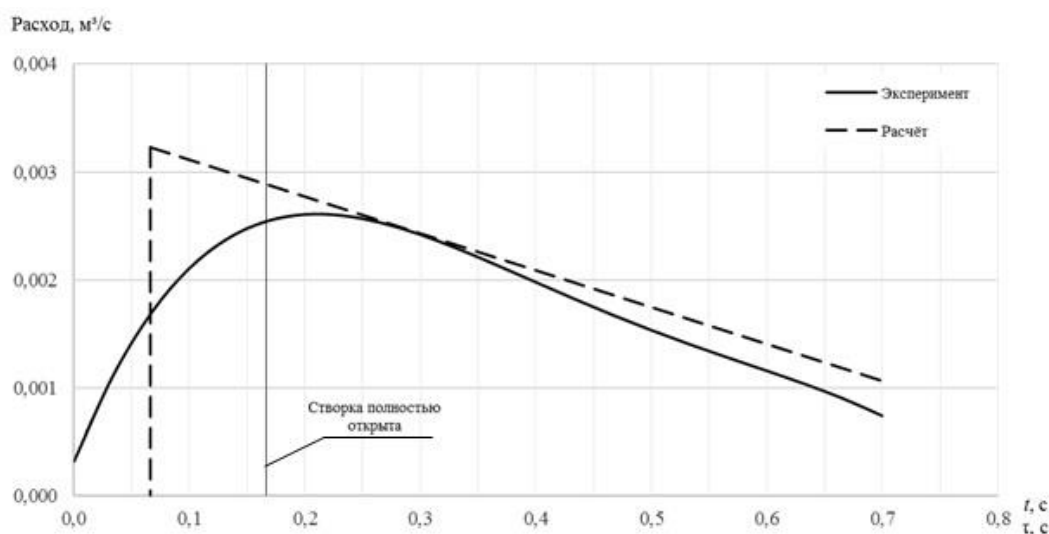


Рис. 1. Зависимость расхода q струи от времени

Анализ результатов показывает, что после полного раскрытия створки при струйном истечении воды ($t > 0.17$ с) результаты расчёта хорошо согласуются с результатами эксперимента. Расхождение наблюдается в интервале времени неполного открытия створки. Таким образом, показана применимость метода приближённого расчёта параметров вертикальной струи для практических расчётов.

Литература:

1. Кочин Н.Е., Кибель И.А., Розе Н.В. Теоретическая гидромеханика ч. 1. – М.: Физматгиз, 1963.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПЕРЕХОДА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ТЕМАТИЧЕСКОЙ ПОЛУМОДЕЛИ СВЕРХКРИТИЧЕСКОГО КРЫЛА ПРИ БОЛЬШИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

*А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузоверя, Г.Г. Гаджиев, В.Е. Мошаров, В.Н. Радченко,
И.В. Сенюев, М.В. Устинов, И.Л. Чернышев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)*

Для изучения поведения аэродинамических характеристик сверхкритических крыльев в широком диапазоне чисел Рейнольдса в ЦАГИ была изготовлена крупномасштабная полумоделка для испытаний в АДТ Т-128 (рисунок 1). САХ модели равна 0.742 м, что позволяет варьировать число Рейнольдса от $Re \approx 3.5$ млн при пониженном давлении в контуре аэродинамической трубы до $Re \approx 20$ млн (что де-факто соответствует полетному числу Рейнольдса для самолетов типа МС-21) при накачке до 2 ата. Трапецевидное крыло со сменными хвостовыми частями имеет малую стреловидность ($\chi_{лк} = 20^\circ$) и удлинение $\lambda = 5.7$, это минимизирует упругие “псевдоэффекты” при изменении Re за счет скоростного напора. На нижней поверхности крыла выполнено тепловизионное покрытие. Конструкция модели позволяет также разместить несколько термоанемометрических датчиков вдоль размаха крыла и датчик колебаний (акселерометр) в законцовке.

В настоящей работе проводилось исследование ламинаризации обтекания нижней поверхности данной модели при помощи тепловидения и жидких кристаллов (ЖК).

Визуализация обтекания показала наличие протяжённых ламинарных участков вплоть до чисел Рейнольдса $Re \sim 10$ млн по САХ. Это рекордное число для отечественных исследований, причём при открытой перфорации в рабочей части промышленной трубы Т-128. Более того, тепловизор зафиксировал смену механизма ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) при изменении угла атаки: при его увеличении и росте положительного градиента скорости точка перехода двигается вперёд (!), а плавная 2-d линия перехода сменяется зубчатой картиной, характерной для стационарных вихрей (cross-flow) (рисунок 2). Полученные данные хорошо согласуются с результатами линейной теории устойчивости.



Рис. 1. Тематическая полумоделка в АДТ Т-128, нижняя поверхность

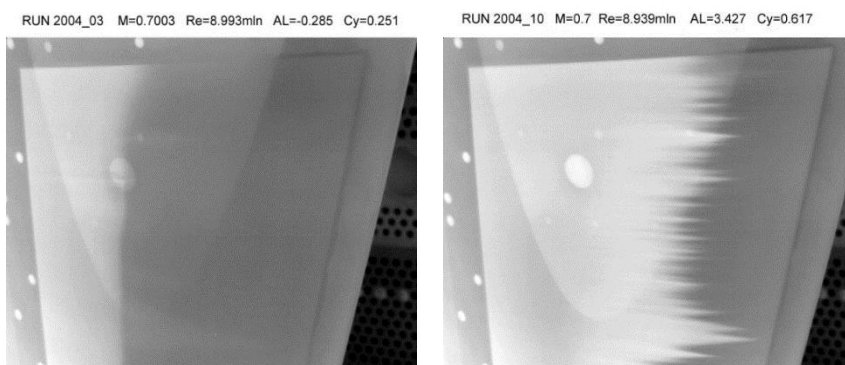


Рис. 2. Смена характера ЛТП на нижней поверхности при увеличении угла атаки (поток справа налево), $M=0.7$ $Re=9$ млн

РЕШЕНИЕ ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ ДЛЯ МНОГОЗВЕННОГО ПРОФИЛЯ В СЖИМАЕМОМ ПОТОКЕ ВЯЗКОГО ГАЗА

*А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузова, С.В. Герасимов, Р.Г. Лепешонков
(ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)*

Разработан итерационный метод решения обратной/смешанной задачи для многозвонного профиля при больших скоростях в рамках осредненных уравнений Рейнольдса (RANS-методы). Он является развитием аналогичного метода, разработанного ранее авторами для малых скоростей.

Метод базируется на известном принципе остаточной коррекции, согласно которому поправки к текущей геометрии генерируются на основе невязки между заданным и полученным распределением давления. Деформация поверхности элементов профиля, уменьшающая невязку между рассчитанным и целевым распределением давления, определяется с помощью панельного метода решения прямой/обратной задачи для той же комбинации в несжимаемом идеальном потоке газа.

Дано краткое описание алгоритма и используемых методов. Приведены примеры построения геометрии элементов многозвонного профиля по заданному распределению давления, в том числе и при наличии скачков уплотнения.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕМАТИЧЕСКОЙ ПОЛУМОДЕЛИ СВЕРХКРИТИЧЕСКОГО КРЫЛА С АДАПТИВНОЙ ЗАДНЕЙ КРОМКОЙ ПРИ БЛИЗКИХ К НАТУРНЫМ ЧИСЛАМ РЕЙНОЛЬДСА

А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузова, И.Л. Чернышев, К.И. Черный (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Для изучения поведения аэродинамических характеристик сверхкритических крыльев в широком диапазоне чисел Рейнольдса была изготовлена крупномасштабная полумодел в АДТ Т-128 (рисунок 1). САХ модели равна 0.742 м, что позволяет варьировать число Рейнольдса от $Re \approx 3.5$ млн при пониженном в контуре аэродинамической трубы давлении до $Re \approx 20$ млн при накачке до 2 атм. Трапецевидное крыло со сменными хвостовыми частями имеет малую стреловидность ($\chi_{pk}=20^\circ$) и удлинение $\lambda=5.714$, это минимизирует упругие “псевдоэффекты” при изменении числа Рейнольдса за счет скоростного напора. Вдоль крыла располагаются три съемных хвостика, которые начинаются по хорде с 65% на верхней поверхности и с 75% на нижней. Вариация геометрии задней кромки позволит изучить ряд принципиальных вопросов, касающихся внедрения т.н. адаптивных крыльев на перспективных магистральных самолетах.



Рис. 1. Вид на верхнюю поверхность полумодели

Полумодел, Т128, $M=0.8$, фикс. переход

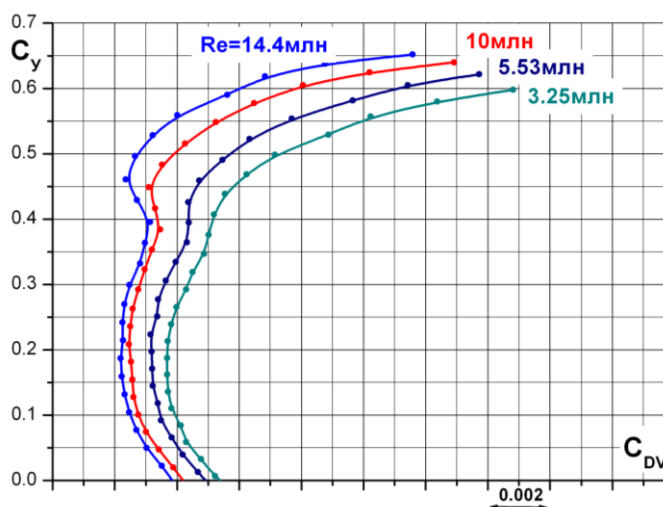


Рис. 2. Влияние числа Рейнольдса

Влияние числа Рейнольдса при расчетном числе Маха $M=0.8$ и фиксированном переходе на “профильные” поляры ($C_{dv}=C_x-C_y^2/\pi\lambda$) показано на рисунке 2. Видно, что с ростом Re происходит качественное изменение поляра. При больших Re на $C_y=0.445$ реализуется практически бескачковое обтекание, что выражается в резком сдвиге поляры влево, тогда как при типичных трубных значениях острой настроенности обтекания не наблюдается.

Адаптивная задняя кромка моделировалась изготовленными хвостиками с отклоненной на $\pm 3^\circ$ задней кромкой. Оказалось, что и эффект от отклонения задней кромки различен при разных Re .

На основании проведенных ранее расчетных исследований были также изготовлены базовый и отклоненные хвостовики т.н. “эквивалентного” крыла. Эквивалентное крыло строилось при помощи решения обратной задачи с тем, чтобы распределение давления по нему при трубных Re соответствовало распределению давления по базовому крылу при натуральных Re . При этом совпадают не только несущие и моментные характеристики, но и характер поведения поляра.

Проведенные экспериментальные исследования подтвердили расчетные оценки и обоснованность применения концепции “эквивалентных” крыльев. Она может применяться не только для пересчета аэродинамических характеристик на натуру, но и для корректного выбора оптимальных отклонений адаптивной задней кромки.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ВЫСОКОПРОИЗВОДИТЕЛЬНОГО ФРЕЗЕРОВАНИЯ ДЕТАЛЕЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ И ЛОПАТОК КОМПРЕССОРОВ АДТ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ НА ОБРАБАТЫВАЮЩИХ ЦЕНТРАХ С ЧПУ ИМПОРТОЗАМЕЩАЮЩИМ РЕЖУЩИМ ИНСТРУМЕНТОМ

*С.А. Болсуновский, В.А. Пупчин, Г.А. Губанов, А.В. Шиняев, А.А. Баранов
(ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)*

В модельном производстве ЦАГИ из алюминиевых сплавов изготавливаются как отдельные детали в конструкции аэродинамических моделей, так и лопатки компрессоров АДТ, требующие периодической замены в связи с исчерпанием ресурса. В условиях необходимости обеспечения высокопроизводительной обработки, в особенности при изготовлении лопаток компрессоров (размах ~ 1 м, ширина $\sim 0,5$ м с большим объемом черновой обработки), и ограничений на поставки импортного инструмента, важной становится разработка технологии фрезерования деталей их алюминиевых сплавов отечественным режущим инструментом.

При решении данной задачи был определен типовой технологический процесс изготовления лопаток компрессоров и деталей аэродинамических моделей, выделены основные этапы для применения технологии высокоскоростной обработки, предложены технологические решения: применение гладких спиральных траекторий движения инструмента для послойной черновой обработки (стратегия Vortex) и траекторий с протяженными участками движения на большой подаче вдоль размаха пера лопатки для чистовой обработки, а также использование отечественного режущего инструмента СКИФ-М (г. Белгород) вместо используемого импортного инструмента SANDVIK и ISCAR.

В технологическом эксперименте была выполнена отработка технологических параметров фрезерования. Определены рациональные значения скорости резания при обработке алюминиевых сплавов и величины подачи на зуб. Показано, что при высокопроизводительных режимах обработки с подачей на зуб $0,2-0,3$ мм увеличение скорости резания приводит к снижению усилий резания на 20-30%, что делает режимы с высокими (более 1500 м/мин) скоростями резания наиболее предпочтительными. Скорости резания менее 400-600 м/мин характеризуются повышением усилий резания, увеличением потребления мощности шпинделя и износа и допустимы только для малых значений подачи на зуб.

Была предложена фреза отечественного производства СКИФ-М диаметром $D=63$ мм. С использованием инструментальных средств для шпиндельной сборки с данной фрезой проведены измерения вибрационных характеристик и определены условия возникновения вибраций и рациональные значения частоты вращения шпинделя и глубины фрезерования, а также выполнена отработка режимов резания с фиксацией вибраций в процессе обработки в режиме реального времени.

На основе измерения усилий резания для данной фрезы были определены коэффициенты модели расчета сил резания и рассчитаны ограничения для режимов резания по моментно-

мощностным характеристикам шпинделя станка с ЧПУ, что позволило определить рациональные технологические параметры обработки, обеспечивающие эффективное использование располагаемой мощности привода шпинделя (глубина фрезерования 3 мм, ширина фрезерования 41 мм, частота вращения шпинделя 10000 об/мин, рабочая подача – до 30000 мм/мин, производительность до 3690 см³/мин).

В результате проведенных исследований подобранный отечественный режущий инструмент и разработанная технология обеспечили эффективное импортозамещение в модельном производстве ЦАГИ при сохранении высокой производительности и сроков изготовления аэродинамических моделей и лопаток компрессоров АДТ.

РАСЧЁТ ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛИ САМОЛЁТА HLPW4 С ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИЕЙ КРЫЛА

И.С. Босняков, А.В. Воеводин, А.В. Волков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В работе рассматриваются рабочие материалы к решению задачи об обтекании самолёта с посадочной конфигурацией крыла в широком диапазоне углов атаки. Задача решается численно в рамках уравнений Рейнольдса. Геометрическая модель самолёта предоставлена на сайте NASA High-Lift Prediction Workshop 4.

Геометрия самолёта специальным образом готовится к построению расчётной сетки. Затем вокруг неё строится блочная структурированная сетка. Сетка строится вокруг гладких поверхностей: крыла, фюзеляжа, закрылков и предкрылков, мотогондолы. Помимо этого, сетка учитывает наличие угловатых кронштейнов и элементов поддерживающих выпущенную механизацию, вихрегенератор на мотогондole и другие детали, существенно усложняющие задачу. Результирующая сетка получилась очень сложной топологически, содержащей порядка 200 млн. ячеек. По-видимому, этой сеткой определяется предел разумного использования возможностей специалиста по построению структурированных сеток.

Расчёты проводятся в программах комплекса EWT-ЦАГИ: zeus и zflare. Расчёт проводится на линейном участке поляры. Представлены результаты, полученные по модели турбулентности SST. Результатом расчёта являются интегральные силы, действующие на модель, а также распределения давления. Ведется сравнение с результатами эксперимента, а также с результатами других коллективов, рассчитывавших HLPW-4.

Расчёта проведены с использованием ЦКП Суперкомпьютерного типа. При проведении расчётов возникли существенные сложности, связанные как с использованием ЦКП, так и со сходимостью задач в присутствии отрывов в течении.

МОДЕЛЬ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ RANS- И LES-ОБЛАСТЕЙ ДЛЯ РАСЧЕТА ПРИСТЕННЫХ ТЕЧЕНИЙ МЕТОДАМИ ОТСОЕДИНЕННЫХ ВИХРЕЙ

А.О. Будникова (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Гибридные RANS/LES-методы, такие, как IDDES (Improved Delayed Detached Eddy Simulation) [1], являются привлекательным направлением в моделировании течений с отрывами пограничного слоя. Подход LES позволяет корректно описывать отрывные зоны, а RANS в пристенной зоне может существенно уменьшить численные затраты. Несмотря на то, что гибридные методы развиваются уже более 20 лет, в них до сих пор существуют нерешенные проблемы, в частности, сдвиг логарифмического участка пограничного слоя (LLM — Log-Layer Mismatch), рис. 1. Считается, что этот эффект связан с избыточным подавлением пульсаций скорости на границе RANS- и LES-областей [2].

Одним из известных способов решения проблемы LLM является добавление возмущений в переходную область между RANS и LES — так называемый форсинг [2]. Известные методы форсинга имеют общие проблемы, такие, как сложности подбора амплитуды пульсаций и использование нелокальных данных. Данная работа делает шаг на пути к решению этих проблем.

В работе объединены метод форсинга нескоррелированной случайной силой [2] и идея учета некоммутативности гибридного фильтра и производной по пространству [3]. Аналогично [2], в уравнения импульса добавляются источниковые члены вида $f_i = A_i N$, где A_i – амплитуда форсинга, N – распределенная по Гауссу случайная величина со средним значением 0 и дисперсией 2π . Амплитуда $A_i = C_{fd}(\partial \tilde{f}_d / \partial x_j)(\bar{u}_i \bar{u}_j - \langle \bar{u}_i \bar{u}_j \rangle)$ основана на идее [3], в качестве

гибридного фильтра $\bar{\dots}$ взят аддитивный фильтр [4], $\langle \dots \rangle$ — осреднение по времени. Некоммутативность учитывается только в конвективных членах (ожидается, что конвекция является определяющим процессом). Форсинг активен только в переходной области между RANS и LES, где градиент \tilde{f}_d отличен от 0.

В докладе проводится тестирование предложенного метода форсинга в турбулентном пограничном слое над пластиной и в течении за закругленной ступенькой. Демонстрируется приближение профиля скорости (рис. 1) и распределения трения к эталонным данным по сравнению с IDDES-расчетом без форсинга.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 21-71-10105, <https://rscf.ru/project/21-71-10105/>.

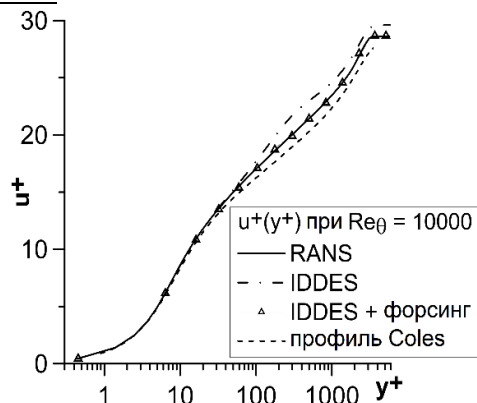


Рис. 1. Профиль скорости пограничного слоя на пластине при $Re_\theta = 10000$

Литература:

1. M.L. Shur, P.R. Spalart, M.Kh. Strelets, A.K. Travin. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities // Int. J. Heat Fluid Flow, Vol. 29, No. 6, 2008, pp. 1638–1649.
2. U. Piomelli, E. Balaras, H. Pasinato, K.D. Squires, P.R. Spalart. The inner–outer layer interface in large-eddy simulations with wall-layer models // Int. J. Heat Fluid Flow, Vol. 24, No. 4, 2003, pp. 538–550.
3. F. Hamba. Analysis of filtered Navier–Stokes equation for hybrid RANS/LES simulation // Phys. Fluids, Vol. 23, No. 1, 2011, 015108.
4. M. Germano. Properties of the hybrid RANS/LES filter // Theor. Comput. Fluid Dyn., Vol. 17, 2004, pp. 225–231.

РАЗРАБОТКА, ИЗГОТОВЛЕНИЕ И ИСПЫТАНИЯ ДЕМОНСТРАТОРА СИЛОВОЙ ЧАСТИ КРЫЛА САМОЛЕТА МАЛОЙ АВИАЦИИ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

А.А. Бурдов, Ю.Ю. Евдокимов, И.В. Трифонов, В.Е. Шаповалов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В 2020 году в рамках работ по развитию самолетов малой авиации изготовлен демонстратор силовой части крыла самолета из полимерных композиционных материалов (рис. 1). Демонстратор предназначен для технологической отработки ключевых конструкторских решений, подтверждения правильности выбора конструктивных параметров в ходе испытаний. В 2022 году проведены статические прочностные и жесткостные испытания демонстратора.

Демонстратор представляет собой силовую часть крыла (кессон), ограниченную лонжеронами, без носика и хвостика. В состав конструкции демонстратора входят передний и задний лонжероны, верхняя и нижняя панели обшивок и набор нервюр. Все элементы конструкции изготовлены из композиционных материалов. Длина демонстратора с учетом хвостовиков лонжеронов составляет 4,5 метра, хорда – 800 мм, масса – 75,5 кг.

Крыло в предлагаемой концепции выполняется полностью композитным. В зависимости от степени нагруженности деталей применяются различные технологии формования – автоклавная для высоконагруженных лонжеронов и инфузионная для панелей обшивок и нервюр.

Важно отметить, что при изготовлении применены отечественные композиционные материалы – препреги, углеткани, эпоксидное связующее, клей.

В конструкции обшивок и стенок лонжеронов использованы трехслойные панели, состоящие из тонких слоев углепластика, подкрепленных пенопластовым сердечником. Легкие и жесткие трехслойные панели хорошо воспринимают сжимающие и сдвиговые нагрузки без потери устойчивости. Кроме того, трехслойные панели сохраняют форму и не прогибаются под

действием распределенных аэродинамических нагрузок, что позволяет уменьшить количество нервюр.

Зоны обшивки, закрывающие полки лонжеронов, выполнены многослойными, с чередованием слоев углепластика и пенопласта с целью защиты наиболее ответственных элементов конструкции от ударных повреждений с энергией воздействия до 50 Дж. Важно также, что вмятина, образующаяся на месте удара, легко обнаруживается при визуальном осмотре, что не характерно для монолитной композитной конструкции.

Панели обшивки сложной конструкции, включающей трехслойные, многослойные и монолитные зоны, изготавливаются методом вакуумной инфузии за одну пропитку, что позволяет значительно снизить расходы на их изготовление за счет сокращения количества технологических операций при сохранении весовой эффективности конструкции.

Демонстратор собран без применения механического крепежа, исключительно при помощи клеевых соединений. Используется вязкая клеевая композиция, на основе клея ВК-27.

В ходе жесткостных испытаний определялись крутильная и изгибная жесткость демонстратора, а также положение оси жесткости.

Проведены прочностные испытания нагружением демонстратора до уровня эксплуатационных нагрузок прямым изгибом, обратным изгибом и кручением. В результате испытаний конструкция не претерпела общих или локальных разрушений, не отмечено характерного для композитных конструкций треска, предшествующего разрушению, не зафиксировано коробления пролетов панелей обшивок, визуально не обнаружено трещин в клеевых соединениях.



Рис. 1. Демонстратор силовой части крыла самолета малой авиации из полимерных композиционных материалов на фоне термоинфузионного автоматизированного центра

АЛГОРИТМ РАСЧЁТА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТОЛЩИН ГИБКОЙ ОБШИВКИ ИЗ ПКМ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕЙ ЗАДАННУЮ ФОРМУ ПРОФИЛЯ ПРИ ОТКЛОНЕНИИ КРОМОК АДАПТИВНОЙ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА ЛА

В.Д. Вермель, К.В. Жирихин, И.Н. Качарава, С.В. Кажичкин, А.В. Левицкий, А.А. Никуленко, С.Я. Севостьянов, А.О. Шардин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Адаптивная (бесщелевая) механизация задней и передней кромок крыла представляет интерес в условиях ужесточения ограничений для снижения шума на местности на взлетно-посадочных режимах полета, а также при внедрении методов активной аэроупругости при управлении современных магистральных самолетов [1]. Важными этапами при разработке конструкции такого крыла являются выбор кинематической схемы механического привода для управления отклонением механизации, а также определение закона распределения толщин гибкой обшивки, позволяющем переход первоначальной формы передней и задней кромок профиля в заданную форму.

Для верификации результатов расчётной модели и отработки конструктивных решений систем с адаптивной механизацией в НТЦ НПЦ ЦАГИ был спроектирован макет, представляющий собой секцию консоли крыла с отклоняемыми передней и задней кромками. Для обеспечения отклонения профиля гибкой обшивки из композиционных материалов разработаны механизмы отклонения передней и задней частями консоли крыла. В частности, на рис.1 представлена конструкция носовой задней части такого профиля со встроенным многозвенным механизмом привода для адаптивного управления.

В основе расчётной модели применён специальный алгоритм расчета распределения толщин, разработанный на основе известного уравнения для кривизны упругой линии балки под действием изгибающих моментов [2,3]:

$$\kappa = \frac{1}{\rho} = \frac{M_z}{EI_z} \quad (1)$$

С учётом технологии изготовления обшивки из ПКМ, исходный профиль задавался 42-мя дискретными участками (длины ~10 мм) начальной постоянной толщины 1 мм.

Процедура получения толщин представляет собой итерационный алгоритм расчёта эпюр изгибающих моментов (рис.2), эпюр кривизны исходного и конечного профиля (рис.3), а также разницы между ними ($\Delta\kappa$), с учётом поправки заданных участков на новые значения толщин.

После нескольких итераций значения толщин участков сходятся к искомым с приемлемой погрешностью, а контур носка профиля принимает форму, максимально близкую к заданной после деформации (рис.4).

На конечном этапе рассчитывается процесс деформирования профиля под действием силы P с учетом геометрической нелинейности в статической постановке (*Nonlinear static*), см рис.4.

Полученная расчётная модель является универсальной и не требует больших вычислительных ресурсов, а также может быть использована при решении задач адаптивных форм профилей конструкции ЛА с учётом термонагружения и изготовленных из материалов с памятью формы. Расчетная модель может быть применена к любой другой кинематической схеме управления передней и задней кромкой крыла. Выбор степени сложности кинематической схемы и количества управляющих звеньев приводов зависит от степени точности воспроизведения заданной формы отклоняемой поверхности, а также производственных погрешностей при изготовлении многозвенных механизмов в опытном производстве ЦАГИ.



Рис. 1. Профиль с адаптивным управлением контура носка и законцовки крыла

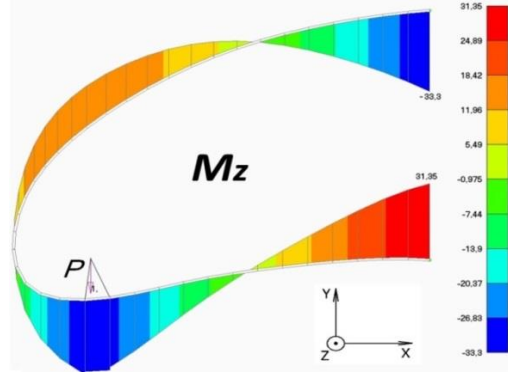


Рис. 2. Эпюра распределения изгибающего момента M_z по носку профиля крыла

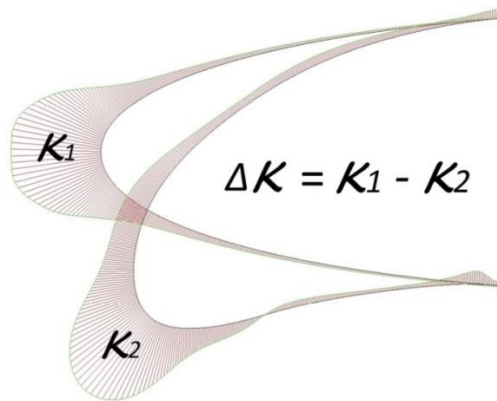


Рис. 3. Эпюра распределения кривизны по носку профиля крыла



Рис. 4. Деформация профиля с расчетным распределением толщин на заданных участках профиля

Литература:

1. Амирьянц Г.А., Зиченков М.Ч., Ишмуратов Ф.З., Кузьмина С.И. Развитие концепции активной аэроупругости. // Журнал «Полет», 2012.
2. Markus Kintscher, Hans Peter Monner, Olaf Heintze, Experimental testing of a smart leading edge high lift device for commercial transportation aircrafts. // 27-th international congress of the aeronautical sciences, ICAS-2010.
3. M. Kintscher, H. P. Monner, T. Kühn, J. Wild, M. Wiedemann, Low speed wind tunnel test of a morphing leading edge. // Italian Association of Aeronautics and Astronautics XXII Conference, 2013.

УЧЕБНАЯ МОДЕЛЬ УСТАНОВЛЕНИЯ РАВНОВЕСИЯ В ТУРБУЛЕНТНОМ КАСКАДЕ

В.В. Власенко (ФАН «ЦАГИ», г. Жуковский)

Представления о каскадном переносе энергии от более крупных вихрей к более мелким, впервые высказанные Л.Ричардсоном (1922), играют ключевую роль в теории турбулентности, сформулированной А.Н.Колмогоровым в серии работ 1941 г. В частности, при постоянной относительной скорости производства кинетической энергии турбулентности $\overline{P} \in P/k$ (на уровне крупнейших вихрей) считается, что рано или поздно должно установиться равновесие, при котором поток энергии от более крупных вихрей к более мелким одинаков на всех уровнях каскада и равен скорости диссипации кинетической энергии турбулентности в тепло ε (на уровне мельчайших вихрей). Для описания динамики каскада удобно разбить каскад на дискретные уровни вихрей. Процесс передачи энергии турбулентности по каскаду обычно описывается в Фурье-пространстве, где волновое число обратно пропорционально характерному размеру турбулентного вихря (см., например, J.Lumley et al. Simulation and modeling of turbulent flows, 1996). Магнуссен (1992) предложил более простую модель каскада, которая не оперирует спектральными представлениями, но ограничился только рассмотрением равновесия. В учебных целях полезно иметь простую дискретную модель турбулентного каскада, на примере которой можно было бы проиллюстрировать процесс установления равновесия при $\overline{P} = const$. Такая модель предлагается в настоящей работе.

Разделим турбулентный каскад (все множество турбулентных вихрей в единице массы газа) на N уровней (1-й – мельчайшие вихри, N -й – крупнейшие). Вихри i -го уровня получают в единицу времени энергию \mathcal{E}_i^{i+1} от вихрей $(i+1)$ -го уровня. Часть своей энергии, \mathcal{E}_{i-1}^i , они передают более мелким вихрям $(i-1)$ -го уровня. Другая часть, равная $\mathcal{E}_{i+1}^i = \alpha \cdot \mathcal{E}_{i-1}^i$, расходуется на рост вихрей i -го уровня и переход части вихрей i -го уровня на уровень $(i+1)$, т.е. возвращается вихрям $(i+1)$ -го уровня. Полный поток энергии от $(i+1)$ -го уровня к i -му равен $\mathcal{E}_{i+1}^i = \mathcal{E}_i^{i+1} - \mathcal{E}_{i-1}^i$. Для мельчайших вихрей $\mathcal{E}_0^0 = \varepsilon$, $\mathcal{E}_0^0 = 0$. Крупнейшие вихри получают от среднего течения энергию $\mathcal{E}_N^{N+1} = \overline{P}$. Одна часть энергии крупнейших вихрей, \mathcal{E}_{N-1}^N , уходит вниз по каскаду, а часть $\mathcal{E}_{N+1}^N = \alpha \cdot \mathcal{E}_{N-1}^N$ тратится на рост крупнейших вихрей, который приводит к увеличению полной кинетической энергии всей турбулентности k . Если $\mathcal{E}_{i+1}^i > \mathcal{E}_i^i$, то число вихрей уровня i в единице массы газа растет, и пропорционально этому числу увеличиваются создаваемые ими потоки энергии \mathcal{E}_{i-1}^i и \mathcal{E}_{i+1}^i . Примем, что приращения этих потоков энергии за время Δt равны $\Delta \mathcal{E}_{i-1}^i = C \Delta t \cdot (\mathcal{E}_{i-1}^i - \mathcal{E}_i^i)$, $\Delta \mathcal{E}_{i+1}^i = \alpha \cdot \Delta \mathcal{E}_{i-1}^i$. Для простоты будем считать, что коэффициенты $C > 0$ и $\alpha \in [0; 1)$ постоянны и одинаковы для всех уровней вихрей.

Проведены расчеты, в которых задаются начальные распределения $\mathcal{E}_{i,нач}^i$, $i=1, \dots, N+1$. Тогда $\mathcal{P}_{нач}^i \equiv \mathcal{E}_{N,нач}^{N+1} = \sum_{k=1}^{N+1} \mathcal{E}_{k,нач}^k \cdot \alpha^{N+1-k}$. В частности, начальное распределение $\mathcal{E}_{i,нач}^i = 0$, $i=1, \dots, N$, $\mathcal{E}_{N+1,нач}^0 = \overline{P} > 0$, соответствует начальному состоянию каскада, когда вихрей нет вообще, но есть подвод энергии, приводящий к росту сначала вихрей уровня N , а затем и вихрей более мелких уровней. Рассматривается случай, когда $\mathcal{E}_0^{N+1}(t) \equiv \overline{P}(t) = const$. Для устойчивости шаг по времени выбирается так, чтобы для всех уровней вихрей выполнялись условия $\Delta \mathcal{E}_{i-1}^i \leq 10^{-4} \max(0.1 \overline{P}, \mathcal{E}_{i-1}^i)$.

Можно показать, что модель описывает перенос потока энергии вниз по каскаду и сглаживание его распределения, не связанное с вязкой диссипацией. Поэтому при любом начальном распределении за конечное время устанавливается равновесное состояние каскада, при котором для всех i $\mathcal{E}_i^i = \mathcal{E}_i^i = \frac{1-\alpha}{1-\alpha^{N+1}} \overline{P}$. При $N \gg 1$ в равновесном состоянии $\varepsilon \approx (1-\alpha)P$. Случай $\alpha=0$ аналогичен стационарному равновесному состоянию, которое достигается на логарифмическом участке турбулентного пограничного слоя ($P = \varepsilon$), а случай $\alpha=4/9$ - нестационарному равновесному состоянию, которое достигается в пределе развития однородной сдвиговой турбулентности при постоянном градиенте скорости среднего течения ($P \approx 1.8\varepsilon$).

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МАЛОГО ЗАТУПЛЕНИЯ НА СВЕРХЗВУКОВОЕ ТЕЧЕНИЕ ВОКРУГ ТОНКОГО КОНУСА

Н.В. Воеводенко, М.Я. Бажанова, (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Классическая теория высокоскоростных течений выделяет случай обтекания тонких тел с малым затуплением носовой части в отдельную категорию, так как влияние затупленного носка тела распространяется на большие в масштабах затупления расстояния вниз по потоку и течение около острого тела заметно отличается от течения около такого же тела с малым затуплением. Это важно, так как в реальности невозможно создать ЛА с идеально острыми носами и кромками крыльев и в действительности всегда приходится иметь дело с телами, слегка затупленными впереди. Академиком Г.Г. Чёрным была создана теория нестационарной взрывной аналогии, которая успешно применялась для решения этой задачи.

Данная работа посвящена численному исследованию влияния малого сферического затупления на обтекание конуса потоком газа сверхзвуковой скоростью. Проведены расчеты конуса длиной 1м с полууглом при вершине 5° с затуплением в виде сферы радиусом 1мм при числе $M=2$ при нулевом угле атаки. Расчет состоял из двух частей: течение около затупления (передняя часть сферы) выполнялось помощью пакета Ansys Fluent, далее поле параметров, полученное из этого расчета, использовалось в качестве начального поля для численного метода, основанного на решении уравнений Эйлера и гиперзвуковой теории малых возмущений (ГТМВ). Численный метод реализован в пакете программ NINA, разработанном в ЦАГИ.

Проведенные исследования подтвердили теоретические результаты и показали, что влияние затупленного носа конуса распространяется на достаточно большие в масштабах затупления (около 100 радиусов затупления) расстояния вниз по потоку. Причем такое влияние различно для разных параметров. В целом следует отметить, что течение в области между поверхностью притупленного конуса и ударной волной существенно неоднородно по толщине по сравнению с аналогичным течением около острого конуса. Объясняется это тем, что в месте стыка решений для затупленного и острого конусов распределения параметров принципиально отличаются.

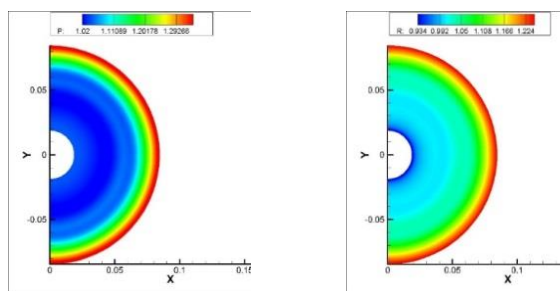


Рис. 1. Распределения давления и плотности, $M=2$, $x=1$ см

На Рис.1 показаны поля давления и плотности на расстоянии 1см вниз по потоку от затупления при $M=2$. Видно, что численное решение соответствует теоретическому представлению, что основная масса газа сосредоточена в достаточно тонком слое, примыкающем к головному скачку, а остальная часть области между поверхностью тела и ударной волной заполнена достаточно разреженным газом. Давление и плотность являются максимальными сразу за скачком и снижаются в направлении к поверхности затупленного конуса.

В случае острого конуса картина обратная: давление и плотность возрастают в направлении от скачка уплотнения к поверхности острого конуса. Вниз по потоку на расстоянии до 200 радиусов затупления происходит перестроение течения, и при $x=200$ радиусов поле течения оказывается ближе к полю вокруг острого конуса, где давление и плотность растут в направлении к поверхности конуса. Существенным отличием от последнего является наличие тонкого энтропийного слоя у поверхности тела, в котором значения плотности и числа M относительно малы. При этом в поле давления такой слой не наблюдается.

Проведенные исследования показали, что малое затупление тонкого конуса при сверхзвуковых скоростях обтекания оказывает заметное влияние на картину течения. Оно особенно существенно влияет на такие параметры, как плотность, температура и местное число Маха, на поля давления влияние существенно меньше. В целом, при создании быстрых инженерных методов с использованием теоретических результатов, таких как ГТМВ и др. следует иметь в виду возможное влияние малых затуплений.

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ НЕСТАЦИОНАРНЫХ НАГРУЗОК НА ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА НА ПОСАДОЧНОМ РЕЖИМЕ

А.В. Воеводин, В.Г. Судаков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Выполнено численное моделирование обтекания типового магистрального самолета с механизированным крылом в посадочной конфигурации вблизи поверхности земли с отклоненными тормозными щитками и интерцепторами. Расчеты проведены в рамках уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, для сжимаемого газа с двухпараметрической SST моделью турбулентности в нестационарной постановке. Выполнен анализ нестационарных нагрузок на стабилизатор.

Показано, что нестационарные нагрузки на горизонтальном оперении (ГО) вызваны мощной вихревой дорожкой в следе за крылом, которая образуется в области между закрылком и внешней поверхностью тормозного щитка. Определена основная частота и амплитуда колебаний подъемной силы на ГО.

Показано, что при увеличении скорости набегающего потока частота осцилляций подъемной силы на ГО меняется так, что число Струхала остается практически постоянным, а амплитуда колебаний коэффициента подъемной силы на одной стороне ГО немного увеличивается. В рамках расчетов в несимметричной постановке показано, что колебания на разных сторонах ГО происходят в практически в противофазе.

Рассмотрены различные варианты геометрии тормозных щитков, которые способны уменьшить амплитуду нестационарных нагрузок на ГО.

КОНЦЕПТУАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ – ИТОГИ ЗА 10 ЛЕТ

А.В. Волков, А.А. Крутов, Е.А. Пигусов, В.И. Черноусов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

На протяжении последних 10 лет в «ЦАГИ» ведутся концептуальные исследования транспортных самолетов нового поколения [1-6]. Основной целью данных исследований являлось определение обликов и летно-технических характеристик летательных аппаратов, которые в ближайшие десятилетия должны занять как существующие, так и перспективные рыночные ниши. Исследования подкреплены экспериментами в аэродинамических трубах (АДТ), что существенно повышает достоверность результатов при использовании нетрадиционных и новых схем летательных аппаратов.

В работе представлены основные результаты концептуальных исследований транспортных самолетов нового поколения. Рассмотрен ряд транспортных самолетов нового поколения от лёгких до супертяжелых, как на традиционном топливе, так и на альтернативном – криогенном (Рис. 1). Рассмотрены преимущества перехода транспортных самолетов от пилотируемых к беспилотным. Приведены наиболее интересные результаты экспериментальных исследований в АДТ и дано сравнение с самолетами-аналогами.

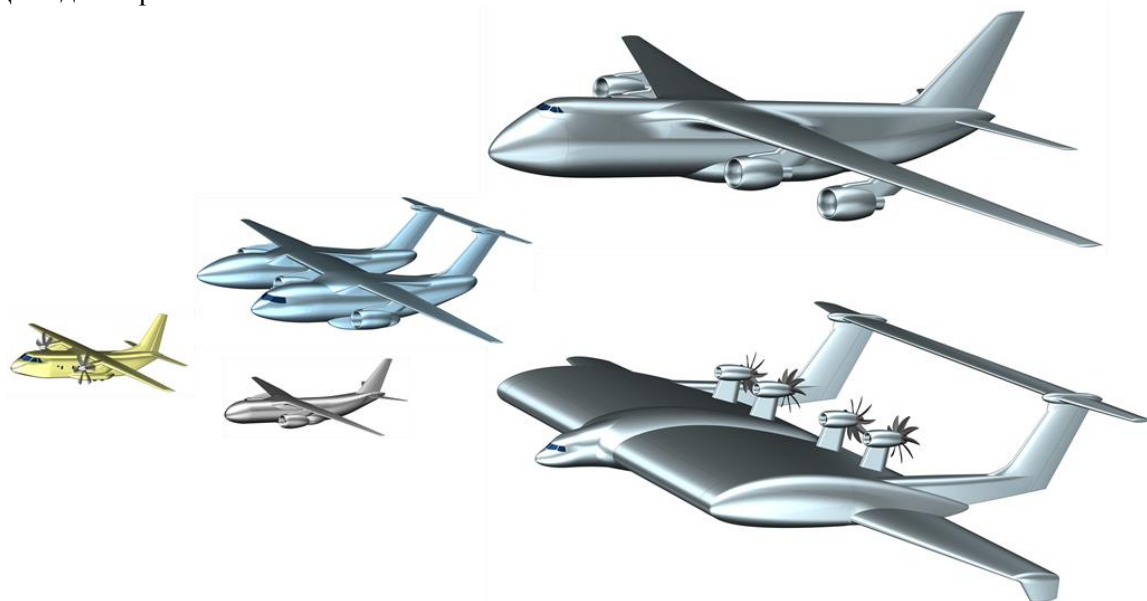


Рис. 1. Транспортные самолеты нового поколения

Литература:

1. А.А. Крутов, А.А. Навоев, Е.А. Пигусов, В.И. Черноусов. Формирование аэродинамической компоновки и конструктивно-силовой схемы тяжелого транспортного самолета интегральной схемы для контейнерных перевозок // Материалы ХХІХ научно-технической конференции по аэродинамике. Жуковский, ЦАГИ, 2018. С.144.
2. А.А. Крутов, Е.А. Пигусов, В.И. Черноусов. Экспериментальные исследования модели перспективного тяжелого транспортного самолета // Материалы ХХХІ научно-технической конференции по аэродинамике. Жуковский, ЦАГИ, 2020. С.134-135.
3. В.С. Замаараев, А.А. Крутов, Е.А. Пигусов, В.И. Черноусов. Техническая концепция легкого скоростного транспортного самолета для местных и региональных контейнерных перевозок // Материалы ХХХІ научно-технической конференции по аэродинамике. Жуковский, ЦАГИ, 2020. С.105-106.
4. V.I. Chernousov, A.A. Krutov, E.A. Pigusov. Study on aerodynamic characteristics of light convertible aircraft model // 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2021.
5. V.I. Chernousov, A.A. Krutov, E.A. Pigusov. Study on a twin-fuselage transport airplane model in a low speed wind tunnel // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering: 10. 10th EASN 2020, 2021. P.012035.
6. V.I. Chernousov, A.A. Krutov, E.A. Pigusov. Experimental flow visualization of novel aircraft architectures // Lecture Notes in Mechanical Engineering, 2022. P.127-132

МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ТРАНСЗВУКОВЫХ ТРУБНЫХ ИСПЫТАНИЙ, СВЯЗАННЫЕ С РАЗВИТИЕМ ВЯЗКОГО СЛОЯ НА ГРАНИЦАХ ПОТОКА

А.О. Волкова, А.И. Иванов, Е.В. Стрельцов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Наличие границ потока в рабочей части аэродинамической трубы (АДТ) является одним из наиболее существенных факторов, искажающих обтекание модели и приводящих к расхождению результатов трубного и летного экспериментов.

Независимо от типа границ на краю ядра потока формируется вязкий слой, оказывающий заметное влияние на физическую картину течения. При испытаниях в открытой рабочей части на границе струи существует слой смешения, во всех остальных случаях на стенках образуется пограничный слой. В установках со сплошными жесткими стенками вытесняющее действие вязкого пристеночного слоя обычно компенсируется увеличением проходного сечения рабочей части вниз по потоку. Кроме этого, пограничный слой вносит существенный вклад в формирование граничного условия, а управление этим слоем может оказаться полезным инструментом, позволяющим организовать малоиндукционное обтекание модели. Концепция управляемого пограничного слоя на жестких стенках, представляющая собой развитие идеи струйных границ, реализована в АДТ Т-112 ЦАГИ [1]. Ряд экспериментальных и расчетных исследований позволил выбрать оптимальные параметры пограничного слоя для различных моделей и различных режимов обтекания при больших дозвуковых и трансзвуковых скоростях потока, что значительно снизило индукцию границ потока.

Традиционно, начиная с конца 40-х годов прошлого века, в трансзвуковых аэродинамических трубах применяются проницаемые (перфорированные или щелевые) стенки рабочих частей. Для АДТ со щелевыми стенками данные о влиянии вязкости на граничные условия довольно противоречивы. Проведенные в АДТ Т-125 исследования [2] скорее свидетельствуют о доминировании невязких эффектов при формировании граничных условий на стенке. Влияние пограничного слоя, развивающегося на перфорированных стенках, проявляется главным образом в изменении эффективной проницаемости стенок. Изменение толщины вытеснения пограничного слоя при наличии массообмена на стенке приводит к росту модуля нормальной компоненты скорости от стенки к внешней границе пограничного слоя как при втекании, так и вытекании газа [3], но на протяженных участках отсоса пограничный слой практически отсутствует (или стабилизируется), что часто приводит к несимметрии граничных условий, когда эффективная проницаемость верхней и нижней стенок отличается в 2-4 раза.

Различные виды границ обладают своими специфическими недостатками. В случае перфорированных границ вид классических граничных условий накладывает ряд ограничений, не позволяющих одновременно устранить влияние стенок на все основные аэродинамические характеристики. Для струйных границ (в варианте с управляемым пограничным слоем на сплошных стенках) применимость метода ограничена зависимостью параметров оптимального граничного условия от масштаба возмущений. Расчетно-экспериментальные исследования показали перспективность применения комбинированных струйно-перфорированных границ (перфорированных стенок с управляемым пограничным слоем на них) [4].

Рассмотрена возможность гашения комбинированными границами отраженных волновых возмущений при малых сверхзвуковых скоростях. Приводятся результаты подробных измерений параметров вязкого слоя вблизи проницаемых стенок различной геометрии в АДТ Т-128 и Т-125.

Литература

1. Ivanov A.I., Streltsov E.V. Controlled boundary layer on the solid walls of wind tunnels: new approach to the boundary interference problem. Proc. of the 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 2014.
2. Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Ivanov A.I., Semenov A.V., Vlasenko V.V., Quest J.. Numerical and Experimental Investigation of Slot Flow with Respect to Wind Tunnel Wall Interference Assessment// AIAA-2004-2308, 2004.
3. Иванов А.И. Экспериментальное исследование течения газа вблизи перфорированных стенок трансзвуковой аэродинамической трубы // Ученые записки ЦАГИ, 1987, т. XVIII, №3, с. 131-136.
4. Chernyshev S.L., Ivanov A.I., Streltsov E.V., Volkova A.O. Application of the combined boundaries to reduce wall interference for NASA 0012 airfoil tests// Proc. of the 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 2018.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПАССИВНОГО МЕТОДА ЗАТЯГИВАНИЯ СРЫВА ПОТОКА НА ОТСЕКЕ КРЫЛА В АДТ Т-1 МАИ

Р.А. Волобуев, М.Ю. Галкин, А.В. Кузнецов, С.В. Мельников, Н.И. Сергеева (МАИ, г. Москва)

Управляя обтеканием летательного аппарата можно добиться различных полезных аэродинамических эффектов, таких как, например, повышение максимальной подъёмной силы, увеличение критического угла атаки, уменьшение аэродинамического сопротивления и т.д. На данный момент существуют несколько способов управления обтеканием: вихрегенераторы (ВГ), турбулизирующие элементы, выдув газа на обтекаемой поверхности, отсос пограничного слоя. В связи с тем, что последние два способа технически сложно реализуемы и энергетически затратны, в данных экспериментальных исследованиях были задействованы лишь вихрегенераторы и турбулизирующая лента. При исследовании крыла названными способами большой интерес представляет картина течения на его верхней поверхности. Для её получения прибегают к визуализации.

Целью данной работы является исследование и сравнение аэродинамических характеристик отсеков крыльев разных профилей с разными конфигурациями ВГ, а также визуализация течения на них. Для визуализации были использованы метод масляных точек и метод шелковинок. Длина и способ взаимного расположения шелковинок были выбраны по результатам работы [1]. Испытания проводились в аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей Т-1 МАИ.

Испытания были проведены с профилями ND4 и GA(W1) для следующего ряда конфигураций: чистое крыло, крыло с вихрегенераторами на верхней поверхности и крыло с вихрегенераторами на передней кромке. Последняя конфигурация была выполнена с опорой на новый тип ВГ, изложенный в патенте [2]. Все отсеки крыла имеют хорду 400мм. Для определения влияния числа Рейнольдса на обтекание отсеков крыла исследование было проведено на нескольких скоростях потока 24м/с и 48м/с, что соответствует значениям числа Рейнольдса $0,6 \cdot 10^6$ и $1,24 \cdot 10^6$ соответственно. Также проведены отдельные испытания с изменением скорости от 10 м/с до 48м/с при постоянном угле атаки. Диапазон углов атаки составляет от -4 до 40 градусов. Для основных конфигураций были проведены пятикратные испытания для определения статистических погрешностей. Также проведены их испытания на квазистатический гистерезис.

Результатом проведённого исследования является базис аэродинамических сил и моментов, их зависимости от угла атаки и скорости набегающего потока для отсеков крыла с разными профилями при различных конфигурациях вихрегенераторов. Также был проведён анализ обтекания набегающим потоком верхней поверхности отсеков крыльев и их передних кромок.

При проведении визуализации течения исследовалось развитие отрывной зоны на различных конфигурациях отсеков крыльев. Например, на чистом отсеке с профилем GA(W1) с угла атаки 24 градуса и более был обнаружен ламинарный «пузырь». Зафиксировано его взаимовлияние с вихревой системой. На этом же отсеке в конфигурации с вихрегенераторами на носке ламинарный «пузырь» начинает развиваться позже – с 26 градусов.

Литература:

1. Устименко М.В. Влияние различных аэродинамических устройств на обтекание прямого крыла в дозвуковом несжимаемом потоке: выпускная квалификационная работа бакалавра. МАИ, кафедра 105, 2022г.
2. Аэрогидродинамическая поверхность, группа вихрегенераторов и способ установки группы вихрегенераторов (вихрегенераторы на передней кромке): патент РФ №2749524 от 28.02.20
3. Множественный гистерезис статических аэродинамических характеристик / С.В. Кабин [и др.]. Учёные записки ЦАГИ. 1999. Том XXX. №3-4. С. 61-67.

ОБ ОСОБЕННОСТЯХ РАСЧЕТА ТОНАЛЬНОГО ШУМА НЕСУЩЕГО ВИНТА НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ В РАМКАХ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ ОДНОЙ ЛОПАСТИ

*В.И. Воронцов, Г.А. Фараносов, Р.В. Акинъшин, С.А. Карабасов, М.Ю. Зайцев
(ФАУ «ЦАГИ», г. Москва)*

Используемый в данной работе программный комплекс базируется на гибридном методе расчёта тонального шума несущего винта вертолёта [1]. В рамках данного метода задача разбивается на два последовательных этапа. На первом этапе производится прямой расчёт системы нестационарных уравнений Эйлера в неинерциальной системе координат для получения ближнего поля обтекания одной лопасти несущего винта. На втором этапе с помощью интегрального метода Фокса Вильямса-Хукинса (ФВХ) рассчитывается шум лопасти в дальнем поле с последующим дублированием и смещением по фазе сигнала для получения тонального шума всего винта, что позволяет моделировать многолопастные конфигурации [2], в том числе на режиме полета [3]. Такой подход с моделированием одной лопасти существенно ускоряет проводимые расчёты, даёт возможность оперативно получать данные и проводить анализ тонального шума винта, в том числе при сложном движении лопасти, учитывающем автомат перекоса и конусность, моделируя режим горизонтального полёта, без дополнительных сложностей, связанных с перестроением расчётной сетки.

Однако в данном подходе не учитывается влияние вихревой системы, создаваемой винтом, на обтекание лопасти. Если для случая горизонтального полета такое упрощение в главном приближении может быть оправдано, поскольку вихревая система сносится набегающим потоком, то для режима висения, который обычно используется для валидации методов расчета, влияние вихревой системы может быть достаточно велико, поэтому сравнение данных расчета с результатами эксперимента требует осторожности. В данной работе на примере моделирования шума модельного винта представлена процедура, позволяющая косвенно учитывать влияние вихревой системы на обтекание лопастей винта и более корректно сопоставлять результаты расчета и эксперимента на режиме висения.

Работа поддержана грантом Российского научного фонда (проект №21-71-30016).

Литература:

1. Morgans A.S., Karabasov S.A., Dowling A.P., Hynes T.P. «Transonic helicopter noise», AIAA journal. 2005. V. 43(7). P. 1512-1524.
2. Копьев В.Ф., Зайцев М.Ю., Воронцов В.И., Карабасов С.А., Аникин В.А. «Расчет шума несущего винта вертолета и его экспериментальная проверка на режиме висения», Акустический журнал. 2017. Т. 63. № 6. С. 651-664.
3. Воронцов В.И., Фараносов Г.А., Карабасов С.А., Зайцев М.Ю. «Расчет шума несущего винта вертолета и его экспериментальная проверка на режиме висения», Акустический журнал. 2020. Т. 66. № 3. С. 308-318.

ТРЕХМЕРНЫЕ ПРИСТЕННЫЕ СТРУИ

А.М. Гайфуллин, А.С. Щеглов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Трехмерные затопленные пристенные струи образуются при истечении жидкости из источника в неподвижное пространство, заполненное той же жидкостью. Практический интерес к пристенным (главным образом, турбулентным) струям обусловлен такими областями применения, как контроль пограничного слоя, охлаждение пленок и т.д. Ламинарные струи редко реализуются на практике в чистом виде, поскольку они неустойчивы к малым возмущениям, но могут представлять собой довольно протяженный промежуточный участок турбулентной струи.

Экспериментальному исследованию незакрученных турбулентных пристенных струй посвящено большое количество работ [1-4] в широком диапазоне чисел Рейнольдса. Характерной чертой, которая отмечается во всех работах, является большая скорость роста толщины струи в поперечном направлении $dz_{1/2}/dx$ по сравнению со скоростью роста в вертикальном направлении $dy_{1/2}/dx$ (рис. 1). Другой особенностью является автомодельность осредненных профилей скорости \bar{u} , \bar{v} , \bar{w} при достаточном удалении по продольной координате от источника струи.

Закрученные пристенные турбулентные струи исследовались экспериментально в работе [5], в которой было показано, что затухание продольной скорости происходит быстрее, чем в незакрученной струе. Увеличение закрученности приводит к повышенной скорости роста толщины струи в поперечном направлении и практически не влияет на ее рост в вертикальном

направлении. Для более детального исследования закрученной пристенной струи авторами данной работы было проведено ее моделирование методом крупных вихрей (LES).

В отличие от турбулентных струй, ламинарные струи практически не исследовались экспериментально. Численное моделирование незакрученной ламинарной пристенной струи указывает на то, что вдали от источника струи течение стремится к автомодельному по продольной координате состоянию [6]. Возникает вопрос, будет ли также автомодельным течение в закрученной струе. Если да, то каков показатель автомодельности и как он зависит от закрученности струи? Для ответа на поставленные вопросы авторами было проведено численное решение задачи о трехмерной ламинарной пристенной струе [7].

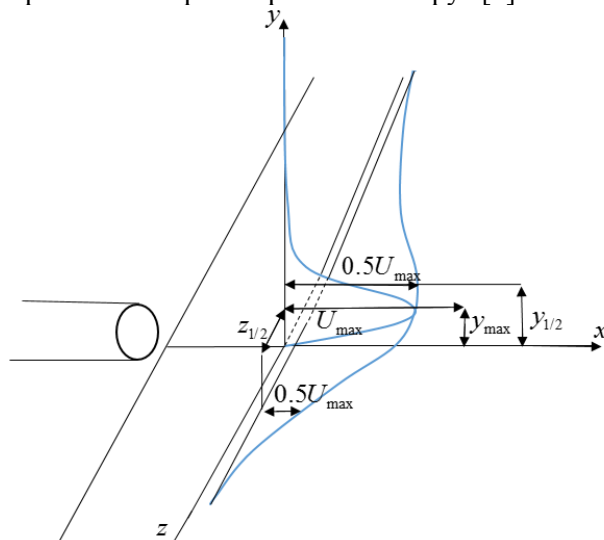


Рис. 1. Система координат задачи

Литература:

1. Hongguang Sun and Dan Ewing, Effect of initial and boundary conditions on development of three-dimensional wall jets, 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2002.
2. Agelin-Chaab, M., and Tachie, M. F. (February 17, 2011). "Characteristics of Turbulent Three-Dimensional Wall Jets." ASME. *J. Fluids Eng.* February 2011; 133(2): 021201.
3. Abrahamsson, H., Johansson, B., Löfdahl, L. (1996). An Investigation of the Turbulence Field in a Three-Dimensional Wall Jet. In: Gavrilakis, S., Machiels, L., Monkewitz, P.A. (eds) *Advances in Turbulence VI. Fluid Mechanics and its Applications*, vol 36. Springer, Dordrech
4. Namgyal, L., & Hall, J. (2016). Reynolds stress distribution and turbulence generated secondary flow in the turbulent three-dimensional wall jet. *Journal of Fluid Mechanics*, 800, 613-644.
5. B. S. Pani & N. Rajaratnam: Swirling Circular Turbulent Wall Jets, *Journal of Hydraulic Research*, 14:2, 145-154, 1976
6. Бут И.И., Гайфуллин А.М., Жвик В.В. Дальнее поле трехмерной пристенной ламинарной струи // Изв. РАН МЖГ. 2021. № 6. С. 51-61.
7. Gaifullin, A.M., Shcheglov, A.S. Self-similarity of a wall jet with swirl. *Lobachevskii J Math* 43, 1098-1103 (2022)

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГРАНИЦ ПОТОКА ДЛЯ ПЛОХООБТЕКАЕМОГО ТЕЛА НА ОКОЛОЗВУКОВЫХ РЕЖИМАХ

С.А. Глазков, А.А. Ершов, А.В. Семенов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Выполнено численное моделирование обтекания модели ВА [1] безграничным потоком и в канале с проницаемыми стенками с помощью пакета программ EWT ЦАГИ. На проницаемых стенках канала задается граничное условие Дарси. Коэффициент проницаемости в граничном условии зависит от направления течения газа через перфорацию рабочей части АДТ [2]. Расчеты выполнены для границ канала с проницаемостью $R_+=0.5$, $R_+=1.0$; $R_+=1.0$, $R_+=2.0$; $R_+=1.5$, $R_+=3.0$, где R_+ - на режиме вытекания из канала, а R_- - втекания в канал. Выбранные параметры проницаемости соответствуют состоянию стенок рабочей части №1 АДТ Т-128 при раскрытии перфорации 3; 6 и 10%, что подтверждается сравнением распределения давления на стенках рабочей части по данным эксперимента и полученных расчетным путем [3]. Загрузка рабочей части составляла величину 0.52% по поперечной площади модели. Расчеты проведены для угла атаки модели $\alpha=0^\circ$ и чисел Маха набегающего потока $M_\infty=0.90$; 0.95; 0.98; 1.00; 1.02; 1.04; 1.06; 1.10.

В качестве примера на рисунке 1 представлены распределения изоэнтропического числа Маха $M^*(x)$ вдоль образующей на модели $\psi=90^\circ$ в случае безграничного обтекания для $M_\infty=0.90; 0.95; 0.98; 1.00; 1.02; 1.04; 1.06; 1.10$ и в канале, на стенках которого выполняется условие Дарси $R_+=0.5; R_-=1.5$ при $M_\infty=0.95$.

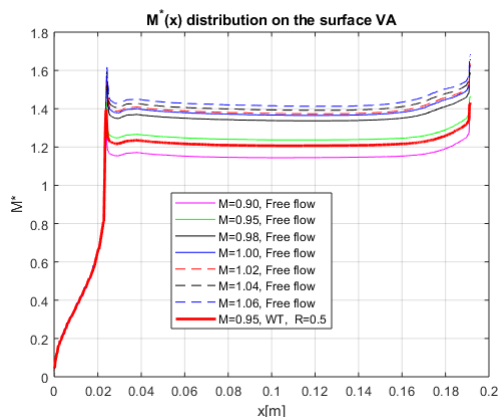


Рис. 1.

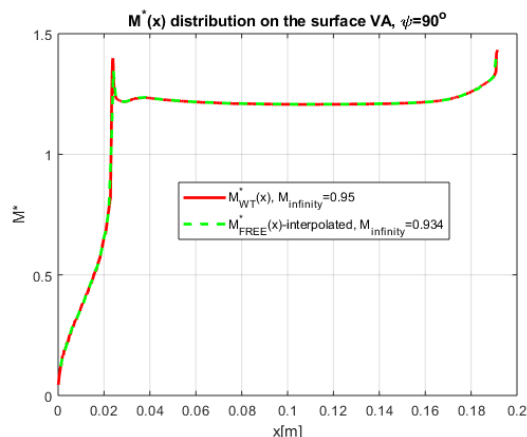


Рис. 2.

Разработан метод, позволяющий с помощью линейной интерполяции на основании базового возмущения построить эпюру изэнтропического числа Маха на поверхности модели для произвольно заданного значения числа Маха набегающего потока, лежащего в интервале $[M_1, M_2]$. Базовое возмущение строится на основании эпюр, полученных на режимах M_1 и M_2 . С помощью этой процедуры получены поправки к числу Маха набегающего потока.

На рисунке 2 представлен результат подбора числа Маха ($M=0.934$) для эпюры безграничного обтекания, наилучшим образом совпадающий с эпюрой, полученной в условиях АДТ при $M=0.95$. Полученный результат говорит о том, что в АДТ поток, непосредственно обтекающий модель, заторможен по сравнению с безграничным обтеканием и поправка составляет величину $\Delta M=-0.026$.

Полученные таким образом поправки используются для коррекции коэффициента сопротивления модели.

Литература:

1. Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Semenov A.V., Ledovsky A.V., Trashkov G.A. - Influence of T-128 wind tunnel perforated walls on aerodynamic characteristics of reentry vehicles at transonic speed, CEAS Aeronaut J., DOI: 10.1007/s12567-019-00293-5.
2. Глазков С.А., Горбушин А.Р., Матяш А.В., Михайлов С.В., Семенов А.В. – О некоторых особенностях влияния проницаемых стенок АЭДТ Т-128 на обтекание модели спускаемого аппарата при трансзвуковых скоростях, Материалы XXX Научно-Технической Конференции по Аэродинамике, 25-26 апреля 2019 г. п. Володарского.
3. Глазков С.А. - Влияние параметра проницаемости перфорированных границ на амплитуду отраженных возмущений в окрестности модели для сверхзвуковых течений, DOI:10.1615/TsAGISciJ.2018029193.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ГРАНИЦ ПОТОКА НА ОБТЕКАНИЕ МОДЕЛИ В НЕПРОНИЦАЕМЫХ СТЕНКАХ ПРИ БОЛЬШОЙ ЗАГРУЗКЕ РАБОЧЕЙ ЧАСТИ АДТ

С.А. Глазков, А.В. Семенов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Работа посвящена исследованию влияния границ потока на обтекание модели с большим загромождением в рабочей части №3 АДТ Т-128. Модель представляет собой киль гражданского самолета с хордой 1.5м, стреловидность по передней кромке - 60° , загромождение по площади “крыла” - 54%, по поперечному сечению - 6%. Основная цель испытаний – исследование ламинаризации обтекания. Испытания проводились при нулевом угле атаки при закрытых щелях (сплошные стенки) в диапазоне чисел Маха $M_\infty=0.2\div 0.75$, и, соответственно, числах Рейнольдса $Re=7\div 26\cdot 10^6$.

Для оценки влияния стенок были проведены расчеты обтекания модели безграничным потоком и в рабочей части с использованием панельного метода [1, 2] и пакета программ EWT TsAGI. В CFD расчетах сопло заменялось каналом квадратного сечения, длина которого определялась таким образом, чтобы толщина вытеснения ПС на входе в рабочую часть соответствовала полученной в эксперименте. В случае панельного метода учет ПС осуществлялся на основании подбора кривизны линий тока вблизи стенки по распределению

давления, которое измерялось на верхней и нижней стенках. Поправки к числу Маха набегающего потока определялись путем сравнения эпюр изэнтропического числа Маха в центральном сечении модели для безграничного потока и в рабочей части с непроницаемыми стенками (в качестве примера на рисунке 1 приведено сравнение для $M=0.5$).

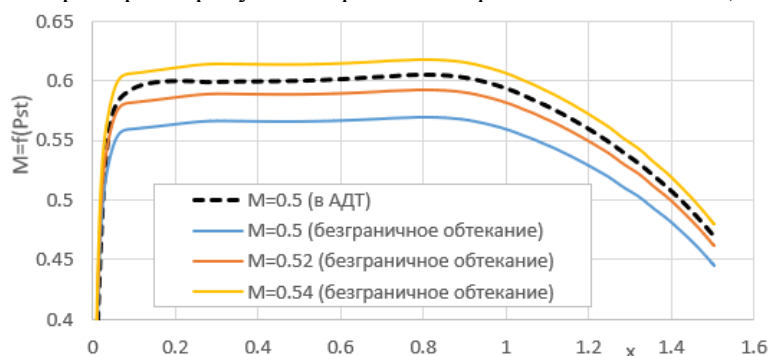


Рис. 1.

Поправки, полученные с помощью панельного метода, удовлетворительно совпадают с аналогичными, полученными на основании точных численных решений. Величина поправки к числу Маха зависит от скорости набегающего потока может быть порядка $\Delta M=0.05$. На рисунке 1 приведено сравнение изолиний M для этого режима.

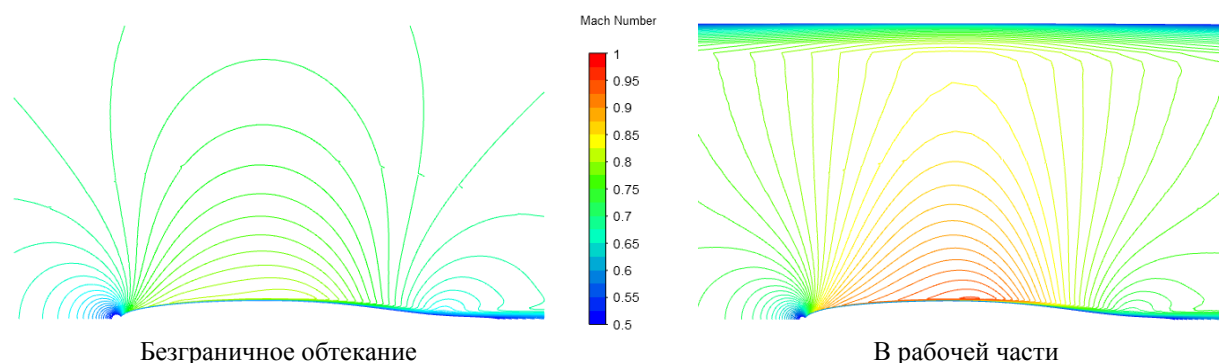


Рис 2. Изолинии равных чисел Маха в центральном сечении модели, $M=0.7$

Литература:

1. Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Ivanov A.I., Semenov A.V. - Recent experience in improving the accuracy of wall interference corrections in TsAGI T-128 wind tunnel, PIAS (Pergamon Press), Vol. 37, N. 3, 2001.
2. Глазков С.А., Горбушин А.Р., Семенов А.В. - Развитие расчетных и экспериментальных методов для повышения точности испытаний, Труды ЦАГИ, Аэродинамические исследования в ЦАГИ, сборник статей, Выпуск №2783, 2019.

ВЛИЯНИЕ УСТУПОВ НА ПРИСТЕНОЧНЫЕ ПУЛЬСАЦИИ ДАВЛЕНИЯ В ТУРБУЛЕНТНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА ПОВЕРХНОСТИ ФЮЗЕЛЯЖА МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА

А.Ю. Голубев, С.В. Кузнецов (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва)

Турбулентные пристеночные пульсации давления в пограничном слое на поверхности фюзеляжа являются одним из основных источников шума в салоне магистрального самолёта [1]. В силу технологических особенностей на поверхности фюзеляжа на стыках панелей обшивки, дверей, иллюминаторов и лючков присутствуют прямые и обратные уступы. Наличие выступающих элементов приводит к формированию нестационарного отрывного течения [2-4], что влечёт за собой резкое увеличение интенсивности пристеночных пульсаций давления в области отрыва пограничного слоя [5-8]. Помимо этого, отрыв потока приводит к существенному изменению пространственно-временной структуры поля пристеночных пульсаций давления, что напрямую влияет на процесс возбуждения вибраций упругих конструкций.

В данной работе приводится анализ и обобщение результатов исследования пространственно-временной структуры полей пристеночных пульсаций давления в окрестности и на поверхности прямых и обратных уступов, а также их комбинаций. Исследования проводились в различных аэродинамических трубах ЦАГИ, а также на самолёте Ту-144ЛЛ в

широком диапазоне дозвуковых, транзвуковых и сверхзвуковых скоростей [9]. Полученные результаты могут быть использованы для оценки влияния уступов на уровни шума в салоне магистрального дозвукового и сверхзвукового самолёта.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского Научного Фонда, проект 21-71-30016.

Литература:

1. Мунин А.Г., Ефимцов Б.М., Кудисова Л.Я. [и др.] Авиационная акустика. Ч.2. Шум в салонах пассажирских самолётов. М.: Машиностроение, 1986, 264 с.
2. Pearson D. S., Goulart P.J., Ganapathisubramani B. Turbulent separation upstream of a forward-facing step // Journal of Fluid Mechanics. 2013. V. 724. P. 284-304.
3. Graziani A., Kerhervé F., Martinuzzi R.J., Keirsbulck L. Dynamics of the recirculating areas of a forward-facing step // Experiments in Fluids. 2018. 59:154.
4. Fang X., Tachie M.F. Spatio-temporal dynamics of flow separation induced by a forward-facing step submerged in a thick turbulent boundary layer // Journal of Fluid Mechanics. 2020. V. 892, A40. P. 1-30.
5. Efimtsov B.M., Kozlov N.M., Kravchenko S.V., Andersson A.O. Wall pressure-fluctuation spectra at small forward-facing steps // AIAA Paper 99-1964. 1999. 11 p.
6. Efimtsov B.M., Kozlov N.M., Kravchenko S.V. and Andersson A.O. Wall pressure-fluctuation spectra at small backward-facing steps // AIAA Paper 2000-2053. 2000. 10 p.
7. Awasthi M., Devenport W.J., Glegg S.A.L., Forest J.B. Pressure fluctuations produced by forward steps immersed in a turbulent boundary layer // J. Fluid Mech. 2014. V. 756. P. 384-421.
8. Golubev A., Kuznetsov S. Wall Pressure Fluctuations on the Surface of Sloped Forward-Facing Steps // AIAA Journal. 2020. V. 58. N. 10. P. 4595-4599
9. Efimtsov B.M., Golubev A.Yu., Rizzi S.A., Andersson A.O., Rackl R.G., Andrianov E.V. Influence of small steps on wall pressure fluctuation spectra measured on TU-144LL flying laboratory // AIAA Paper 2002-2605. 2002. 9 p.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ВЫНУЖДЕННОЙ ПОСАДКИ КОНВЕРТОПЛАНА НА ВОДУ

Л.Г. Гонцова, А.Н. Беляевский, А.К. Максюттов, Т.И. Мурашов (ФАУ «ЦАГИ», г. Москва)

Эксплуатация конвертопланов, в частности для обслуживания морских газовых и нефтяных промыслов, предполагает длительные полеты над водными пространствами в сложных условиях. При возникновении аварийной ситуации при полете над водой имеется большая вероятность того, что летчик будет вынужден произвести вынужденную посадку на воду.

Вынужденная посадка конвертоплана на воду может проходить при различных условиях, поэтому для успешного осуществления должны быть выработаны четкие рекомендации по её выполнению. Это требует проведения больших по объему исследований по определению влияния различных факторов на поведение аппарата при посадке на воду и действующих на него перегрузок, а также определению наиболее благоприятных условий приводнения.

Конвертопланы относятся к винтокрылым летательным аппаратам, в силу чего их гражданские версии должны сертифицироваться по Нормам лётной годности для вертолетов АП-27/29 (российские), FAR-27/29 (американские), CS-27/29 (европейские), которые требуют подтверждения возможности вынужденной посадки на воду. В настоящее время основным способом исследования динамики движения летательного аппарата при посадке на воду, отвечающим сертификационным нормам, остаются модельные испытания.

Для испытаний в качестве прототипа был выбран конвертоплан типа Bell V-280 Valor, как наиболее современный проект ВКЛА класса «конвертоплан». Летательный аппарат оснащён двумя двигателями, расположенными на концах крыла в гондолах. Несущие винты с тремя трапециевидными лопастями способны поворачиваться в вертикальной плоскости на величину угла 90° , сами гондолы при этом остаются неподвижными. В хвостовой части фюзеляжа расположено V образное оперение.

В рамках исследования характеристик аварийного приводнения конвертоплана были проведены испытания динамически подобной модели в опытовом бассейне (гидроканале) ЦАГИ и на установке «Катапульта плавающая», установленной на открытом водоёме. Применение обеих установок позволяет получить характеристики как посадки на авторотации (в вертолётном режиме), так и при влёте в воду с большими поступательными скоростями (в самолетном режиме).

Проведены экспериментальные исследования приводнения динамически подобной модели конвертоплана с различными начальными углами тангажа, крена и рысканья, а также

горизонтальными и вертикальными скоростями. Определены зоны безопасного приводнения конвертоплана в «вертолётном режиме». Получены зависимости величин продольной, нормальной и боковой перегрузок в центре масс, а также нормальной перегрузки в носовой части модели от времени. На основе анализа результатов испытаний модели определены основные характеристики аварийной посадки конвертоплана на воду. Определены характеристики наиболее благоприятной посадки конвертоплана на воду. Даны рекомендации по осуществлению вынужденной посадки конвертоплана в различных режимах.

РЕШЕНИЕ СВЯЗАННЫХ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИКИ И ДИНАМИКИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ ВИХРЕВЫМ МЕТОДОМ

В.Г. Горбунов, А.И. Желанников, А.В. Сетуха (ФАУ ЦАГИ, г. Жуковский)

Актуальность разработки и использования методов математического моделирования для решения связанных задач аэродинамики и динамики полёта самолёта на больших углах атаки обусловлена необходимостью и возможностью предварительного исследования аэродинамических компоновок магистральных и региональных самолётов следующего поколения. Это даёт возможность заметно сократить сроки ввода в строй новой авиационной техники и удешевить исследования

В данной работе на базе метода дискретных вихрей [1,2] разработана математическая модель обтекания самолёта на больших углах атаки, при котором в вихревом следе за самолётом выделяются *ближняя* и *дальняя* зоны [3,4]. При аппроксимации поверхности обтекаемого тела и ближней зоны вихревого следа используются *замкнутые вихревые рамки*, а при моделировании развития следа в дальней зоне используются *изолированные вихревые отрезки*.

Выполнены расчеты обтекания перспективного регионального самолета при изменении угла атаки в диапазоне 0 – 90 град. Определены силы и моменты, действующие на самолет при его вращении для различных углов атаки и скольжения. Выполнены расчеты движения самолета при входе в штопор при отклоненном руле направления.

На рисунках 1 и 2, в качестве примера, показано развитие вихревой пелены за самолетом, полученное расчетом при заданных условиях обтекания, при углах атаки $\alpha=50^\circ$ и 80° . и безразмерной угловой скорости вращения $\omega=0,18$.

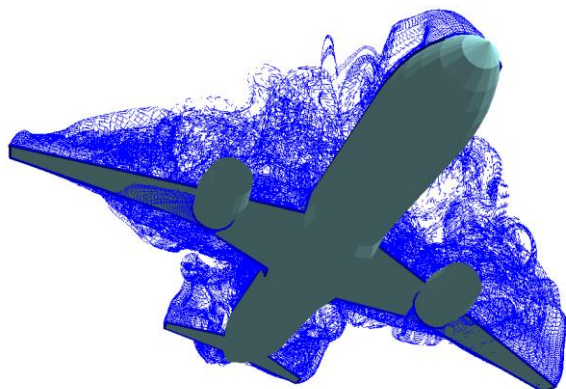


Рис. 1. $\alpha = 50^\circ$, $\omega = 0,18$.

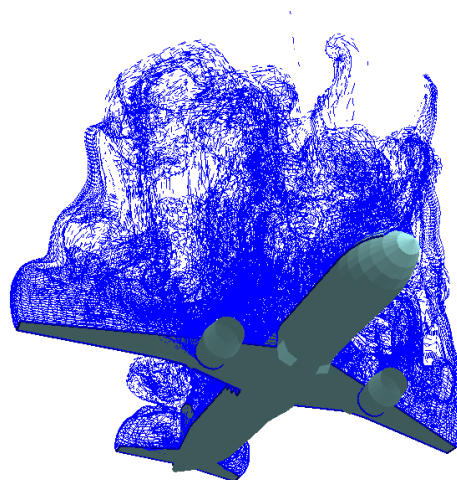


Рис. 2. $\alpha = 80^\circ$, $\omega = 0,18$.

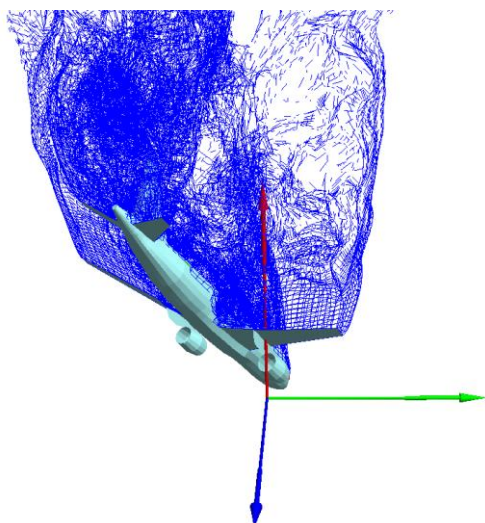


Рис. 3. $t=0.36c$

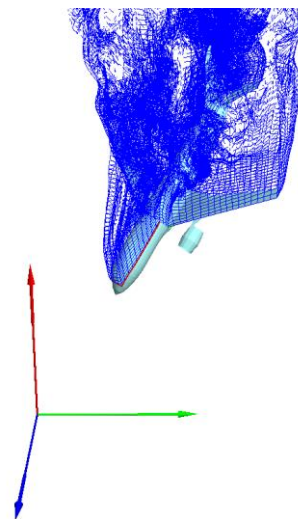


Рис. 4. $t=1.08c$

На рисунках 3 и 4, в качестве примера, показано развитие вихревой пелены и изменение углового положения самолета при моделировании штопора.

На рисунке 5 приведены данные расчета проекций угловой скорости на оси связанной системы координат. Для составляющей угловой скорости ω_y приведены данные эксперимента (штриховая линия), полученные в аэродинамической трубе Т-105 ЦАГИ. По вертикальной оси показаны компоненты ω_x , ω_y , ω_z в рад/с, по горизонтальной оси – время в секундах.

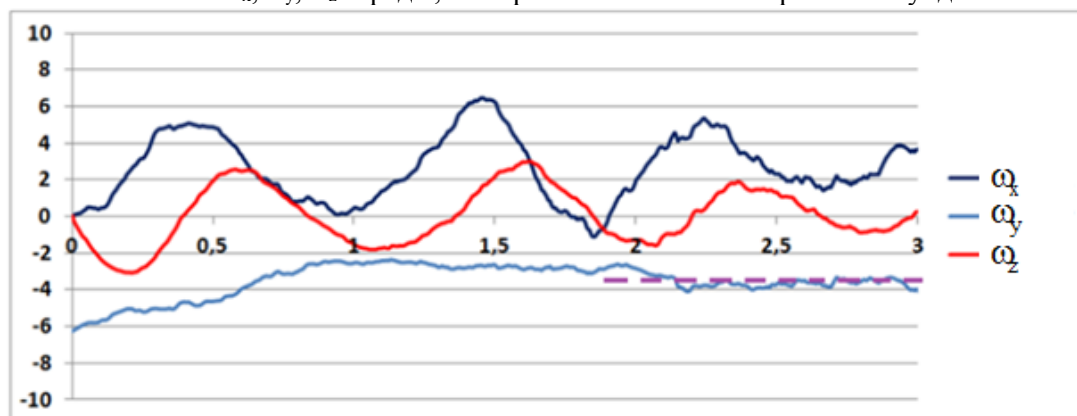


Рис. 5. Данные расчета проекций угловой скорости

Литература:

1. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. - М.: Наука, 1978, 277 с.
2. Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И., Ништ М.И., Нелинейная теория крыла и ее приложения. – Алматы: Гылым, 1997. 448 с.
3. Aparinov A. A., Setukha A. V., Zhelannikov A. I. Numerical simulation of separated flow over three-dimensional complex shape bodies with some vortex method // *AIP Conference Proceedings*. — 2014. — Vol. 1629. — P. 69–76.
4. Сетуха А.В. О лагранжевом описании трехмерных течений вязкой жидкости при больших значениях числа Рейнольдса. // *Ж. вычисл. матем. и матем. физ.* 2020. Т. 60. № 2. С. 297-322.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПНЕВМАТИЧЕСКОГО ГАСИТЕЛЯ ВИБРАЦИЙ С УЧЁТОМ УПРУГОСТИ И ИНЕРТНОСТИ ЗАПОЛНЯЮЩЕГО ЕГО ВОЗДУХА

Г.А. Губанов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Пневматический гаситель колебаний, состоящий из массивного груза, расположенного в тонкостенном корпусе с определённым зазором, обеспечивающим оптимальное вязкое сопротивление перемещениям груза (рис. 1), является простой, технологичной и эффективной реализацией поглотителя колебаний (динамического виброгасителя без упругого элемента). Они успешно применяются на ряде предприятий авиакосмической промышленности РФ для подавления автоколебательных вибраций маложестких деталей в процессе их лезвийной обработки.

В простейшей модели рассматриваемого пневматического гасителя достаточно считать, что груз гасителя испытывает сопротивление, линейно возрастающее с увеличением его скорости относительно корпуса. Такая модель приводит к колебательной системе с двумя степенями свободы (положение детали, моделируемой одномерным гармоническим осциллятором, и положение груза гасителя). В работе [1] рассмотрена также более сложная модель, в которой в качестве третьей степени свободы принят перепад давления между камерами, и учитывается сжимаемость воздуха в камерах гасителя. Анализ полученного выражения для передаточной функции детали с гасителем показал, что сжимаемость воздуха позволяет несколько повысить эффективность гасителя для конкретной детали при правильном выборе высоты камер, но приводит к падению эффективности гасителя для высоких частот колебаний. При этом проведенный анализ не дал достаточно наглядной, ясной картины механизма влияния сжимаемости воздуха.

Метод аналогий позволяет при анализе динамических систем заменять колебательные системы одного типа на другой. Так, колебания воздуха в резонаторе Гельмгольца аналогичны колебаниям заряда в электрическом контуре или колебаниям груза на пружине [2]. Система из детали с закреплённым пневматическим гасителем колебаний может быть рассмотрена как состоящая из взаимодействующих механической и пневматической колебательных подсистем. Для анализа такую систему удобно преобразовать (методом аналогий) к чисто механической системе. При этом из исходных параметров пневматической подсистемы могут быть получены параметры аналогичной механической подсистемы в соответствующих размерных единицах (инертность в граммах, а жесткость в Н/м). «Интерфейсом», местом взаимодействия механической и пневматической подсистем, позволяющим выполнить перевод размерных единиц, является поршень. Его роль в данном случае выполняет груз гасителя.

На рис. 2 показана полученная механическая система, эквивалентная пневмомеханической системе из детали с пневматическим гасителем. Она даёт наглядное представление о влиянии различных параметров пневматической подсистемы гасителя на его функционирование и упрощает расчёт итоговых характеристик.

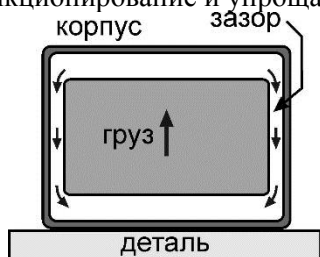


Рис. 1. Пневматический гаситель колебаний

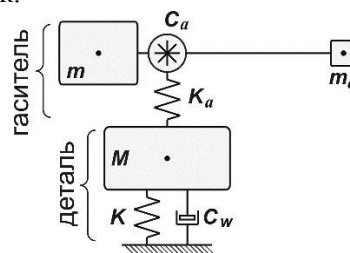
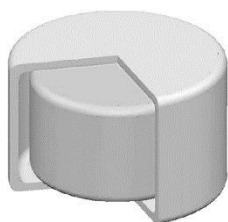


Рис. 2. Эквивалентная механическая система

Литература

[1] Губанов, Г.А. Повышение эффективности автоматизированного производства аэродинамических моделей с применением разработанной системы демпфирующих устройств: дис. канд. техн. наук (05.13.06): Жуковский – 2015. – 237 с.
 [2] Olson, H.F. Music, physics and engineering / H.F. Olson. – Dover publications Inc., New York, 1952.

**СОВРЕМЕННЫЕ ТРЕНДЫ РАЗВИТИЯ БЕСПИЛОТНЫХ КОМПЛЕКСОВ:
 ЗАПРОС НА ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ**

*Н.Н. Долженков, Н.А. Владимирова, В.В. Воронов (АО «УЗГА», г. Москва),
 А.В. Корнушенко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)*

Появление и распространение БЛА на рубеже столетий стало результатом симбиоза авиационных технологий с новыми техническими решениями в областях глобальной навигации, связи, сенсоров и бортовых вычислений. Современный этап развития беспилотной техники характеризуется переходом от разработки летательных аппаратов (отдельных комплексов с БЛА) к созданию многоагентных систем, состоящих из разнородных БЛА, взаимодействующих между собой и интегрированных в системы управления различных уровней. Расширение областей применения БЛА, основанное на интегрированности и взаимодействии, ведет к возрастанию сложности, повышению зависимости от данных и на настоящий момент превысило возможности человека в контуре управления по восприятию, анализу информации и адекватному реагированию. Поэтому важнейшим трендом развития БАС стало повышение их

автономности, основанное на технологиях сенсорики, бортовых вычислений, искусственного интеллекта, обеспечивающих ситуационную осведомленность и поддержку принятия решений в быстроменяющейся обстановке.

Развитие новых технологий, определяющих свойства и облик беспилотных комплексов, существенно опережает темп смены поколений авиационной техники. Выходом из этого противоречия является применение модульного платформенного подхода при разработке беспилотных комплексов и широкое внедрение методов имитационного моделирования на всех этапах жизненного цикла продукции.

ИТОГИ 10 ЛЕТ ПЕРИОДИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ СВС САМОЛЁТА SСJ-100

А.В. Долотовский, В.А. Терехин, Ю.П. Чернов, В.И. Шевяков

(Филиал «Региональные самолёты» ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва),

С.Г. Пушков (ЛИИ им. М.М. Громова, г. Жуковский).

Первый российский региональный самолёт SСJ-100 перевозит пассажиров уже более 10 лет. Всё это время проводились работы по улучшению его характеристик и расширению ожидаемых условий его эксплуатации. Однако главное – обеспечение безопасности полётов. Безопасность обеспечивается выполнением сертификационных требований, в том числе и при эксплуатации. Например, точность выдерживания заданного эшелона полёта отслеживается специально созданными пунктами контроля и в случае её нарушения воздушное судно (ВС) не допускается к полёту в условиях RVSM (диапазон высот 29000-41000 fс сокращёнными вертикальными интервалами между эшелонами с 2000 до 1000 ft для увеличения пропускной способности воздушного пространства). При систематическом нарушении могут быть наложены ограничения на эксплуатацию в условиях RVSM на весь парк ВС этого типа, то есть невозможно выполнение полетов на высотах, оптимальных с точки зрения минимизации расходов топлива.

Обеспечение безопасности полётов при уменьшении расстояния между эшелонами приводит к необходимости повышения требований к точности определения барометрической высоты полёта. Эти требования установлены в документах Doc 9574, Doc 9937 международной организации ICAO и введены в Авиационные правила (АП-25). Для их выполнения необходимо проведение аэродинамических расчётных исследований по оптимальному размещению датчиков системы воздушных сигналов (СВС) в местах, где местные параметры потока слабо зависят от изменения режима полёта, а также по разработке требований к точности установки датчиков СВС, так как от этого в значительной степени зависят их показания.

Для определения высоты, скорости полёта и угла атаки самолёта местные параметры потока, замеряемые датчиками, преобразуются бортовым ПО в параметры невозмущённого потока при помощи законов коррекции. Так как законы коррекции одинаковы для всех экземпляров самолёта, рассчитанные параметры зависят от геометрии каждого экземпляра. Если при производстве их геометрические параметры различаются значительно, то требования RVSM будет невозможно выполнить. Таким образом, выполнение требований RVSM является интегральным показателем качества изготовления самолётов с точки зрения соответствия типовой конструкции в части СВС. Именно по этой причине сертификационными органами введены периодические испытания серийных самолётов по проверке выполнения требований по точности определения барометрической высоты. Выбор экземпляра для проведения таких периодических испытаний осуществляется Независимой Инспекцией (НИ) «случайным образом». Периодичность таких испытаний устанавливается по согласованию с сертификационными органами - например, каждый 10 или 15 самолёт или 1 самолёт в полгода. При неудовлетворительных результатах испытаний НИ может приостановить производство самолётов до устранения причин некачественного их изготовления.

Самолёт SСJ-100 проходит периодические испытания с 2012 года. Испытания проводятся по методике ЛИИ с использованием комплекса бортовых траекторных измерений (КБТИ), позволяющим определить эталонные величины барометрической высоты. Результаты испытаний при помощи специальной расчётной методики распространяются на всю область ожидаемых условий эксплуатации самолёта и статистически на весь парк самолётов. Погрешности определения высоты первых экземпляров ВС, проходивших периодические испытания, существенно различались между собой, хотя и укладывались в установленный допуск. Год от года это различие уменьшалось, что свидетельствовало о постепенной стабилизации в изготовлении конструкции самолёта. Статистика показала, что в погрешности определения

барометрической высоты имеется систематическая составляющая ~ 30 ft, наличие которой возможно объяснить тем, что исходные законы коррекции показаний датчиков были определены по результатам лётных испытаний трёх опытных самолётов, имевших небольшие отличия в конструкции от серийных самолётов.

Наличие большого объёма данных по периодическим испытаниям 14 серийных самолётов позволило доработать законы коррекции и модифицировать бортовое ПО. Последующие периодические испытания, выполненные к настоящему времени ещё на 6 самолётах, показали существенное уменьшение погрешностей в определении барометрической высоты полёта. Это свидетельствует о том, что при производстве самолётов достигнут уровень стабильной реализации типовой конструкции в части СВС.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ТЕЧЕНИЙ ГАЗА ПРИ АНАЛИЗЕ ТЕНЕВЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДОВ КОМПЬЮТЕРНОГО ЗРЕНИЯ И МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ

И.А. Дорощенко, И.А. Знаменская, Н.Н. Сысоев (МГУ им. М. В. Ломоносова, г. Москва)

Визуализация течений теньевым методом широко применяется для изучения течений в экспериментальной газовой динамике, позволяя визуализировать области, где изменяется вторая производная плотности. Метод хорошо подходит для визуализации границ газовых струй, ударных волн и других газодинамических разрывов. В настоящее время, с развитием цифровых камер, позволяющих производить съёмку течений со частотой до миллионов кадров в секунду, возникает необходимость в автоматизации обработки больших массивов экспериментальных изображений, автоматическом отслеживании различных структур течений и сохранении их параметров. Для распознавания используются как классические методы компьютерного зрения, так и более продвинутые – машинное обучение, нейронные сети. Наиболее полный обзор статей по применению глубокого обучения при визуализации течений приведен в работе [1].

В настоящей работе приводятся результаты исследований течений в ударной трубе прямоугольного сечения размером 24×48 мм² с числами Маха $M = 2 - 4$, а также обтекание затупленного тела типа «усеченный конус - цилиндр» стационарным потоком из сопла Лавала с числом Маха $M = 2.4$. Для экспериментов в ударной трубе рабочим газом был воздух, толкающим – гелий. Визуализация течений в обоих случаях проводилась с помощью прямого теневого метода (на параллельных пучках света). Съёмка течений производилась высокоскоростной камерой со скоростями до 775 000 кадров / с и экспозицией 1 мкс. Для распознавания косых скачков уплотнения, возникающих в сверхзвуковом потоке при наличии малого препятствия на нижней стенке трубы, использовался алгоритм выделения границ Кэнни и метод Хафа, позволяющий по найденным границам определить те, которые образуют прямые линии. Написанная программа позволяла получать уравнения найденных прямых и рассчитывать угол наклона, давая ценную физическую информацию о течении [2].

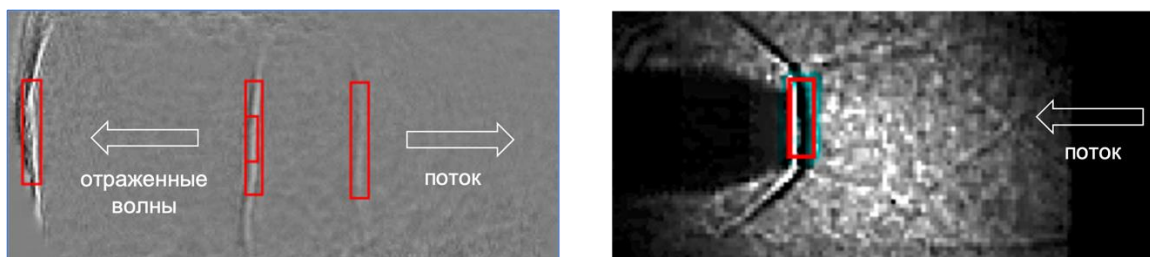


Рис. 1. Примеры распознавания структур течений на теньевых изображениях.

Для распознавания ударных волн в более сложных ситуациях использовалась заранее обученная на большом количестве теневого изображений сверточная нейронная сеть. Была выбрана известная архитектура сети YOLOv2. На вход подавалось изображение, на выходе выдавались координаты рамок, соответствующих искомым объектам, название класса объекта и достоверность результата. С помощью данного подхода было исследовано течение в ударной трубе на интервале времен от 0 до 40 мс. На рис. 1 приведен пример распознавания цуга псевдоскачков в ударной трубе; справа – распознавание головной ударной волны при обтекании модели ($M = 2.4$). По полученным данным строились спектры колебаний головной ударной волны с помощью быстрого преобразования Фурье, определялись частоты.

Литература:

- [1] C. Liu, R. Jiang, D. Wei, C. Yang, Y. Li, F. Wang and X. Yuan, "Deep learning approaches in flow visualization," *Advances in Aerodynamics*, vol. 4, no. 17, 2022, doi: <https://doi.org/10.1186/s42774-022-00113-1>.
[2] I. A. Znamenskaya, I. A. Doroshchenko, N. N. Sysoev and D. I. Tatarenkova, "Results of Quantitative Analysis of High-Speed Shadowgraphy of Shock Tube Flows Using Machine Vision and Machine Learning," *Doklady Physics*, vol. 66, pp. 93-96, 2021, doi: 10.1134/S1028335821040066

МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ ДЕЛЬТОВИДНОГО КРЫЛА НА ОСНОВЕ RANS И IDDES ПОДХОДОВ

А.П. Дубень, Т.К. Козубская, П.В. Родионов
(ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, Россия)

Крылья дельтовидной (треугольной) формы имеют значительные преимущества перед стреловидными крыльями на сверхзвуковых скоростях полета, так как обеспечивают большую прочность планера и меньшее лобовое сопротивление. Однако на дозвуковых скоростях аэродинамическое качество дельтовидных крыльев оказывается существенно ниже аэродинамического качества стреловидных крыльев, что приводит к необходимости повышения угла атаки, а, следовательно, и силы лобового сопротивления, для достижения сравнимой величины подъемной силы. Повышение угла атаки при обтекании дельтовидного крыла, как правило, сопровождается возникновением над его поверхностью нестационарного вихревого течения, которое, в зависимости от формы крыла и параметров набегающего потока, может иметь достаточно сложную конфигурацию. Относительная простота постановки физической задачи, ее практическая ориентированность и наличие множества типов решений сделали обтекание дельтовидного крыла одним из стандартных тестов для оценки применимости различных подходов и методов для моделирования динамики сплошных сред.

В докладе будут представлены результаты RANS и IDDES моделирования обтекания дельтовидного крыла, полученные при помощи кода NOISEtte [1]. Для расчетов в рамках подхода RANS применялись модели турбулентности SA и SST с введенными поправками на кривизну линий тока и вращения [2-4] (рис.1). Для моделирования режима течения с разрушением вихрей применялся IDDES подход с подсеточным масштабом $\Delta = \Delta_{\omega}^{\sim}$ и подсеточной LES моделью σ (рис.2). В докладе будет показано влияние выбора модели турбулентности и параметров расчетной сетки на точность получаемого численного решения, будет проведено сопоставление с экспериментальными данными и результатами расчетов других авторов. Корректность имплементации поправок для RANS моделей будет продемонстрирована на задаче о формировании и распространении концевых вихрей.

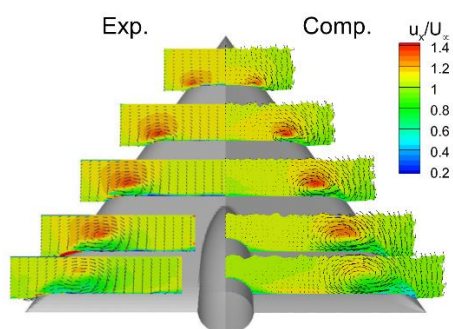


Рис. 1. RANS SST. $M = 0.14$, $Re_{\text{мас}} = 2 \times 10^6$.
 $\alpha = 13^\circ$

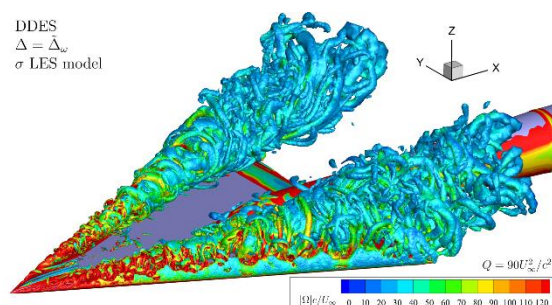


Рис. 2. IDDES. $M = 0.07$, $Re_{\text{мас}} = 1 \times 10^6$.
 $\alpha = 23^\circ$

Публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (Соглашение от 25.04.2022 № 075-15-2022-330). Вычисления проведены с помощью гибридного суперкомпьютера К60, установленного в Суперкомпьютерном Центре коллективного пользования ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, а также оборудования Центра коллективного пользования сверхвысокопроизводительными вычислительными ресурсами МГУ имени М.В. Ломоносова.

Литература:

1. A. Gorobets, P. Bakhvalov. Heterogeneous CPU+GPU parallelization for high-accuracy scale-resolving simulations of compressible turbulent flows on hybrid supercomputers. *Comput. Phys. Commun.*, 2022, v.271, p.108231.
2. P.R. Spalart, M. Shur. On the sensitization of turbulence models to rotation and curvature. *Aerosp. Sci. Technol.*, 1997, v.1:5, p.297–302.
3. P.E. Smirnov, F.R. Menter. Sensitization of the SST turbulence model to rotation and curvature by applying the Spalart-Shur correction term. *J. Turbomach.*, 2009, v.131:4, p.1–8.
4. A.S. Stabnikov, A.V. Garbaruk. Testing of modified curvature-rotation correction for k- ω SST model. *J. Phys. Conf. Ser.*, 2016, v.769:1, p.012087.

МОДЕЛЬ ДЛЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ В ГИДРОТРУБЕ, ИЗГОТОВЛЕННАЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

А.Ю. Дюг, В.В. Зиняев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

При проведении эксперимента в гидротрубе ГТ-400 ЦАГИ, модель помещается в движущийся поток жидкости, при этом визуализация картины обтекания модели производится методом красок. Краситель, по системе внутренних каналов выводится на внешнюю поверхность, в результате чего становится возможно визуально наблюдать и производить оценку характера обтекания модели и ее элементов.

Изготовление каналов сложной формы (Рис.1) внутри цельных металлических деталей является сложной технологической задачей, поэтому проектирование модели было выполнено с учетом использования аддитивной технологии послойного лазерного сплавления (Selective Laser Melting – SLM). Данная технология предназначена для прямого получения конечных изделий из металлического порошка. При использовании данной технологии становится возможным изготовление интегральных конструкций деталей, имеющих сложные внутренние структуры, полости и системы каналов.

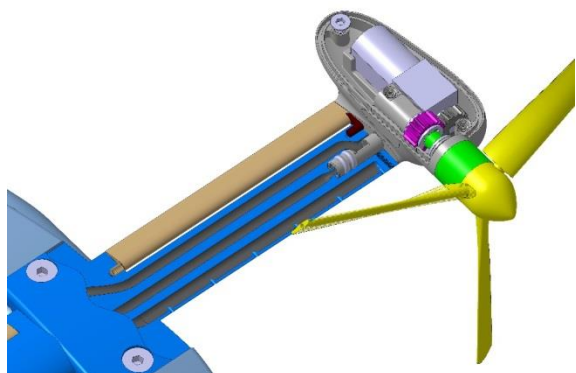


Рис. 1. Внутренние каналы крыла

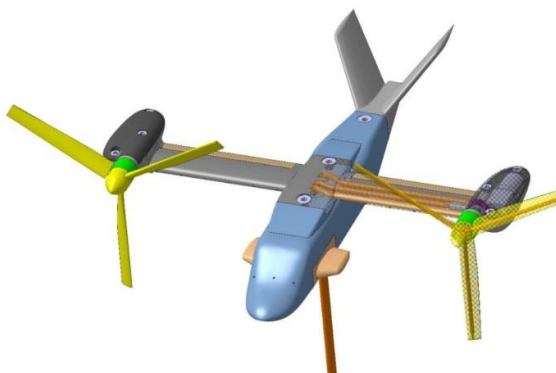


Рис. 2. Общий вид модели

В спроектированной модели конвертоплана (Рис.2) вывод красителя организован через 3 основных элемента: фюзеляж (7 точек вывода), крыло (12 точек вывода) и концевые сечения лопастей вращающихся винтов. Вращение винтов осуществляется двумя электрическими мотор-редукторами (габаритные размеры: 10x12x27мм, передаточное отношение 1:1000), расположенными в мотогондолах. Выбор мотора-редуктора обусловлен необходимостью обеспечения малого числа оборотов винтов при проведении эксперимента (около 15 об/мин). Для обеспечения работы мотора, внутри модели заложены герметичные кабель-каналы, по которым электрические провода выводятся в державку модели, а оттуда за пределы рабочей части трубы. К каждому мотору подведено отдельное питание, и в каждую электрическую цепь был включен регулятор напряжения, для возможности независимого регулирования оборотов двигателей непосредственно во время эксперимента, с целью обеспечения синхронности вращения винтов. Для обеспечения проведения эксперимента на переходных режимах, в модели предусмотрена возможность плавного поворота мотогондол в диапазоне от 0° до 90°. Кроме этого, задняя кромка крыла оснащена флаперонами, отклоняемыми в диапазоне $\pm 60^\circ$ с шагом установки 20°. Заклинение флаперонов в отклоненном положении осуществляется зубчатой осью. Высота зуба в данном соединении 0,2мм. Все детали модели изготовлены на SLM установке, в том числе и крепежные элементы с резьбой.

Использованный в аддитивном производстве металлический порошок, полностью соответствует по механическим свойствам стальным конструкционным материалам,

традиционно применяемым в производстве аэродинамических моделей (например, сталь 30ХГСА). При этом материал обеспечивает и коррозионную стойкость, что является необходимым условием при испытании моделей в гидротрубе. Проведенные экспериментальные исследования в гидротрубе подтвердили возможность применения аддитивной технологии послойного лазерного сплавления для изготовления такого типа моделей, при этом конструкция должна разрабатываться с учетом применения этой технологии.

К ВОПРОСУ ОБ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЯХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ДВИЖИТЕЛЯМИ ТИПА ВИНТ В КОЛЬЦЕ

П.В. Ерохин, К.С. Федечкин, В.Н. Салатов, (ООО «Бартини Дизайн»)

М.М. Бабичева, С.В. Калашиников, М.О. Русанов, (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Среди компоновок летательных аппаратов вертикального взлета и посадки для воздушных грузопассажирских перевозок на короткие расстояния заметное место занимают компоновки коптерного типа с двигателями типа «винт в кольце» (Рисунок 1). Исследование уменьшенной модели конвертоплана вертикального взлёта и посадки такой схемы, предназначенного для полёта в условиях плотной городской застройки, разработанного фирмой ООО «Бартини Дизайн» в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-103 выявило ряд особенностей таких испытаний.

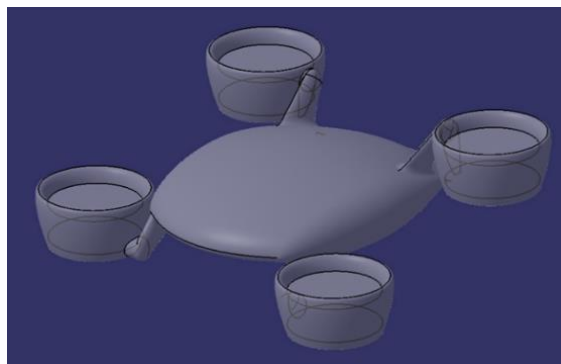
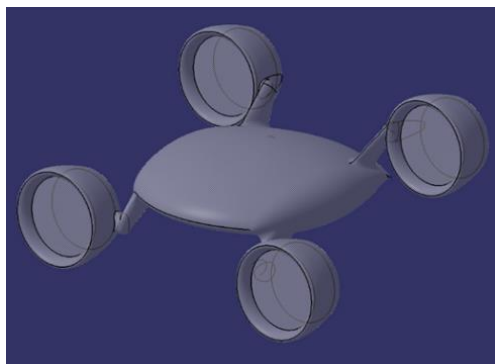


Рис. 1. Модель аэротакси

1. При установке турбулизаторов (шелковинок) на поверхность мотогондол, наблюдается уменьшение коэффициента лобового сопротивления, что указывает на существенную зависимость аэродинамических характеристик модели от числа Re (Рисунок 2);

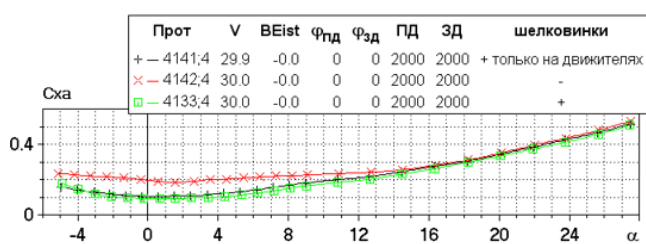


Рис. 2. Сопротивление модели с и без шелковинок

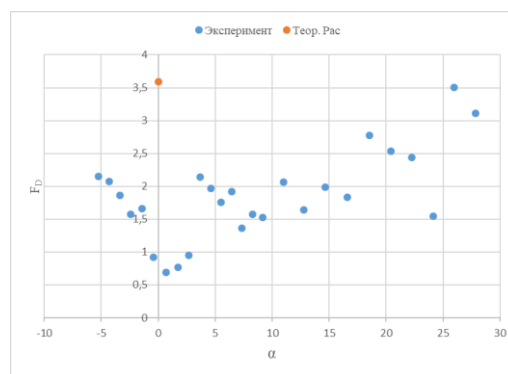


Рис. 3. Поправка для кабеля для полной модели при $V=40$ м/с

2. Заметное нелинейное влияние силового электрического кабеля питания моделей двигателей, объясняемое интерференцией между моделью и кабелем;

3. Сильная интерференция не только между двигателями и фюзеляжем, но и между двигателями и поддерживающим устройством в случае испытаний изолированных двигателей.

Показано, что отказ от тензометрирования двигателей существенно снижает информативность исследований.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ МОДЕЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЙ НА СВОБОДНЫЙ ШТОПОР В ВЕРТИКАЛЬНОЙ АДТ И НАТУРНЫХ ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

А.А. Ефремов, А.С. Пиденко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Предложена методика идентификации АДХ самолёта во всей области условий эксплуатации, включая большие углы атаки и штопор. Особенностью разработанной методики является анализ выборки данных, полученных в процессе большого числа полётов (натурных или трубных). В состав выборки включаются данные, охватывающие различные сочетания воздушных параметров полёта, параметров движения и положений органов механизации и управления. При этом включаемые в выборку данные должны удовлетворять некоторому набору критериев, направленных в основном на защиту от заведомо некондиционных данных или для исключения отдельных режимов. Анализ данных базируется на использовании «скользящего окна» в координатах «угол атаки/угол скольжения» с локальной линеаризацией зависимостей аэродинамических коэффициентов от углов отклонения рулей и элементов механизации.

Метод опробован на материалах испытаний на свободный штопор в вертикальной аэродинамической трубе и лётных испытаний двух самолётов различной категории. Получены оценки аэродинамических коэффициентов, эффективности рулей и характеристик устойчивости во всём диапазоне углов атаки и скольжения, реализованном в испытаниях. Выполнено сопоставление результатов идентификации с данными весовых испытаний, показано их достаточно хорошее соответствие друг другу.

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТНО- СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЁТА SSJ-NEW ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ

А.А. Ефремов, В.В. Сысоев, И.А. Макаров, М.В. Грудинин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

А.А. Бабулин, В.А. Терехин, Ю.П. Чернов, В.И. Шевяков

(Филиал «Региональные самолёты» ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва)

Разработка математической модели (ММ) входных сигналов является одним из технологических этапов создания системы высотно-скоростных параметров (СИВСП). ММ представляет собой вычислительную процедуру для расчёта значений физических параметров, воспринимаемых датчиками СИВСП, в зависимости от параметров полёта и конфигурации крыла самолёта. ММ обеспечивает вычисление местных значений угла атаки, статического давления, числа Маха, давлений, воспринимаемых ПВД.

ММ является обобщением результатов совокупности градуировочных испытаний в АДТ датчиков, входящих в состав СИВСП, и моделей самолёта, оборудованных миниатюрными многофункциональными пневмометрическими зондами, установленными в местах расположения натурных датчиков. При разработке ММ экспериментальные данные, полученные в нескольких АДТ с использованием различных моделей, подвергаются совместной обработке с построением трехмерных аппроксимаций зависимостей местных параметров потока от параметров невозмущенного набегающего потока (числа Маха, углов атаки и скольжения). При этом выполняется расширение области определения ММ путём «сращивания» результатов, полученных при больших углах атаки и скольжения при малых числах Маха, с результатами, полученными при умеренных углах атаки и скольжения, но во всём диапазоне чисел Маха. Таким образом, ММ обеспечивает возможность определения местных параметров во всей области условий эксплуатации (ОУЭ), включая критические режимы полёта. В ММ реализован расчёт влияния органов механизации крыла (закрылков и предкрылков). Выполнены оценки погрешностей ММ относительно экспериментальных данных, показано что уровень этих погрешностей достаточно мал, что обеспечивает достоверное математическое моделирование СИВСП.

С использованием разработанной математической модели рассчитаны инструментальные погрешности СИВСП и погрешности, обусловленные влиянием скольжения. Расчёты выполнены с учётом аэродинамических характеристик датчиков и параметров их установки. Полученные результаты являются основой для создания алгоритмов СИВСП самолёта SSJ-NEW.

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ КАТАЛИТИЧЕСКОЙ АКТИВНОСТИ ОБРАЗЦОВ ПОЛИКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ И КРИСТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ

Б.Е. Жестков, А.Н. Астапов (МАИ, г. Москва), О.М. Маневич, В.В. Плугин, И.В. Сенюев, А.С. Ртищева, В.В. Штапов (ФАН «ЦАГИ», г. Жуковский)

Каталитическая активность является важным свойством материалов. Но до последнего времени отсутствовала информация о каталитической активности при температурах выше 2500 К. Проведены сравнительные исследования ступенчатого нагрева исследуемых и эталонных образцов на идентичных режимах в потоках воздушной и аргоновой плазмы. Каталитическая активность определялась по разности удельных тепловых потоков к исследуемому и эталонному образцам в потоке воздушной плазмы [1] и по разности удельных тепловых потоков к исследуемому образцу в потоках воздушной и аргоновой плазмы на режимах с одинаковым нагревом эталонного образца. Исследованы коммерческие образцы поликристаллов SiO_2 , Al_2O_3 , $\text{ZrO}_2 \cdot 10\text{Y}_2\text{O}_3$, 37ZrO_2 -- $47\text{Al}_2\text{O}_3$ -- SiO_2 (бакор) и кристаллов Al_2O_3 (лейкосапфир), $\text{ZrO}_2 \cdot 5\text{Y}_2\text{O}_3$ (фианит). В качестве эталонного образца использовался аморфный SiO_2 (кварц). В экспериментах определялись эффективные значения константы скорости совместной гетерогенной рекомбинации K_w атомов азота и кислорода. Эксперименты проводились в аэродинамической трубе ВАН-104 ЦАГИ. Высокочастотный индукционный нагрев газа обеспечивает получение высоких температур без загрязнения потока примесями. Стабильность и повторяемость режимов не хуже 97%, непрерывное время цикла испытаний до 20 минут [2]. Использовались режимы, получаемые со сверхзвуковым соплом на $M = 4$, с температурой и давлением торможения соответственно до 9000 К и 0.4 атм., скоростью потока плазмы ≈ 4.5 км/с. Для численного сопровождения эксперимента в рамках уравнений Навье-Стокса и химически неравновесной модели газовой среды проведено моделирование течений в сверхзвуковом сопле и рабочей части ВАН-104. Расчеты позволили получить дополнительные данные о составе потока и уточнить условия эксперимента на новых режимах.

Яркостная температура образцов измерялась пирометром на базе цифровой ПЗС камеры VS-СТТ-285/Е/Р-2001 на длине волны 890 нм и тепловизором Тандем VS-415U на 650 нм. Спектральная температура и излучательная способность определялись по спектру теплового излучения образцов, регистрируемого с помощью спектрографа Ocean Optics USB2000+. Значения излучательной способности образцов и яркостной температуры позволили определить термодинамическую температуру образцов.

Образцы устанавливались на специальных поддерживающих устройствах из высокотемпературных теплоизоляторов, позволивших провести исследования при температурах до ≈ 3000 К. Все образцы при нагревании приобретали высокую каталитическую активность. Наиболее высокие значения $K_w = 40 \pm 4$ и 33 ± 5 м/с соответственно у поликристалла $\text{ZrO}_2 \cdot 10\text{Y}_2\text{O}_3$ и кристалла $\text{ZrO}_2 \cdot 5\text{Y}_2\text{O}_3$ при максимальной полученной температуре 2839 К. При таких температурах нет адсорбированных частиц и классические схемы гетерогенной рекомбинации Или-Райдила и Ленгмюра-Хиншельвуда не могут реализоваться. По крайней мере, у этих образцов имеет место новый механизм гетерогенной рекомбинации атомов азота и кислорода, по-видимому, связанный с встраиванием атомов в кристаллическую решетку поликристалла $\text{ZrO}_2 \cdot 10\text{Y}_2\text{O}_3$ и монокристалла $\text{ZrO}_2 \cdot 5\text{Y}_2\text{O}_3$ с последующей их рекомбинацией, как ранее отмечалось для ряда поликристаллов оксидов и нитридов гафния и циркония [3-5].

Исследование выполнено при поддержке гранта РФФИ № 22-19-00352.

Литература:

1. И.В. Егоров, Б.Е. Жестков, В.В. Шведченко. Определение каталитической активности материалов при высоких температурах в гиперзвуковой трубе ВАН-104. Ученые записки ЦАГИ. 2014, т. XLV, № 1, с. 3-13.
2. Б.Е. Жестков. Исследование термохимической устойчивости теплозащитных материалов. Ученые записки ЦАГИ. 2014, т. XLV, № 5, с. 62-77.
3. A.V. Vaganov, B.E. Zhestkov, Yu.B. Lyamin, V.Z. Poilov, E.N. Pryamilova. Methodology of investigation of ultra high temperature ceramics thermochemical stability and catalycity. Report at XVIII ICMAR, Perm, 27.06-03.07.2016. ICMAR 2016 Abstracts, Part II, p. 217-218.
4. Б.Е. Жестков, М.Л. Ваганова, Ю.Е. Лебедева, О.Ю. Сорокин, П.Н. Медведев. Влияние воздействия высокоскоростного потока азота на структуру и химический состав высокотемпературного покрытия на композиционном SiC материале. Теплофизика высоких температур. 2018, т. 56, № 3, с. 395-398.
5. Е.Н. Каблов, Б.Е. Жестков, Д.В. Гращенков, О.Ю. Сорокин, Ю.Е. Лебедева, М.Л. Ваганова. Исследование окислительной стойкости высокотемпературного покрытия на ККМ в условиях воздействия высокоэнтальпийного потока. Теплофизика высоких температур. 2017, т. 55, № 6, с. 704-711.

ТЕПЛОВОЙ ПОТОК В СИЛЬНО РАЗРЕЖЕННОМ ГАЗЕ

Е.А. Жук (ИАЛТ МФТИ, г. Жуковский)

Обтекается пластина потоком сильно разреженного газа со скоростью u_∞ (n_∞, T_∞ - плотность и температура газа). Пластина расположена в начале координат ($x = 0$) и колеблется с частотой ω ($u_w = u_0 \cos \omega t$). Требуется определить тепловой поток к стенке. Число Кнудсена, определяемое как отношение частоты колебаний пластины к частоте столкновений молекул, существенно больше единицы ($Kn = \omega/\nu_{ст}$). В этом случае рассматривается свободномолекулярное течение газа. Будем считать, что отражение молекул от пластины – диффузное с температурой стенки T_w . Тогда функции распределения молекул, летящих к стенке и отраженных от нее по скоростям, имеют вид [1]

$$\begin{aligned} f_\infty &= n_\infty (\pi v_m^2)^{-\frac{3}{2}} \exp(-(v - s_\infty)^2), \xi_x > 0, \\ f_w &= n_w (\pi v_m^2 T_\infty / T_w)^{-3/2} \exp(-v^2 T_\infty / T_w), \xi_x < 0 \end{aligned} \quad (1)$$

Входящий в это выражение параметр n_w определяется из условия непротекания, то есть скорость газа, перпендикулярная пластине, равна скорости пластины

$$n(0, t) u_w = \int_{\xi_x > 0} \xi_x f_\infty d\xi + \int_{\xi_x < 0} \xi_x f_w d\xi, \quad n(0, t) = \int_{\xi_x > 0} f_\infty d\xi + \int_{\xi_x < 0} f_w d\xi \quad (2)$$

Вычисляя интегралы (2), получаем

$$\begin{aligned} n_w &= n_\infty \left[\chi(s_\infty) - \sqrt{\pi} s_w (1 + \operatorname{erfs}_w) \right] \left[\sqrt{\frac{T_w}{T_\infty}} \chi \left(-s_w \sqrt{\frac{T_\infty}{T_w}} \right) + \sqrt{\pi} s_w \left(1 - \operatorname{erfs}_w \sqrt{\frac{T_\infty}{T_w}} \right) \right]^{-1} \\ v_m &= \sqrt{\frac{2kT_\infty}{m}}, \quad s_\infty = \frac{u_\infty}{v_m}, \quad s_w = \frac{u_w}{v_m}, \quad s_w = s_0 \cos \omega t, \quad \chi(x) = \exp x^2 + \sqrt{\pi} x (1 + \operatorname{erfx}) \end{aligned} \quad (3)$$

Тепловой поток к стенке равен

$$q = \frac{m}{2} \int_{\xi_x > 0} \xi_x \xi^2 f_\infty d\xi + \frac{m}{2} \int_{\xi_x < 0} \xi_x \xi^2 f_w d\xi \quad (4)$$

Интегрируя (4), получим, что выражение для коэффициента теплопередачи (тепловой поток, деленный на тепловой напор $\rho_\infty u_\infty^3 / 2$) имеет вид

$$\begin{aligned} c_h &= (2\sqrt{\pi} s_\infty^3)^{-1} \{ [(s_\infty^2 + 5/2) \chi(s_\infty) - \exp(-s_\infty^2) / 2] - \\ &\quad - n_w / n_\infty (T_w / T_\infty)^{3/2} [(s_w^2 T_\infty / T_w + 5/2) \chi(-s_w \sqrt{T_\infty / T_w}) - \exp(-s_w^2 T_\infty / T_w) / 2] \} \end{aligned} \quad (5)$$

Рассмотрим случай, когда скорости газа очень велики $s_\infty \gg 1$, а скорость движения пластины много меньше скорости звука $s_w \ll 1$ (звуковые колебания), тогда

$$n_w = 2n_\infty \sqrt{\pi m / (2kT_w)} (u_\infty - u_w), \quad c_h = 1 - 2T_w / T_\infty (s_\infty - s_w) / s_\infty^3 \quad (6)$$

Усредняя это выражение по периоду колебаний пластины, получаем такую формулу для коэффициента теплопередачи, как если бы пластина не колебалась [1]. То есть звуковые колебания не влияют на теплопередачу в высокоскоростном потоке разреженного газа.

Рассмотрим случай $s_\infty \gg 1$ и $s_w \sim 1$

$$\begin{aligned} n_w &= n_\infty 2\sqrt{\pi} (s_\infty - s_w) \left[\sqrt{T_w / T_\infty} \chi(-s_w \sqrt{T_\infty / T_w}) + \sqrt{\pi} s_w (1 - \operatorname{erfs}_w \sqrt{T_\infty / T_w}) \right]^{-1} \\ c_h &= 1 - (s_\infty - s_w) \left(t_w \frac{\gamma - 1}{\gamma} \right)^{3/2} \frac{(s_w^2 T_\infty / T_w + \frac{5}{2}) \chi(-s_w \sqrt{T_\infty / T_w}) - \frac{1}{2} \exp(-s_w^2 T_\infty / T_w)}{\sqrt{T_w / T_\infty} \chi(-s_w \sqrt{T_\infty / T_w}) + \sqrt{\pi} s_w (1 - \operatorname{erf}(s_w \sqrt{T_\infty / T_w}))} \end{aligned} \quad (7)$$

Здесь t_w - температурный фактор, γ - отношение теплоемкостей.

Усредняя величину коэффициента теплопередачи c_h по периоду колебаний пластины, получаем его зависимость от величины амплитуды скорости.

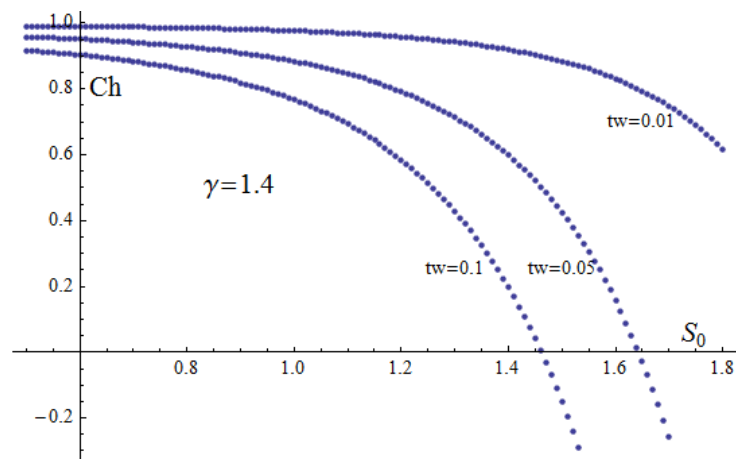


Рис. 1. Зависимость величины коэффициента теплопередачи от амплитуды скорости для разных температурных факторов

Выводы:

1. Звуковые колебания пластины не влияют на теплопередачу при ее обтекании высокоскоростным потоком газа.
2. Если пластина колеблется с большой максимальной скоростью, то тепловой поток к поверхности пластины может быть существенно снижен.

Литература:

1. Коган М.Н. Динамика разреженного газа. "Наука", 1967, 440 с.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕХАНИЗАЦИИ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ ЛАМИНАРНОГО КРЫЛА БОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ

Е.А. Заварзина, В.Б. Курилов, А.И. Сахарова (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В силу ужесточающихся требований авиационных властей по всему миру по шуму и эмиссии вредных веществ в последние годы возрос интерес к рассмотрению нетрадиционных компоновок пассажирских самолетов. Одной из таких перспективных компоновок представляется проект самолета с ламинарным крылом большого удлинения и двигателями, расположенными на верхней поверхности крыла.

Важной задачей при проектировании ламинарного крыла является разработка его эффективной взлетно-посадочной механизации, т.к. эффект от ламинаризации обтекания может быть нивелирован увеличением площади крыла при недостатке несущих свойств. Установка предкрылка при этом невозможна.

В данной работе исследованы способы повышения эффективности щитка Крюгера как элемента механизации передней кромки ламинарного крыла. Предыдущие исследования тематической полумодели с крылом малой стреловидности показали, что несущие свойства ограничены ранним развитием отрыва потока вблизи фюзеляжа. При помощи RANS-методов были исследованы различные способы улучшения обтекания, включая различной ширины вставки щитка. Экспериментальные исследования полумодели в АДТ Т-128 в диапазоне $Re=2-8$ млн подтвердили эффективность большинства предложенных вариантов. Наибольший прирост несущих свойств составил $\Delta C_{y_{max}}=0.23$ и $\Delta \alpha_{кр} \sim 4^\circ$.

КОНЦЕПЦИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ВКЛА С ОСТАНАВЛИВАЕМЫМ В ПОЛЁТЕ НЕСУЩИМ ВИНТОМ-КРЫЛОМ

Д.П. Зиновьев, В.П. Горбань, В.С. Крымский, Б.С. Крицкий, Р.М. Миргазов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Задача сочетания в одном летательном аппарате возможностей вертолета (вертикальный взлет, висение и т.п.) и самолета (большая скорость полета, дальность, продолжительность) всегда привлекала внимание авиационных специалистов.

В данной работе рассматривается, предлагаемая ЦАГИ, концепция ВКЛА с останавливаемым в полёте несущим винтом-крылом. Такой аппарат осуществляет вертикальный взлет в вертолетной конфигурации, затем, после достижения определенной скорости полета,

несущий винт переводится на режим авторотации, тормозится и останавливается. После этого несущий винт представляет собой неподвижное крыло и полет продолжается в самолетной конфигурации. Перед посадкой преобразование конфигураций осуществляется в обратном порядке.

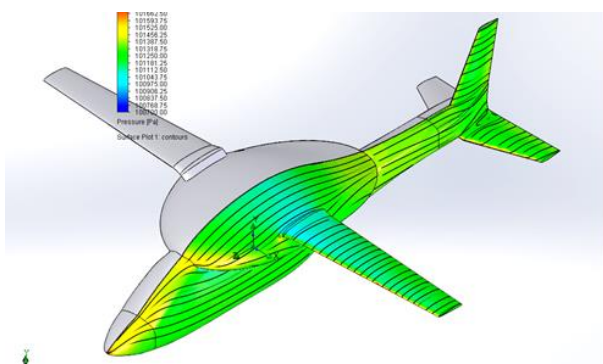


Рис. 1. Облик «самолетной» конфигурации

Результаты расчетных и экспериментальных исследований по этой теме, проведенных в ЦАГИ в течение нескольких лет, позволяют прогнозировать возможность создания ПВКЛА, сочетающих хорошие характеристики на вертолетных режимах полета и высокую скорость и/или экономичность на самолетных режимах (рис. 1).

В ходе работ был исследован ряд вариантов несущей системы (рис. 2), отличающихся числом лопастей (от 2 до 4), эффективным заполнением несущей системы (от 0,086 до 0,505), ориентацией лопастей относительно потока (для 4-х лопастного

варианта – ориентация X и +, для 3-х лопастного – варианты с прямой и обратной стреловидностью лопастей).

Максимальное аэродинамическое качество достигается на двухлопастной конфигурации несущей системы (рис. 3). Однако окончательный выбор конфигурации должен определяться требуемыми характеристиками и задачами аппарата.

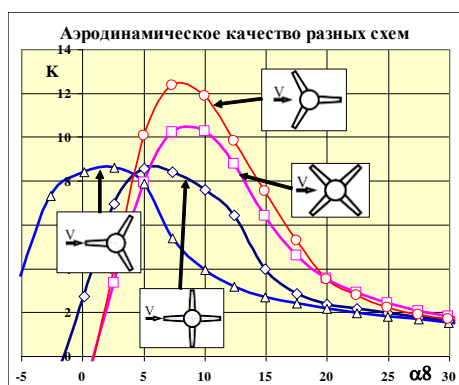


Рис. 2. Аэродинамическое качество разных схем

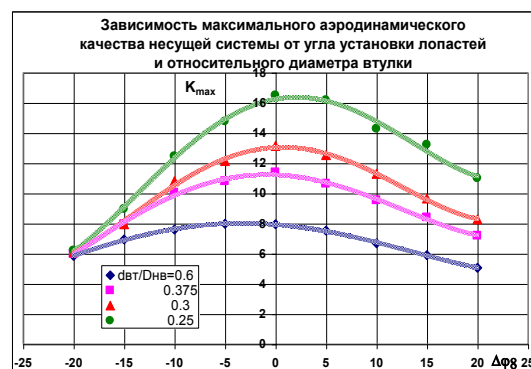


Рис. 3. Характеристики 2-хлопастного варианта несущей системы ПВКЛА

Большой объем исследований был посвящен наиболее проблемным вопросам обеспечения балансировки и необходимых запасов управления по крену на режимах преобразования несущей системы из вертолетной конфигурации в самолетную и обратно. Полученные результаты показывают принципиальную возможность решения этой задачи.

О РЕГИСТРАЦИИ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ТЕПЛОВЫХ ПОЛЕЙ В ТЕЧЕНИЯХ В УДАРНОЙ ТРУБЕ НА ОСНОВЕ ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ИК ТЕРМОГРАФИИ

И.А. Знаменская, Е.А. Карнозова, А.Е. Луцкий, М.И. Муратов
(МГУ им. М.В. Ломоносова, г. Москва)

Несмотря на быстрое развитие тепловизионной техники, её использование в нестационарных задачах газодинамики по-прежнему ограничено. Основную массу проводимых в мировой науке исследований составляют работы по качественной регистрации ламинарно-турбулентного перехода, а также измерения тепловых потоков с внешних поверхностей обтекаемых тел. Для этих целей используются ЖК покрытия, TSP (Temperature Sensitive Paint) покрытия, датчики теплового потока, основанные на поперечном эффекте Зеебека, а также тепловизионная техника. Наибольшее распространение термография получила в задачах,

связанных с исследованием конвективного теплообмена при стационарных и нестационарных процессах в аэродинамических трубах [1].

Экспериментальная установка, использованная в данной работе, состояла из классической однодиафрагменной двухсекционной ударной трубы, пьезоэлектрических датчиков системы измерения числа Маха и комплекса тепловизионной регистрации. В качестве толкающего газа использовался гелий, рабочего – воздух. В зависимости от выбранной диафрагмы и степени откачки из камеры низкого давления исследовались течения с числами Маха $M = 2.0 - 4.5$.

Эксперименты заключались в регистрации панорамных тепловых картин сквозь прозрачные в ИК диапазоне кварцевые стекла в стационарном газе, а также после прохождения ударной волны по каналу ударной трубы и дифракции на препятствии. Использовалась высокоскоростная тепловизионная камера: Telops FAST M200 (с рабочим диапазоном 1.5 - 5.1 мкм). Камера располагалась на расстоянии 25 - 30 см от стенки канала. Снижение пространственного разрешения камеры позволило проводить тепловизионную съемку на частоте до 2000 кадров/с. Длительность каждой съемки составляла несколько десятков миллисекунд, время интеграции варьировалось в диапазоне 0.1 - 1 мс. Запуск тепловизионной съемки осуществлялся автоматически от одного из пьезодатчиков давления либо вручную.

Для анализа нагрева и остывания поверхностей канала исследовалось распределение теплового излучения в случаях газодинамической дифракции набегающего потока на прямоугольном выступе (Рис. 1), а также при воздействии на высокоскоростной поток плоского скользящего распределенного разряда (плазменного листа) с длительностью тока 300–500 нс [2].

Проведено также численное моделирование (Рис. 2) газодинамики процесса дифракции УВ на препятствии (уравнения Навье-Стокса) и сопоставление расчетных полей температуры с данными термографической визуализации.

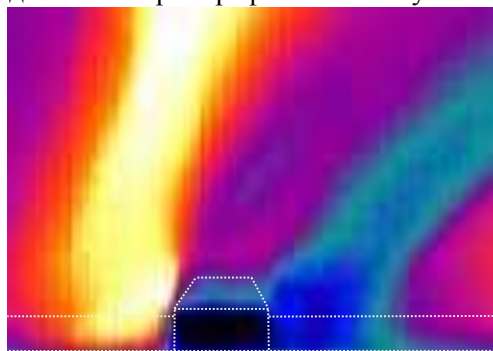


Рис. 1. Инфракрасное изображение распределения тепловых полей для числа Маха $M = 3,0$

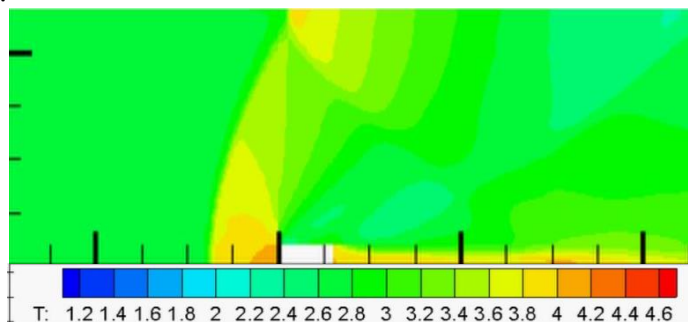


Рис. 2. Расчет взаимодействия УВ с прямоугольным препятствием в терминах температуры

Литература:

- [1]. Знаменская И.А. Методы панорамной визуализации и цифрового анализа теплофизических полей. Обзор // Научная визуализация. Т. 13. № 3 (2021)
- [2]. Знаменская И.А., Коротеева Е.Ю., Карнозова Е.А., Кули-Заде Т.А. Динамика тепловых потоков нагретой импульсным сильноточным разрядом области канала // М.: Теплофизика высоких температур. Т. 60. № 5. с. 1-8 (2022)

ВЛИЯНИЕ СЖИМАЕМОСТИ НА ОБТЕКАНИЕ ПОЛУКРУГОВОГО ПРОФИЛЯ С ДВУМЯ ВИХРЕВЫМИ ЯЧЕЙКАМИ ПРИ ЩЕЛЕВОМ ОТСОСЕ НА НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ

С.А. Исаев, Д.В. Никущенко (СПбГМТУ, г. Санкт-Петербург), А.Г. Судаков (СПбГУ ГА, Санкт-Петербург), А.Е. Усачов (МК ФАУ «ЦАГИ, г. Москва)

Управление обтеканием толстых профилей с помощью вихревых ячеек (ВЯ) предложено в проекте летательного аппарата ЭКИП (Экология И Прогресс) интегральной компоновки (летающее крыло) при организации отсоса со стороны центральных тел в четырех эллиптических кавернах на тыльной стороне профиля толщиной 37% [1]. ВЯ обеспечивают близкое к безотрывному обтеканию профиля и достижение высокого C_u порядка 2.5. В [2] рассмотрена форма полукругового цилиндра с круговой ВЯ со щелевым отсосом и истечением струи в донную область за профилем. Также в [2] рассчитано обтекание утолщенного профиля MQ с ВЯ сжимаемым потоком воздуха и проанализировано явление бафтинга. Для толстых профилей кризис сопротивления наблюдается при умеренных числах Маха, в частности для профиля ЭКИП $M_{кр}$ оказывается порядка 0.45-0.5. Поэтому в [3] предложена концепция

гибридного аэростатического аппарата с повышенным аэродинамическим качеством за счет ВЯ. Данное исследование является развитием работы [4], где при низкоскоростном обтекании полукругового цилиндра ($M=0$) под нулевым углом атаки для двух ВЯ достигнут C_u компоновки порядка 5-6. Рассматривается вариант расположения центров ВЯ на относительных расстояниях 0.6 и 0.8, отсчитываемых от задней кромки. На Рис.1 представлены зависимости аэродинамических коэффициентов C_x , C_u , K от числа Маха M при фиксированном числе Рейнольдса 5×10^4 .

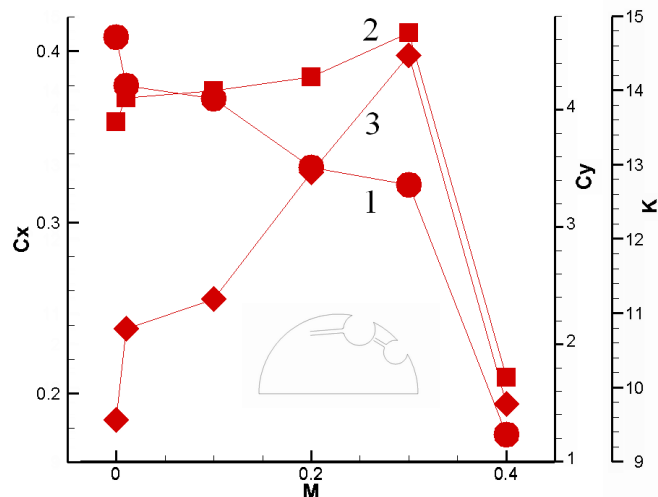


Рис. 1. Зависимости C_x (1), C_u (2) и K (3) от числа Маха набегающего потока

Как и в [2] показано, что с ростом M аэродинамические характеристики (АДХ) улучшаются, причем C_u возрастает с 4 до 5, а K от 10 до 15 при изменении M от 0 до 0.3. Однако с увеличением M свыше 0.3 наблюдается резкое ухудшение АДХ, связанное с отключением второй, близкой к задней кромке ВЯ и переходом к нестационарному течению в следе за профилем.

Литература:

1. Управление обтеканием тел с вихревыми ячейками в приложении к летательным аппаратам интегральной компоновки (численное и физическое моделирование) / Под редакцией А.В.Ермишина и С.А.Исаева. М.: МГУ, 2003. 360с.
2. Аэродинамика утолщенных тел с вихревыми ячейками. Численное и физическое моделирование / Под ред. С.А. Исаева. СПб.: Изд-во Политех. ун-та, 2016. 215 с.
3. Исаев С.А., Митрофович В.В., Сустин С.А., Усачов А.Е. Разработка концепции беспилотного гибридного аэростатического летательного аппарата с повышенными аэродинамическими качествами // Труды XXXI научно-технической конференции по аэродинамике. Московская обл., ЦАГИ, 2020. С.115-116.
4. Исаев С.А., Баранов П.А., Судаков А.Г., Попов И.А., Усачов А.Е. Управление обтеканием полукругового профиля под нулевым углом атаки при отсосе в одной и двух вихревых ячейках для достижения экстремальной подъемной силы // Письма в ЖТФ. 2017. Т.43. вып. 24. С.53-58.

ИНФОРМАТИВНОСТЬ ВИЗУАЛИЗАЦИИ ПРОЦЕССОВ РАЗДЕЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ

*М.И. Исай, В.А. Каримов, Е.В. Кузнецов, И.В. Морозова, Н.В. Титоренко
(ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)*

Научная визуализация позволяет получить наглядное представление об основных этапах движения авиационного груза относительно носителя в процессе разделения [1], но не позволяет сделать количественную оценку, а иногда приводит к неоднозначному истолкованию полученных результатов. То, что автору кажется очевидным, другими воспринимается иначе.

Например, рассматривается модельная задача отделения авиационного груза от носителя, где авиационный груз в свободном движении имеет тенденцию к кабрированию. Интерактивная сцена процесса разделения на рис. 1 показывает, что процесс разделения происходит без соударения, но не позволяет оценить расстояние между носителем и авиационным грузом. Для получения более точного представления необходимо знать расстояние между плоскостью носителя и точкой на поверхности авиационного груза, находящейся ближе всего к носителю (R_{\min}) [2], с течением времени. Рис. 2. дополняет интерактивную сцену количественными

результатами, полученными с помощью математического моделирования динамики движения носителя и груза, что позволяет однозначно оценивать процесс разделения.

Для повышения информативности при исследовании процессов разделения графический материал в 3D-виде необходимо дополнять материалами, позволяющими однозначно оценивать процесс разделения.

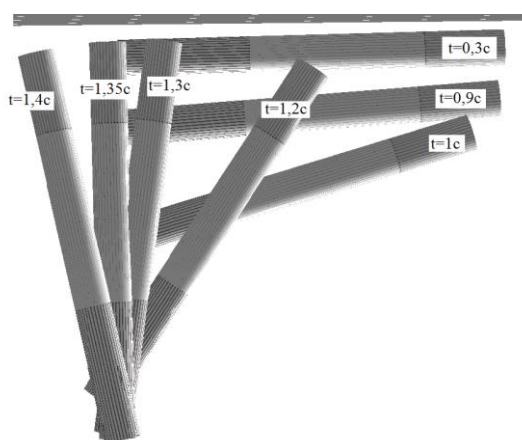


Рис. 1. Интерактивная сцена процесса разделения

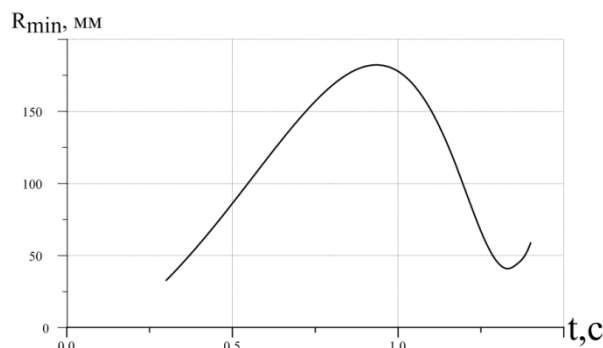


Рис. 2. Минимальные расстояния

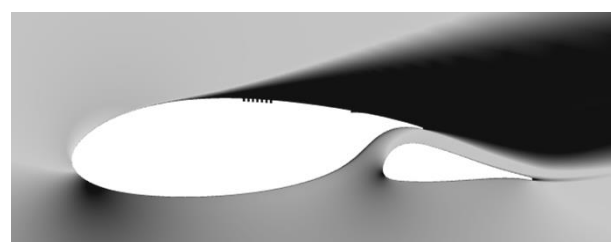
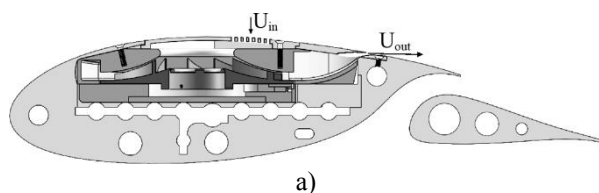
Литература:

1. А.В. Каримов, Е.В. Кузнецов, И.В. Морозова, Н.В. Титоренко. Научная визуализация процессов разделения авиационных комплексов. Материалы XXXII научно-технической конференции по аэродинамике. ЦАГИ, 2021г.
2. И.В. Морозова, В.И. Садчиков. Методика оценки безопасности разделения двух летательных аппаратов, основанная на определении наименьшего расстояния. Материалы XXVIII научно-технической конференции по аэродинамике. ЦАГИ, 2017г.

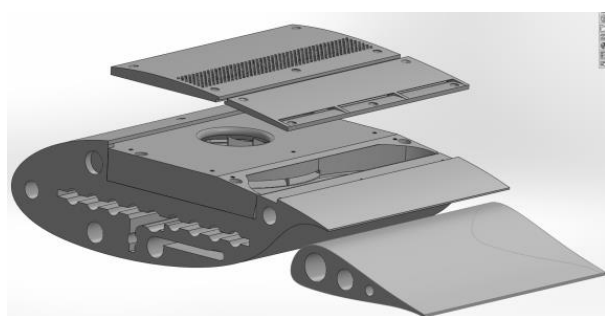
ВОЗДЕЙСТВИЕ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО АКТУАТОРА НА ОБТЕКАНИЕ ДВУХСЕКЦИОННОГО ПРЯМОУГОЛЬНОГО КРЫЛА

*И.А. Казаков, О.М. Карякин, А.Г. Наливайко, М.В. Устинов, Я.Ш. Флакман
(ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)*

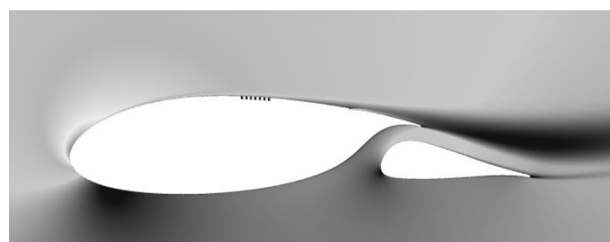
Рассмотрено воздействия электромеханического актуатора на зоны отрыва и аэродинамические характеристики двухсекционного прямоугольного крыла. Работа является продолжением и развитием исследований, изложенных в [1]. Электромеханический актуатор предназначен для равномерного отсоса пограничного слоя на поверхности крыла и, затем, тангенциального выдува струи на нее. Особенность этого актуатора в том, что всасывание и выдув воздуха осуществляются одним и тем же миниатюрным центробежным компрессором, расположенным под поверхностью крыла. Модель прямоугольного крыла, предназначенная для испытаний в аэродинамической трубе Т-129 ЦАГИ, имела профиль П-2F-1-22, размах 600 мм, хорду 306 мм и две концевые аэродинамические шайбы. Использовался актуатор, состоящий из расположенных вдоль размаха крыла 4-х боксов, в каждом из которых находится компактный двигатель с крыльчаткой, которые и обеспечивают процесс отсоса-выдува в пограничном слое, см. рис. 1 а, б.



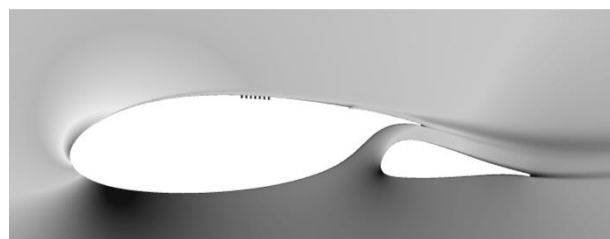
$\alpha = 20^\circ, U_{out} = 0 \text{ м/с}$



б)



$\alpha = 20^\circ, U_{out} = 40 \text{ м/с}$



$\alpha = 20^\circ, U_{out} = 80 \text{ м/с}$

в)

Рис. 1 Схема крыла (а) с актуатором в разрезе, (б) бокс крыла с элементами актуатора, (в) расчет обтекания крыла и управляющего воздействия электромеханического актуатора на него при скорости набегающего потока 40 м/с (U_{out} – скорость выдува струи)

На рис.1в проиллюстрирован расчет воздействия электромеханического актуатора на аэродинамические характеристики двухсекционного крыла. Видно, что применение актуатора, позволяет предотвратить отрыв потока и улучшить аэродинамические характеристики крыла. С ростом скорости выдува струи на поверхность, эффективность воздействия актуатора увеличивается.

Литература:

1. О.М. Карякин, А.Г. Наливайко, Н.В. Ростов, А.А. Успенский, М.В. Устинов, Я.Ш. Флакман. Повышение подъемной силы крыла с помощью миниатюрных исполнительных элементов // Сб. материалов школы-семинара «Модели и методы аэродинамики (ММА)», Сочи, сентябрь 2022г.

ВЛИЯНИЕ СПУТНОГО ПОТОКА НА ИНТЕГРАЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СОПЛА ВНЕШНЕГО РАСШИРЕНИЯ В ШТАТНЫХ СЛОЯХ АТМОСФЕРЫ

Ю.В. Каун, М.В. Чернышов

(БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург)

Данное исследование направлено в первую очередь на обоснование использования схемы штыревого профилированного сопла. Проведен численный расчет модернизированной схемы сопла внешнего расширения с перфорированной вставкой. Для сравнительного анализа была выбрана апробированная схема энергетической установки. Была проанализирована тяговая характеристика, как один из основных показателей эффективности устройства выведения на орбиту полезной нагрузки.

В последние годы возобновился интерес к соплу, способном компенсировать разницу давлений в течении полета, как для ракетных, так и для авиационных двигателей [2–6]. Однако, в то время как отрыв потока в перерасширенных плоских или конусообразных идеальных и оптимизированных контурных соплах широко исследовался для выяснения явления отрыва пограничного слоя и ударных взаимодействий, соплам внешнего расширения (штыревым соплам) уделялось мало внимания.

В рамках данной работы рассматривается ситуация, когда расстояние отхода ударной волны много больше длины летательного аппарата. В данном случае течение рассматривается в конфигурации «отошедшая ударная волна – летательный аппарат – струя». [7].

Ранее был проведен первичное численное моделирование течения газа по соплу широкодиапазонного ракетного двигателя со сплошным или перфорированным центральным телом [8]. В качестве рабочего газа был выбран воздух с использованием модели идеального газа. Однако для получения более полной картины течения в окрестности штыревого сопла была выбрана реальная топливная пара. Проанализировав все параметры топливных пар, перекись водорода и гидразина в качестве смеси лучший выбор с точки зрения эффективности

использования и экологичности. Перекись водорода – давно известное унитарное топливо, которое зарекомендовало себя прекрасным окислителем с высокими удельными характеристиками. Гидразин и перекись водорода при сгорании совершенно не выделяют углекислый газ, что не навредит экологии при запуске двигателя.

Установлено, что сумма сил давления и трения по поверхности осесимметричного сопла с центральным телом с увеличением степени нерасчетности, начиная с некоторой ее величины, не изменяется. Эта величина близка к степени нерасчетности, при которой сопло Лавала с той же степенью расширения является расчетным.

Благодарность!

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (НИР Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (НИР договор FZWF-2020-0015, № государственной регистрации АААА-А20- 1200052690012-2).

Литература

1. Семенов В.В., Иванов И.Э., Крюков И.А. Регулирование высотности сопла с большой степенью расширения // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2015. № 40. С. 5-21.
2. Ключников В.Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса. Ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты. Часть 2 // Aerospace Sphere Journal. 2019. № 4 (101). С. 64-75.
3. Bauer S.X.S., Hensch M.J. Alleviation of side force on tangent-ogive forebodies using passive porosity // Journal of Aircraft. 1994. Vol. 431. No. 2. Pp. 354-361.
4. Wartemann V., Luedeke H., Sandham N. Numerical Investigation of Hypersonic Boundary-Layer Stabilization by Porous Surfaces // AIAA Journal. 2012. Vol. 50. Issue 6. Pp. 1281-1290.
5. Лукашевич С.В., Морозов С.О., Шиплюк А.Н. Экспериментальное исследование влияния параметров пассивного пористого покрытия на развитие возмущений в гиперзвуковом пограничном слое // Письма в Журнал технической физики. 2012. Т. 38. Вып. 23. С. 83-88.
6. Longo J.M.A., Turner J., Weihs H. SHEFEX II, Aerodynamic Re-Entry Controlled Sharp Edge Flight Experiment // Proceedings of the 6th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, ESA SP-659, Versailles, France. 2008. 8 p.
7. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М.: Дрофа, 2003. 840 с.
8. Миронов С.Г., Цырюльников И.С. Способ управления обтеканием сверхзвукового летательного аппарата // Патент на изобретение RUS 2621195 C1, 01.06.2017.
9. Maslov A.A., Mironov S. G., Poplavskaya T. V., Kirilovskiy S. V. Supersonic flow around a cylinder with a permeable high-porosity insert: experiment and numerical simulation // Journal of Fluid Mechanics. 2019. Vol. 867. Pp. 611-632.

ДИСКРЕТНЫЙ ПОДХОД К МОДЕЛИРОВАНИЮ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ВРАЩАЮЩЕЙСЯ СФЕРЫ В РЕЖИМЕ БОЛЬШИХ ПЕРЕОХЛАЖДЕННЫХ КАПЕЛЬ

А.В. Кашеваров, А.Л. Стасенко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Моделирование обледенения элементов конструкции летательного аппарата представляет собой довольно сложную задачу ввиду разнообразных условий обледенения и многих физических явлений его сопровождающих. Известные и широко используемые численные коды для предсказания пространственно-временной эволюции наледи, как правило, предполагают непрерывный поток массы капель на обледеневающее тело. Это приводит к гладкой поверхности слоя льда, в то время как реальные ледяные отложения чаще всего являются шероховатыми. Шероховатость во многих случаях можно объяснить дискретным и случайным характером попадания переохлажденных капель на поверхность. Работы, использующие дискретно-стохастический подход, довольно редки.

В [1] нами была развита дискретно-капельная модель обледенения цилиндра за счет больших переохлажденных капель. При соударении такой капли с поверхностью происходит потеря части массы капли из-за ее расплескивания. На основе имеющейся в литературе экспериментальной и расчетно-теоретической информации об этом явлении в [1] предложена интерполяция этих данных, учитывающая волновые сопротивления материалов сталкивающихся объектов. Предполагается, что при достаточно низкой температуре окружающей среды оставшаяся после удара часть массы капли расплющивается, а затем стягивается силами поверхностного натяжения прежде, чем замерзнуть, так что капли не успевают образовать жидкую пленку. Такой подход позволяет моделировать шероховатость отложений льда.

В случае вращения элементов конструкции ЛА, например, двигателей, математическое моделирование обледенения еще более усложняется. Эксперименты [2] с макетами вентиляторов ТВД свидетельствуют об образовании перьевидных сосулек на части поверхности

вращающегося центрального тела на некотором удалении от его вершины, а далее возникает свободная ото льда зона вследствие его срыва под действием центробежных сил.

Предложенный в [1] дискретно-капельный подход модифицирован в настоящей работе для моделирования обледенения вращающейся сферы. Меридиональное сечение отвердевшей на поверхности капли описывается двугловой кривой или более простым сечением сопутствующего конуса. В частности, определение параметров осесимметричной формы (например, капли, помещенной на экваторе вращающейся сферы) приводит к трансцендентному уравнению для отношения высоты и радиуса основания. При попадании капли в произвольную точку поверхности вращение тела приводит к вытягиванию отвердевающей капли и ее отрыву от поверхности. Приведены результаты численных исследований для набора управляющих параметров (линейной скорости потока и угловой скорости вращающейся сферы, размера и температуры переохлажденных капель), характерных для летных условий и наземных экспериментов.

Стохастика множества капель, бомбардирующих вращающуюся сферу, дает шероховатую наледь, влияющую на переход ламинарного течения в турбулентное и на теплообмен слоя льда.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ, проект 19-29-13024.

Литература:

1. Кашеваров А.В., Стасенко А.Л. Дискретно-капельный режим обледенения цилиндра в поперечном переохлажденном потоке // ЖТФ. 2020. Т.90. № 1. С. 46–52.
2. Li L., Hu H. An experimental study of dynamic ice accretion process on aero-engine spinners // 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. 2017. AIAA 2017-0551. 15 p.

ПРИМЕНЕНИЕ ЧИСЛЕННОГО РАСЧЕТНОГО И АНАЛИТИЧЕСКОГО МЕТОДОВ ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ ВЕРТИКАЛЬНОГО ПОРЫВА ВЕТРА НА УРОВЕНЬ ЗВУКОВОГО УДАРА

С.И. Коновалов, М.П. Новиков, В.Г. Юдин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Вопросу влияния скорости вертикального порыва ветра $V_{\text{п}}$ на высоте сверхзвукового полета летательного аппарата ЛА на громкость звукового удара у земли посвящена работа [1]. В настоящей работе представлено сравнение расчетных и полученных по уточненным формулам величин дополнительной громкости звукового удара у земли $\Delta L_{\text{хп}}$ вызванной вертикальным порывом ветра. Ранее при выводе формулы для $\Delta L_{\text{хп}}$ использовалось предположение о линейной зависимости скачка давления поперек ударной волны ΔP (магнитуды звукового удара) от подъемной силы для N-образной эпюры звукового удара. Уточненные формулы выведены с использованием результатов, изложенных в работах [2,3], когда ΔP зависит от двух членов: первый от распределения площади поперечного сечения ЛА по длине самолета, второй как корень квадратный от подъемной силы.

Проведены расчеты компоновки перспективного СГС с низким уровнем звукового удара на режимах разгона и ускорения при числах $M=1.4$; 1.6 ; и в крейсерском сверхзвуковом полёте при числе $M=1.8$ по программе Коваленко В.В. [4] при различных скоростях вертикального порыва ветра. Выполнено сравнение аналитических и расчетных данных по величине дополнительной громкости звукового удара у земли, вызванной вертикальным порывом ветра на высоте сверхзвукового полета летательного аппарата, изменением подъемной силы и вертикальной перегрузки $n_{\text{уп}}$ ЛА. Формулы дают хорошие результаты при изменении $n_{\text{уп}}$ в пределах $0.1 g$, что соответствует $V_{\text{п}}$ порядка 1 м/с . Вероятность вертикального порыва ветра определённой величины на заданной высоте берётся из работы [5]. Отметим, что при $M=1.4; 1.6$ формулы дают близкие значения к расчету при $V_{\text{п}} = 5 \text{ м/с}$. Однако при $M=1.8$ и $V_{\text{п}} = 1.5 \text{ м/с}$ численный расчет дает $\Delta L_{\text{хп}} = 1.5 \text{ дБ}$, а формула $\Delta L_{\text{хп}} = 0.16 \text{ дБ}$, т.е. на порядок меньше.

Литература:

1. Коновалов С.И. Метод учета влияния турбулентности атмосферы на громкость звукового удара у земли // Ученые записки ЦАГИ. 2022. Т. LIII, № 3, с. 20-28.
2. Walkden, F. The Shock Pattern of a Wing Body Combination, far from the Flight Path. The Aeronautical Quarterly, Vol. IX, p. 164, May 1958.
3. Jones, L. B. Optimisation of the Sonic Bang. English Electric Aviation Ltd. Aero. Tech. Memo. AM.28, October 1960.
4. Коваленко В.В., Чернышев С.Л. К вопросу о снижении звукового удара // Ученые записки ЦАГИ 2006. Т. 37 № 3 стр. 53–63.
5. Турбулентность в свободной атмосфере. – Л.: Гидрометеиздат. 1976. 352с.

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ СВЕРХЗВУКОВЫХ КОНЦЕВЫХ ВИХРЕЙ С ПОВЕРХНОСТЯМИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Т.В. Константиновская, А.Е. Луцкий (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва)

Обтекание летательных аппаратов (ЛА), как правило, сопровождается образованием многочисленных вихревых структур. Важным случаем вихревых структур являются концевые вихри. Свойства концевых вихрей и их взаимодействие с различными объектами активно изучаются, практически, с момента возникновения авиации. Основное внимание уделялось свойствам дозвуковых вихрей в задачах безопасности полетов гражданской авиации [1-2]. Концевым вихрям на сверхзвуковых режимах полета вплоть до настоящего времени было уделено значительно меньшее внимание - [3-5] и приведенную там библиографию). Наименее изученным к настоящему времени остается вопрос о взаимодействии сверхзвуковых концевых вихрей с поверхностями, расположенными под небольшими углами к оси вихря. Для течений несжимаемой жидкости с небольшими скоростями (10-20 м/с) были получены довольно интересные результаты [6].

В представленной работе рассматривается сверхзвуковое обтекание тандема крыльев (вихрегенератор и основное крыло) при $M_\infty = 3$ и $Re = 10^7$ в двух конфигурациях, отличающихся вертикальным расположением вихрегенератора. Для описания трехмерных турбулентных течений сжимаемого газа используется система нестационарных осредненных по Фавру уравнений Навье–Стокса (URANS). Турбулентная вязкость определяется согласно модели турбулентности Спаларта–Аллмараса. Для идентификации вихревых структур в потоке применяется Лютекс-критерий (Liutex) [7].

Установлено, что на начальном участке взаимодействия концевой вихрь рассекается крылом на 2 вихря с одинаковым направлением вращения. Далее вниз по потоку происходит формирование вторичных вихрей. В рассмотренных режимах наблюдается 5-6 вторичных вихрей. Вторичные вихри достаточно быстро диссипируют. На расстоянии 5 хорд от задней кромки отчетливо наблюдается только 1 основной вихрь. Факт образования вторичных вихрей имеет качественное согласие с упомянутыми экспериментальными данными [6] для течений несжимаемой жидкости. Описанные выше особенности влияют на параметры обтекания основного крыла. В частности, существенно меняется по сравнению с обтеканием невозмущенным потоком распределение давления. Соответственно меняются аэродинамические характеристики основного крыла. Наблюдается некоторое снижение сопротивления по сравнению с обтеканием невозмущенным потоком, а также формирование нормальной силы.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда, проект № 22-21-00470.

Литература:

1. А.С. Гиневский, А.И. Желанников. Вихревые следы самолетов. – М.: Физматлит, 2008, 172 с.
2. В.В. Вышинский, Г.Г. Судаков. Вихревой след самолета и вопросы безопасности полетов // Труды МФТИ, 2009, 1(3), с. 73–93.
3. V.Ya. Borovoy, T.V. Kubyshina, A.S. Skuratov, L.V. Yakovleva. Vortex in a Supersonic Flow and its Influence on Blunt Body Flow and Heat Transfer // Fluid Dynamics, 2000, 35, p. 682–691.
4. A.S. Shmakov, A.M. Shevchenko, A.A. Yatskikh, Yu.G. Yermolaev. Mass flow and its pulsation measurements in supersonic wing wake // AIP Conference Proceedings 1770, 030019, 2016
5. V.E. Borisov, A.A. Davydov, T.V. Konstantinovskaya, A.E. Lutsky, A.M. Shevchenko, A.S. Shmakov. Numerical and experimental investigation of a supersonic vortex wake at a wide distance from the wing // AIP Conference Proceedings 2027, 030120, 2018.
6. C. Chen, Z. Wang, I. Gursul. Experiments on tip vortices interacting with downstream wings // Experiments in Fluids, 2018, 59(5):82, 24 p.
7. C. Liu, Y. Gao, X. Dong, Y. Wang, J. Liu, Y. Zhang, X. Cai, N. Gui. Third generation of vortex identification methods: Omega and Liutex/Rortex based systems // J. Hydrodyn., 2019, 31(2), p. 205–223.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА СИСТЕМЫ ЦИФРОВОГО МОНИТОРИНГА НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ В СОСТАВЕ

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ В ТРАНСЗВУКОВОЙ АДТ

А.А. Копылов, А.А. Никуленко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Большинство экспериментов в аэродинамических трубах ЦАГИ проводится на так называемых традиционных, (весовых, дренированных и т.д.) моделях летательных аппаратов. Все они, во время экспериментов от набегающего потока воздуха, испытывают на себе воздействие динамических и статических нагрузок. Для гарантированного выдерживания этих

нагрузок, в конструкции моделей, во время расчета их на прочность, закладываются трёх или четырёх кратные запасы прочности. Кратность зависит от того в какой аэродинамической трубе будут проводиться исследования.

Наряду с проведением экспериментов на традиционных моделях также существует необходимость в проведении исследований на моделях самолетов с заниженными запасами прочности ($\eta = 1,5 \dots 3$), которые требуются при исследованиях в аэродинамических трубах различных явлений. Заниженные запасы прочности в моделях объясняются следующими причинами:

- Особенность аэродинамических компоновок моделей, в которой имеются элементы (крыло, вертикальное и горизонтальное оперение), с малыми толщинами. Причем, увеличение толщин недопустимо из-за внесения искажений в обтекание моделей потоком воздуха;

- Необходимость в проведении экспериментов на так называемых упруго-подобных аэродинамических моделях, в которых закладывание трех или четырёх кратных запасов прочности приводит к недопустимому увеличению жесткости их конструкции, лишая тем самым модели необходимых упруго-подобных свойств.

- Компоновочные ограничения: большие вырезы внутри модели для размещения в них оборудования.

В связи с недостаточными запасами прочности моделей, проведение на них исследований сопряжено с риском их повреждения, а попавшие в поток воздуха элементы могут существенно повредить экспериментальную установку. В этом случае необходимо иметь, систему контроля, которая, при возникновении динамических нагрузок сможет предотвратить их негативные последствия. Для решения данной задачи разработана система цифрового мониторинга напряженно деформированного состояния (НДС), в функции которой входит:

- Отслеживание уровня напряжений, возникающих в конструкции от динамических нагрузок;

- Отслеживание значений частот и амплитуд резонансных колебаний и автоколебаний моделей, возникающих на них из-за обтекания неравномерным потоком воздуха, и срывами с несущих аэродинамических поверхностей модели;

- Подача управляющего сигнала на автоматическое регулирование скорости потока воздуха или аварийную остановку эксперимента.

Был проведен первый этап отработки системы цифрового мониторинга на консоли крыла, аэродинамической полумодели пассажирского самолета, представляющей собой фюзеляж длиной 4,3 метра и консоль крыла с размахом 2 метра. Для этого на консоли крыла были наклеены тензодатчики, для отслеживания напряжений и закреплены датчики перемещений, для отслеживания вибраций. Датчики при помощи проводов соединялись к электронным устройствам, предназначенными для обработки, и регистрации сигналов, поступающих от самих датчиков. При этом места установки датчиков были определены при помощи расчетных программ.

О ПЕРЕМЕЖАЕМОСТИ ПОЛЕЙ ТУРБУЛЕНТНЫХ ПУЛЬСАЦИЙ В ДОЗВУКОВОЙ СТРУЕ

В.Ф. Копьев, Г.А. Фараносов, С.А. Чернышев, М.А. Юдин (НИМК ФАУ «ЦАГИ», г. Москва)

Интерес к проблеме структуры турбулентности связан с одной из главных проблем аэроакустики: проблемой генерации шума турбулентными потоками. Классическим предметом исследования является однородная изотропная турбулентность [1]. Однако не меньший интерес представляет проблема турбулентности в более часто встречающихся течениях с ненулевым средним потоком, например, в струях [2,3,4]. Исследование течений с ненулевым средним помимо практического интереса может ответить на вопрос о возможности переноса результатов, полученных для однородной изотропной турбулентности, на такие течения.

Существует два основных подхода к изучению турбулентности: структурный и статистический [5]. Структурный заключается в выделении интенсивных вихревых структур, играющих существенную роль в динамике течения. Статистический подход занимается рассмотрением статистик различных гидродинамических величин, а также перемежаемостью –

свойством статистики отличаться от нормальной за счет аномально частых «больших» выбросов. Эти отклонения статистики связывают с интенсивными структурами, полученными при структурном подходе.

В данной работе исследуются статистические свойства полей пульсаций давления и скорости в турбулентной струе с числом Маха 0.8 и числом Рейнольдса 750000, полученной в численном расчете методом LES.

Исследование статистики пульсаций скорости показало, что она существенно отлична от нормальной на границе самой струи и на границе потенциального ядра [6]. Между тем хорошо известно, что в однородной изотропной турбулентности пульсации скорости близки к нормальным. Отличие статистических свойств пульсаций скорости в турбулентной струе и в однородной изотропной турбулентности объяснено крупномасштабными колебаниями среднего течения струи, которые дают вклад в статистику пульсаций. Давление, в свою очередь, является перемежаемым как на границе струи, так и в однородной изотропной турбулентности. Отклонение статистики давления в струе от нормальной не может быть объяснено тем же механизмом, что и для скорости.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФ (грант 21-71-30016).

Литература:

1. Монин А.С., Яглом А.М. Статистическая гидромеханика. Механика турбулентности. Часть 2. Наука. М., 709 с.
2. Carlos B. da Silva, Rodrigo R. Taveira, Guillem Borrell. Characteristics of the turbulent/nonturbulent interface in boundary layers, jets and shear-free turbulence. *Journal of Physics: Conference Series*, 2014.
3. Gauding M., Bode M., Brahami Y., Varea É. and Danaïla L. Self-similarity of turbulent jet flows with internal and external intermittency. // *Journal of Fluid Mechanics*. 2021. V. 919.
4. Kuznetsov V.R., Praskovsky A.A., Sabelnikov V.A. Fine scale structure of intermittent shear flow. // *Journal of Fluid Mechanics*. 1992. V. 243.
5. Tsinober A. An informal conceptual introduction to turbulence. Springer, 464 p.
6. Юдин М.А., Копьев В.Ф., Чернышев С.А., Фараносов Г.А. О вкладе волн неустойчивости в перемежаемость пульсаций скорости турбулентной струи // ДАН, Физика. т. 506 №1. 2022. с. 31-38.

АНАЛИЗ МАХОВОГО ДВИЖЕНИЯ ЛОПАСТЕЙ СООСНОГО НЕСУЩЕГО ВИНТА

К.Г. Косушкин, Б.С. Крицкий, Р.М. Миргазов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Анализ махового движения лопастей соосного несущего винта (НВ) важен с точки зрения оценки запаса по суммарным углам взмаха лопастей или расстояниям между концами лопастей при различных режимах работы НВ с целью избежать соударения лопастей верхнего и нижнего винтов.

В данной работе используется лопастная вихревая теория винта на базе тонкой несущей поверхности в нестационарной постановке.

Угол взмаха лопасти $\beta_{л}$ приближенно оценивается по формуле

$$\beta_{л} = a_0 - a_1 \cos \psi_{л} - b_1 \sin \psi_{л}.$$

Здесь a_0 , a_1 , b_1 – коэффициенты махового движения лопасти; $\psi_{л}$ – угол азимутального положения лопасти.

Рис. 1 иллюстрирует случай, когда лопасти верхнего и нижнего винтов на некоторых азимутах движутся навстречу, а на других азимутах – удаляются. Минимальное значение суммы встречных углов взмаха лопастей не должен превышать некоторое значение $\Delta\beta_{л \max}$, которое оценивается приблизительно как

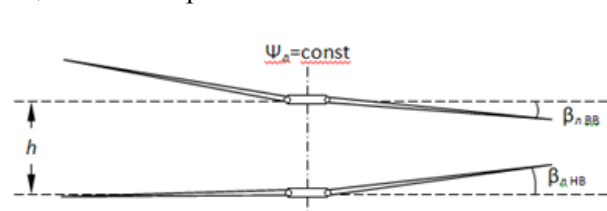


Рис. 1 - Углы взмаха лопастей винтов на азимутах встречи

$$\Delta\beta_{л \max} = \arctg \frac{h}{R - l_{\Gamma}}.$$

Здесь h расстояние между втулками винтов (рис. 1), R – радиус НВ,

l_{Γ} – расстояние от оси вращения НВ до оси горизонтального шарнира (ГШ) (разнос ГШ).

Таким образом, сумма встречных углов взмаха лопастей

$$\Delta\beta_{л} = |\beta_{л ВВ} - \beta_{л НВ}| < \Delta\beta_{л \max}.$$

Однако, условие $\Delta\beta_{л} < \Delta\beta_{л \max}$ не обязательно для всех азимуты лопастей. Интерес представляют азимуты встречи лопастей, когда положение лопасти, например, верхнего винта

по азимуту совпадает с положением по азимуту лопасти нижнего винта. Таких положений конечное число и азимуты встречи лопастей можно оценить по соотношению

$$\psi_i = \Delta\psi/2 + (i-1)\Delta\Phi.$$

Здесь ψ_i – азимут встречи лопастей в координатах нижнего винта;

$\Delta\psi$ – начальный азимут лопасти верхнего винта (фаза); i – порядковый номер азимута встречи лопастей; $\Delta\Phi$ – половина угла между лопастями винта.

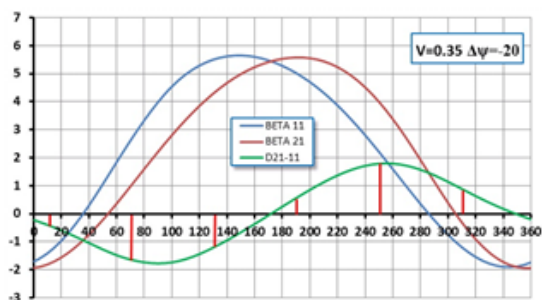


Рис. 2 – Изменение величины $\Delta\beta_l = |\beta_{л\text{ВВ}} - \beta_{л\text{НВ}}|$ от $\psi_{л}$ при фазе -20°

лопасти $l_{ц.м.} = 0.52R$, разнос горизонтального шарнира $l_r = 0.084$ м, угол установки НВ $\varphi_0 = 10^\circ$, $\omega R = 205$ м/с и для скорости движения винта 71.25 м/с ($\mu = 0.35$) суммы встречных углов взмаха лопастей $\Delta\beta_l = |\beta_{л\text{ВВ}} - \beta_{л\text{НВ}}|$ (зеленая кривая) представлены на рис. 2.

На установившихся режимах обтекания НВ лопасти повторяют траектории при маховом движении. Таким образом, при анализе сближения лопастей верхнего и нижнего винтов, достаточно на графиках зависимости углов взмаха лопастей от их азимутального положения рассматривать только азимуты встречи лопастей.

Например, для НВ со следующими геометрическими, массово-инерционными характеристиками: $R = 4.2$ м, $r_0 = 0.24R$, хорда лопасти $b = 0.206$, $m = 10.2$ кг, расстояние между винтами $h = 0.1D$, расположение центра масс

МЕТОДИКА СНИЖЕНИЯ МАКСИМАЛЬНЫХ НАГРУЗОК НА ПРИВОДА РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ НА ОСНОВЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ, ПОЛУЧАЕМЫХ В ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ

К.В. Котов

(Филиал ПАО «Корпорация «Иркут» «Региональные самолёты», г. Москва)

Для разрабатываемых перспективных экономичных гражданских самолетов характерным является обеспечение безопасности полетов, а также снижение веса конструкции в обеспечение максимальной полезной нагрузки. При выборе архитектуры системы управления самолетом и режимов работы электрогидравлических сервоприводов (далее ЭГСП) всегда актуален ключевой вопрос: снижение максимальных нагрузок на рулевые привода основных рулевых поверхностей.

Максимальные нагрузки на ЭГСП на начальном этапе проектирования определяются расчетным способом исходя из определения максимальных шарнирных моментов в узлах крепления ЭГСП. В дальнейшем максимальные шарнирные моменты определяются на модели в аэродинамических трубах и максимальные нагрузки на ЭГСП уточняются. От точности определения этих значений зависит выбор ЭГСП по массово-габаритным характеристикам.

Наиболее острая проблема состоит в том, какие режимы учитывать при определении максимальных шарнирных моментов: максимальный скоростной напор и максимальный угол отклонения рулевой поверхности. Очевидно, что при максимальном скоростном напоре максимальный угол отклонения рулевой поверхности ограничен законами управления (алгоритмами работы). Существует закономерная взаимосвязь между обеспечением устойчивости и управляемости и запасами прочности в конструкции органов управления. Для гражданской авиации эта проблема особенно актуальна, так как с одной стороны необходимо обеспечить при сертификации доказательство соответствия пунктов АП-25 в части определения скорости максимальной разрешенной скорости самолета, на которой возможно отклонение рулевой поверхности на максимальный угол, а с другой стороны необходимо обеспечить минимальный вес конструкции, чтобы отвести больше веса под полезную коммерческую нагрузку. При этом для обеспечения безопасности полета требуется обеспечить необходимый запас прочности конструкции во всех зонах, где возникают усилия от скоростного напора. Отсюда вытекает необходимость именно в летных испытаниях проводить замеры максимальных усилий, действующих непосредственно на шток привода.

Исследования по определению максимальных нагрузок на привода не дают четких методик для выбора оптимальных массово-габаритных характеристик ЭГСП. Таким образом, методика снижения максимальных нагрузок на рулевые привода основных рулевых

поверхностей самолетов транспортной категории на основе экспериментальных данных, полученных в результате летных испытаний может обеспечить оптимальный выбор ЭГСП по массово-габаритным характеристикам за счет снижения максимальных нагрузок на штоки приводов, исключение рисков выхода штока ЭГСП на упор, получение достоверных данных для расчета потребных площадей рулевых поверхностей, снижение веса конструкции самолета за счет исключения избыточных запасов прочности и уменьшения мощности приводов.

Литература:

1. Бочкарев А.Ф. Аэромеханика самолета: Динамика полета: Учеб. для авиац. спец. вузов / А.Ф. Бочкарев, В.В. Андреевский, В.М. Белоконов и др.; Под ред. А.Ф. Бочкарева, В.В. Андреевского. – 2-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1985. - 357 с.
2. Егер С. М. Проектирование самолетов: Учебник для вузов/ П79 С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др. Под ред. С. М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
3. Шилова М.С. Методика оценки влияния шарнирных моментов органов управления на динамические характеристики самолетов: Материалы конкурса научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики-2011». Шилова М.С: аннотации работ - Москва: Московский авиационный ин-т (нац. исслед. ун-т), 2011. - 248 с.

О НЕКОТОРЫХ КОНСТРУКТИВНЫХ ИЗМЕНЕНИЯХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ С ИНВЕРСИОННЫМИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКАМИ ПРИ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

А.Н. Кравцов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Рассматривается воздухозаборное устройство, состоящее из двух плоских воздухозаборников внешнего сжатия, поверхность торможения которых выполнена в виде двухступенчатого клина. Конструктивные особенности такой аэродинамической схемы позволяют в отличие от воздухозаборников классического типа осуществить поворот набегающего потока только в одном направлении, а, именно, во внутрь фюзеляжа и в канал двигателя летательного аппарата (ЛА). Основные указанные идеи воплощены в аэродинамической компоновке (рис. 1) летательного аппарата с двумя так называемыми инверсионными воздухозаборниками, расположенными на боковых поверхностях корпуса непосредственно за крылом. В качестве исходного варианта компоновки ЛА рассматривается вариант с горизонтально расположенным крылом и с корпусом, форма которого образована из осесимметричного корпуса с вертикальными подсечками.

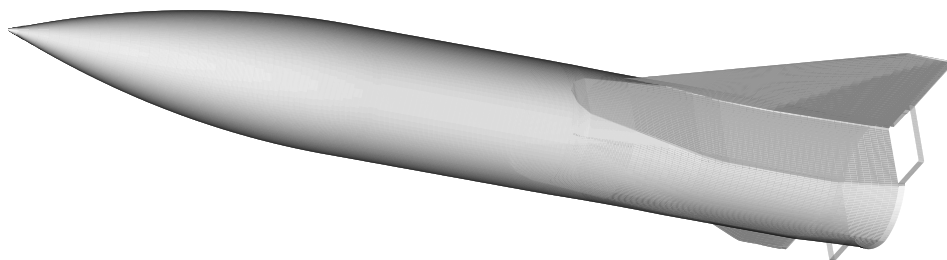


Рис. 1.

Расчеты проводились в рамках модели, базирующейся на численном интегрировании системы уравнений Эйлера (пакет программ X-CODE [1], разработанный В.В. Коваленко), при числе Маха набегающего потока $M_\infty=2$, и углах атаки $\alpha = -6^\circ \div 20^\circ$.

Сопоставление характеристик потока в областях расположения входных устройств показывает, что форма закругления фюзеляжа начинает влиять на характеристики воздухозаборников при углах атаки $\alpha \geq 5^\circ$. Использование закругления фюзеляжа позволяет улучшить расходные характеристики воздухозаборников рассматриваемой компоновки. При этом зависимость коэффициента расхода воздухозаборников имеет практически линейный характер в диапазоне углов атаки $\alpha = -6^\circ \div 12^\circ$.

Проведены исследования влияния угла поворота сечений фюзеляжа в области подсечки рассматриваемой компоновки на характеристики потока в областях расположения входных устройств воздухозаборников. Воздухозаборники и консоли крыла компоновки поворачивались вместе с плоскими участками сечений фюзеляжа в области подсечки перед входными устройствами воздухозаборников.

Исследования показали, что поворот плоских участков сечений фюзеляжа в области подсечки перед воздухозаборниками позволяет существенно улучшить параметры местного потока и получить близкий к линейному характер зависимости коэффициента расхода воздуха f компоновки в диапазоне углов атаки $\alpha = -6^\circ \div 15^\circ$.

Представлены результаты влияния рассмотренных конструктивных изменений формы фюзеляжа на суммарные аэродинамические характеристики компоновки. Сравнение несущих свойств исходной компоновки и ее модифицированного варианта показывает, что они очень близки. При этом уменьшение лобового сопротивления оптимизированного варианта приводит к увеличению максимального аэродинамического качества на 0,35 при числе $M_\infty = 2,0$.

Анализ результатов численного моделирования аэродинамической схемы с инверсионными воздухозаборниками и ее конструктивные изменения представляют теоретический интерес и имеют практическое значение при выборе рациональных параметров ЛА.

Литература:

1. Математическое моделирование тепловых и газодинамических процессов при проектировании летательных аппаратов / А.В. Братчев, Е.В. Ватолина, В.В. Горский, Д.А. Забарко, В.В. Коваленко и др.; под ред. В.В. Горского. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. – 212 с.

ПРОЧНОСТЬ МОДЕЛЕЙ ЛА ИЗ СЛОИСТЫХ ПКМ ПРИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ НАГРУЗКЕ

Т.А. Кузьмина, А.И. Олейников (ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский)

Для тонкостенных элементов конструкций моделей ЛА типовые ПКМ являются пакетами разноориентированных в плоскости однонаправленно армированных монослоев. При аэродинамическом нагружении расчет конструкций из пакетов ПКМ обычно проводится на основе анализа послойного разрушения пакета. В монослоях типа углепластика компонент матрицы жесткостей в направлении волокон является наибольшим, по сравнению с которым остальные компоненты пренебрежимо малы. Получено, что в этом случае расчет элементов из пакетов с укладкой $(0/\pm\varphi/90)$ в условиях одноосного растяжения или сжатия вдоль или под углом α к ориентации волокон слоя (0) проводится по простым конечным формулам вида

$$F_\alpha = \frac{\sigma_0^f \cos^4 \alpha}{H_0 + \frac{H_{45}}{2 + H_{45}/H_{90}}} + \frac{\sigma_0^m \sin^4 \alpha}{H_{90} + \frac{H_{45}}{2 + H_{45}/H_0}} + \cos^2 \alpha \sin^2 \alpha \left(\frac{2}{H_{45}} - \frac{2}{H_0 + H_{90} + 2H_0 H_{90}/H_{45}} \right);$$

$$E_\alpha = \begin{cases} 1 - 0.0516 \alpha + 0.00093 \alpha^2 - 0.00000484 \alpha^3, & 0 \leq \alpha \leq 45^\circ; \\ 0.081 - 0.000376 (\alpha - 45), & 45^\circ < \alpha \leq 90^\circ \end{cases};$$

где $H_\psi = h_\psi/H$ - относительная толщина монослоя (ψ), H — толщина пакета в целом; σ_0^f и σ_0^m — прочность ПКМ по условию разрушения волокон или матрицы монослоя (0) , соответственно; $S_{11}^{(0)}$ и $\sigma_\alpha^{(0)}$ — прочность монослоя (0) вдоль волокон и под углом α , φ_* — угол смены механизма разрушения монослоя [1,2].

Приводятся результаты экспериментальной проверки послойного расчета на данных испытаний на разрушение типовых пакетов углепластика. Показывается, что предложенные формулы хорошо соответствуют опытным данным и используются при расчетном обосновании запаса прочности моделей ЛА из слоистых ПКМ при аэродинамическом нагружении.

Литература:

1. Олейников А.И. Критерий прочности элементов моделей ЛА из однонаправленных композитов // Материалы этой XXXIII-ей конференции по аэродинамике.
2. Олейников А.И. Оценка статической прочности слоистых композитов // Ученые записки ЦАГИ. 2019. Т. L, №4, с. 53–66.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ РУЛЕЙ МОДЕЛИ ПОДВЕСНОГО ГРУЗА В УСЛОВИЯХ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ С МОДЕЛЬЮ САМОЛЁТА-НОСИТЕЛЯ

С.И. Кусакин, А.А. Можеренков, А.И. Шканаев (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский),
А.И. Кольнер, С.В. Носков (ПАО «ОАК», г. Москва)

При моделировании процесса отделения подвесного груза (ПГ) от самолёта-носителя (С-Н) аэродинамические коэффициенты (АДК) ПГ, полученные по результатам интерференционных испытаний в аэродинамических трубах (АДТ), определяются как сумма АДК изолированного ПГ и составляющих АДК, обусловленных интерференцией модели ПГ с моделью С-Н. При этом эффективность руля малоразмерной модели ПГ в условиях интерференции с моделью С-Н принимается равной эффективности руля модели ПГ в изолированном состоянии, полученной по результатам испытаний в АДТ модели ПГ большего размера. Под эффективностью руля модели ПГ *при отклонении на угол δ* понимается изменение коэффициента момента, обусловленное *отклонением руля на угол δ* от нейтрального положения.

В работе [1] представлены результаты исследования эффективности руля модели ПГ, расположенной под крылом модели С-Н, в АДТ Т-103 ЦАГИ. В настоящей работе рассмотрены результаты экспериментальных исследований эффективностей руля модели ПГ нормальной схемы, расположенной под крылом модели С-Н и при перемещении модели ПГ на автоматизированном стенде (АС) от внутренней точки подвески модели С-Н. Эксперименты проведены в АДТ Т-109 и Т-128 в диапазоне чисел $M=0.8 \div 1.7$. Исследованы эффективности руля модели ПГ при различных углах отклонения руля по тангажу δ_v и рысканию δ_n .

На рисунках 1, 2 представлены полученные при числе $M=0.8$ экспериментальные зависимости эффективностей руля по тангажу Δm_z от угла атаки α модели ПГ, расположенной под крылом модели С-Н (рисунок 1), и от вертикальной координаты $\bar{y}=y/d$ перемещения модели ПГ на АС от внутренней точки подвески модели С-Н, где d – диаметр миделевого сечения корпуса модели ПГ (рисунок 2).

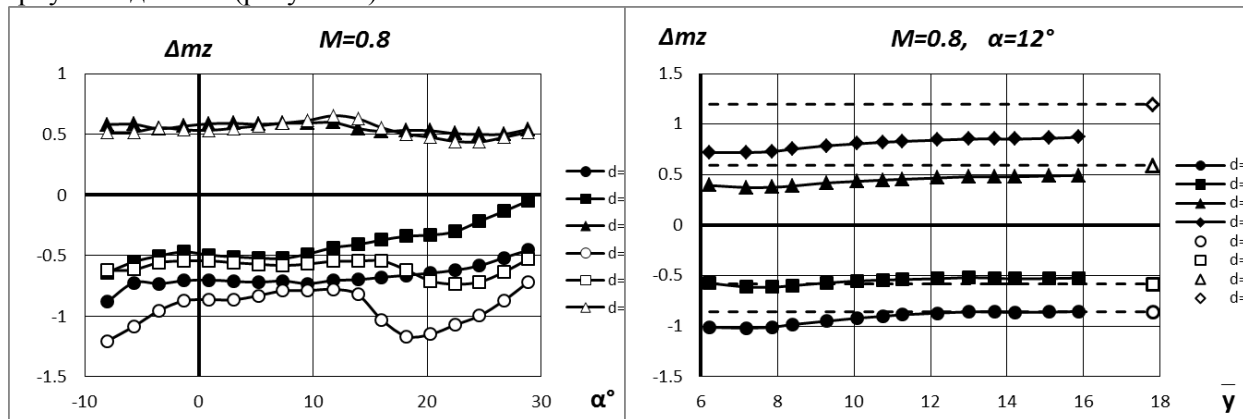


Рис. 1.

Рис. 2.

Из рисунка 1 следует, что при $\delta_v = -10^\circ$ эффективности руля модели ПГ в условиях интерференции с моделью С-Н и в изолированном состоянии близки между собой. При положительных углах отклонения руля $\delta_v = 10^\circ, 20^\circ$ и при углах атаки $\alpha > 15^\circ$ эффективности руля модели ПГ в условиях интерференции значительно ниже эффективностей руля модели ПГ в изолированном состоянии. Это обусловлено различными положениями и интенсивностями вихревых структур, сходящих с крыла малого удлинения модели ПГ, относительно консолей руля модели ПГ в условиях интерференции модели ПГ с моделью С-Н и в изолированном состоянии.

Из рисунка 2 следует, что при $\alpha = 12^\circ$ эффективности руля модели ПГ в условиях интерференции модели ПГ с моделью С-Н при $\delta_v = 10^\circ, 20^\circ$ близки к эффективностям руля модели ПГ в изолированном состоянии. При отрицательных углах δ_v эффективности руля модели ПГ в условиях интерференции значительно меньше эффективностей руля модели ПГ в изолированном состоянии. Это обусловлено тем, что поток в области расположения руля модели ПГ отклонен вниз от направления набегающего потока на угол $\epsilon > 0$, что приводит к падению эффективности руля из-за значительного увеличения по абсолютной величине местных

отрицательных углов атаки $\alpha_m = \alpha - \varepsilon + \delta_v$, под которыми находится руль модели ПГ в неоднородном потоке около модели С-Н.

Полученные результаты необходимо учитывать при подготовке программ экспериментальных исследований АДХ модели ПГ в условиях интерференции с моделью С-Н.

Литература:

1. А.И. Диденко, А.И. Кольнер, С.В. Носков «Анализ эффективности управляющих органов в окрестности крыла носителя» // Материалы XXII научно-технической конференции по аэродинамике. ЦАГИ, 2011, с.57, 58.

ТЕНЗОВЕСЫ КОМПАКТНОЙ КОНСТРУКЦИИ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ШАРНИРНЫХ МОМЕНТОВ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ МОДЕЛЕЙ ЛА В АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ

К.Ф. Лацоев, И.Н. Качарава (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В НТЦ НПЦ ЦАГИ разработана конструкция компактных тензосвесов для измерения шарнирных моментов и аэродинамических сил, действующих на органы управления моделей ЛА.

В частности, для элеронов аэродинамической модели самолета МС-21 в масштабе 1:18, разработаны двухкомпонентные тензосвесы с габаритами 5x40x100 мм для измерения шарнирных моментов и аэродинамических сил.

Имеется возможность определения положения центра давления распределенной аэродинамической нагрузки, путём дополнительного измерения поперечного момента (M_x) действующего на элерон.

КОНСТРУКЦИЯ ТЕНЗОДИНАМОМЕТРА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СИЛЫ ТРЕНИЯ НА СТЕНКЕ

К.Ф. Лацоев, Д.С. Руденко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Тензодинамометр спроектирован с целью обеспечения экспериментальных исследований по изучению распределения по толщине турбулентного пограничного слоя градиента давлений. Известно, что на характер распределения оказывают влияние целый ряд факторов. Один из них – сила трения на стенке, которая линейно зависит от величины коэффициента трения. Ранее, в ЦАГИ проводились исследования несжимаемого турбулентного пограничного слоя на стенке аэродинамической трубы при больших числах Рейнольдса [1]. Для продолжения исследований предложено спроектировать прибор, одним из ключевых измерительных элементов которого будет устройство, измеряющее силу трения.

В качестве типа устройства, измеряющего силу трения выбран тензодинамометр, так как при небольших габаритах с его помощью возможно реализовать измерения с высокой точностью (см. рис.1). Сложность создания данного устройства заключалась в необходимости измерения малых величин нагрузок (0...30 грамм) с заданной точностью при очень небольших (до 0,05 мм) перемещениях измерительного элемента [2].

Набегающий поток попадая на измерительную площадку тензодинамометра стремится ее отклонить. Усилие перемещающее измерительную площадку в касательном направлении и есть сила трения. Тензодинамометр заранее, перед экспериментальными исследованиями тарируется, чтобы получать действующее значение силы трения. Зная величину силы трения методом пересчета получают коэффициент силы трения.

Спроектированный компактный тензодинамометр позволяет измерить силу трения пограничного турбулентного слоя с увеличенной точностью (0,03% от диапазона измерения: $M_{0,6} \div 1,4$, $P_0 = 30 \div 400$ кПа, скоростной напор $q = 80$ кПа.).

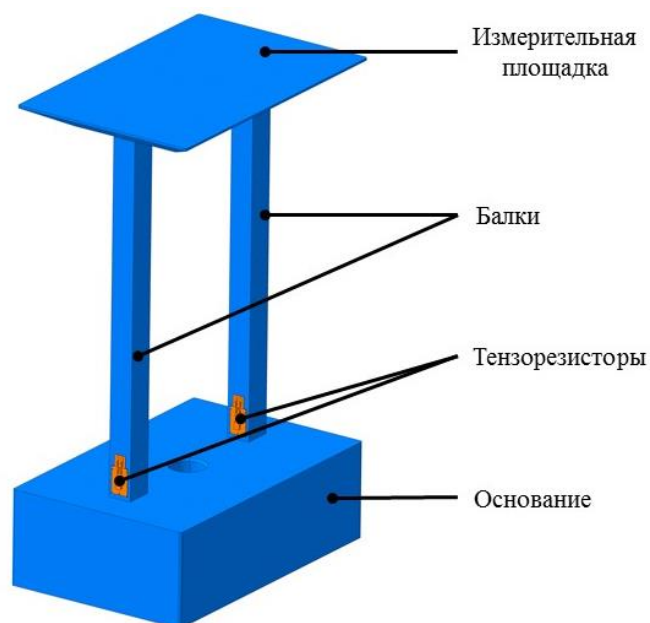


Рис. 1. Общий вид тензодинамометра

Литература

1. A. Gorbushin, S. Osipova, V. Zametaev Mean parameters of an incompressible turbulent boundary layer on the wind tunnel wall at very high Reynolds numbers //Volume 107, issue 1, 31-50, June 2021 //https://doi.org/10.1007/s10494-020-00232-z.
2. Патент РФ № 2021139348, 28.12.2021. Чернышев Леонид Леонидович, Вермель Владимир Дмитриевич, Горбушин Антон Роальдович, Лацоев Казбек Федорович, Шардин Антон Олегович, Розин Илья Вячеславович, Руденко Дмитрий Сергеевич, Качарава Ираклий Нугзарович. Устройство для измерения силы трения пограничного слоя потока газа на обтекаемых поверхностях //Патент России №2780307. Бюл. № 27.

АНАЛИЗ СОСТАВА И ПРИРОДЫ ПУЛЬСАЦИЙ В РАБОЧИХ ЧАСТЯХ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБ

В.А. Лебига (ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск)

В рабочих частях высокоскоростных аэродинамических труб возможно присутствие 3 типов (мод) возмущений: турбулентность, температурная неоднородность и акустические волны. Каждый из этих типов возмущений обусловлен своими причинами. Так турбулентность сносится потоком из форкамеры при неудовлетворительной подготовке потока - неэффективные меры подавления турбулентности хонейкомбом и сетками, небольшое поджатие между форкамерой и рабочей частью. Температурные возмущения возникают при наличии подогревателей либо охладителей, в аэродинамических трубах с замкнутым контуром из-за подвода значительной энергии вентилятором, они тоже сносятся потоком в рабочую часть. Акустические возмущения порождаются перфорацией, пограничным слоем, вентилятором и т.д.

Воздействие каждого типа возмущений на исследуемые характеристики моделей в рабочей части различно, поэтому вопрос «какой уровень турбулентности в рабочей части?» некорректен по своей сути, если под турбулентностью понимаются любые пульсации потока. Кроме того, важна информация не только об интенсивности каждой из мод, но и об их спектральном составе, масштабах возмущений и т. д.

Особенностью и преимуществом термоанемометрического метода определения пульсаций является возможность измерения характеристик всех трёх типов возмущений [1], включая спектры, пространственно-временные корреляции и масштабы. Однако имеются ограничения при применении метода диаграмм пульсаций для интерпретации результатов в случае присутствия нескольких мод возмущений. В то время как для определения интенсивности турбулентности и температурной неоднородности имеются однозначные решения, для акустических возмущений требуются некоторые дополнительные сведения либо обоснованные предположения об источниках этих возмущений в случае одновременного присутствия в потоке других мод.

В докладе приводятся соотношения, используемые для разделения пульсаций, рассматриваются примеры определения вклада разных мод в суммарные возмущения в рабочих частях аэродинамических труб больших скоростей.

Пример разделения пульсаций, создаваемых решёткой, установленной перед рабочей частью аэродинамической трубы при числе Маха $M=2$, представлен на Рис.1. Диаграмма пульсаций 1 соответствует порождаемым решёткой возмущениям с интенсивностью пульсаций массового расхода $\langle m \rangle = 0,55\%$, пульсаций температуры торможения $\langle T_0 \rangle = 0,40\%$ и коэффициента корреляции между ними $R=0,57$. Суммарная диаграмма образуется в результате турбулентности интенсивностью $\langle u \rangle = 0,17\%$ (линейная диаграмма 3) скоррелированной с

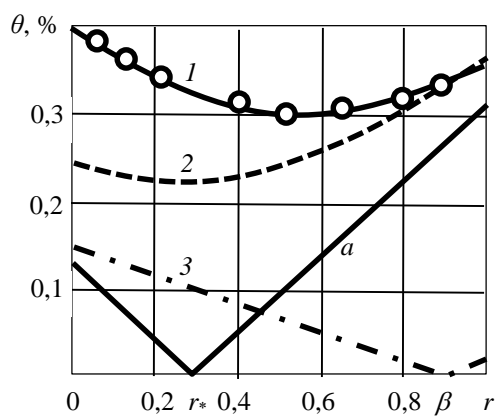


Рис. 1. Разделение пульсаций, генерируемых решёткой из прутьев диаметром 5 мм.

акустическими возмущениями общей интенсивностью $\langle p \rangle = 0,24\%$ (гипербола 2 с асимптотами а), порождаемыми пульсациями скорости, распределёнными в потоке. Характерный для турбулентности параметр β , является функцией числа Маха. Точка r^* соответствует минимуму диаграммы пульсаций для источников акустических возмущений, равномерно распределённых в потоке.

При наличии в сверхзвуковом потоке акустических возмущений в виде волн Маха диаграмма пульсаций позволяет определить характерные особенности природы этих пульсаций – ориентацию акустических волн, скорость источников возмущений, находящихся в пограничном слое на стенках рабочей части.

Литература:

1. В.А. Лебига. Термоанемометрия сжимаемых потоков. Новосибирск. Изд-во НГТУ, 1997. – 81 с.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОВЕРХНОСТИ ИМИТАТОРА ОБЛЕДЕНЕНИЯ НА ОСНОВЕ РЕЗУЛЬТАТОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА*

*А.В. Левицкий, П.М. Николаев, А.А. Никуленко, А.О. Шардин, А.А. Юстус
(ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)*

*Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-29-13009

Представлен метод моделирования трехмерной поверхности имитатора обледенения аэродинамической поверхности типа «крыло». В качестве исходных данных использованы линии сечений форм льда, полученные в ходе аэродинамического эксперимента в аэрохолодильной трубе. В основе метода лежит специализированный алгоритм сглаживания массива точек, описывающих форму льда, параметрическим сплайном. Далее с параметрами сплайна проводится ряд заданных вариаций с целью получения набора поперечных сечений для построения реалистичной трехмерной математической модели поверхности обледенения.

Разработанный метод сглаживания кривых построенных по массиву точек, позволяет существенно сократить их объем при этом сохраняя заданную точность воспроизведения формы и размеров льда. Отличительными особенностями разработанного метода сглаживания являются предварительное вычисление средней линии аппроксимируемых экспериментальных точек в виде одного сегмента сплайна третьей степени с последующим разбиением на сегменты и уточнением их формы путем минимизации суммы расстояний от точек до сплайна.

Заключительным этапом построения трехмерной математической модели имитатора обледенения является внесение шероховатости на смоделированную поверхность с использованием метода создания триангуляционного представления параметрической поверхности.

ИССЛЕДОВАНИЕ КАПЕЛЬ ВОДНОГО АЭРОЗОЛЯ БЕСКОНТАКТНЫМИ МЕТОДАМИ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ЗАДАЧАМ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ЛА

Е.А. Ливерко¹, С.И. Иншаков^{1,2}, Д.А. Горбенко³ (¹ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский),
(²НИУ МАИ филиал «Стрела», г. Жуковский), (³НИУ «МЭИ», г. Москва)

Приводятся результаты измерения размеров капель жидкой фазы в воздухе, обтекающем модель в аэродинамической трубе (АДТ) и равномерности заполнения потока жидкой фазой. Размеры капель определялись PSV-методом (Particle Shadow Velocimetry) Тени регистрировались камерой DFK 33GX174 с зум-объективом Hozan L-816 (рабочее расстояние 105 мм). Источник света – лазер Litron Nano S 130-10 с длительностью импульса 7 нс. Размер регистрируемой области 3.5*5.5*1,5 мм. Кадры обрабатывались программой, написанной в среде Matlab с использованием алгоритма Кэнни [1,2]. Проведена калибровка изображений частиц по пластине с эталонными точками. На рисунке 1 представлены фотографии, где красным цветом указаны тени нерезких капель, зеленым цветом отмечены резкие тени капель. Рядом их размер в мкм.

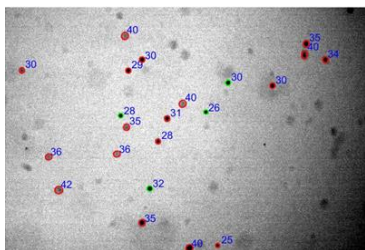


Рис. 1.
Размеры капель



Рис. 2.
Положение камеры над форсункой подачи снега

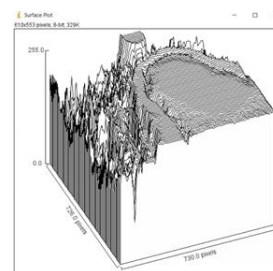


Рис. 3.
Инвертированная трёхмерная картина распределения интенсивности

Было отмечено, что крупные объекты могут быть обнаружены с большего измерительного объема, и, следовательно, имеют большую ГРИП, чем малые [3,4].

Для оценки равномерности распределения снега в рабочей части АХТ использовался лазерный нож на основе непрерывного лазера RLM-DL532/h-5000 мощностью 5 Вт. Регистрация фронтальной проекции потока производилась на камеру DFK 33GX174 (объектив Kowa LM 50JC10M, F = 50 мм, разрешение 200 лин/мм), расположенную на решётке форсунок над каналом подачи снега (рисунок 2). Типичный результат обработки с помощью программы ImageJ представлен на рисунке 3. Видна сильная неравномерность заполнения потока снегом.

Выводы:

- Собрана установка прямого теневого метода для определения размеров капель водного аэрозоля и проведена отработка данного метода.
- Разработана программа для детектирования и отбраковки капель, находящихся вне измерительного объёма.
- Определена глубина резко изображаемого пространства для каждого класса размеров капель, рассчитаны относительные ошибки в измерении их размеров и определена его водность.
- Собрана установка для визуализации равномерности распределения капель за распылителем, проведена ее отработка и интерпретация полученных результатов.

Литература:

1. А.В. Власов, И.В. Цапко Модификация алгоритма Кэнни применительно к обработке рентгенографических изображений, Вестник науки Сибири. 2013. № 4 (10)
2. Tengku Ahmad Iskandar at al Global Canny algorithm based on Canny edge detector framework in magnetic resonance imaging / Malaysian Journal of Fundamental and Applied Sciences, Special Issue on Medical Device and Technology (2017)
3. K. U. Koh, J. Y. Kim, S. Y. Lee Determination of in-focus Criteria and Depth of Field in Image Processing of Spray Particles; Atomization and Sprays, Vol. 11, No. 4
4. Ливерко Е.А., Логинова А.А., Маслов В.П., Челебян О.Г Применение метода PSV для исследования характеристик аэрозоля за фронтальным устройством камеры сгорания ГТД. Материалы III Отраслевой конференции по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов, КИМИЛА 2018, ISSN 2541-8920

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ ПЛОЩАДИ КРЫЛА СПС НА МАКСИМАЛЬНОЕ СВЕРХЗВУКОВОЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО

А.А. Лукиянчук, Г.А. Федоренко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В рамках выполнения задачи по формированию требований к силовой установке и аэродинамической компоновке сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) “высокого уровня” в НЦМУ «Сверхзвук» проводятся работы по созданию программного комплекса (ПК) “SuperAeroPower” (SAP) для выбора параметров аэродинамической компоновки и силовой установки СПС путем многофакторной условной оптимизации и демонстрации его возможностей по согласованию ряда основных проектных параметров самолета и двигателя.

Компоновка “высокого уровня” должна продемонстрировать разрабатываемые перспективные концепции и решения в области аэродинамики, устойчивости и управляемости, акустики, звукового удара, прочности и силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета средне-дальней перспективы. Интеграция таких концепций в компоновку “высокого уровня” должна показать, в частности, принципиальную возможность выполнения ряда противоречивых требований к СПС по линии топливной эффективности и экологическому воздействию.

В основу разрабатываемого программного комплекса положены математические модели силовой установки и двигателя, акустических характеристик, модулей аэродинамического и весового расчёта, оценки громкости звукового удара.

При реализации аэродинамического модуля ПК SAP была разработана методика оценки влияния площади крыла СПС на сверхзвуковое аэродинамическое качество. Данная методика базируется на аппроксимации результатов аэродинамического эксперимента в АДТ ЦАГИ и выражается зависимостью сверхзвукового коэффициента минимального лобового сопротивления от относительных величин миделя фюзеляжа F , площади консолей крыла $S_{\text{конс}}$, площади хвостового оперения $S_{\text{хво}}$.

$$C_{x0} = C_{a\phi} \frac{F}{S} + C_{a\text{ конс}} \frac{S_{\text{конс}}}{S} + C_{a\text{ хво}} \frac{S_{\text{хво}}}{S}$$
$$\bar{K}_{\text{max}} = \frac{K_{\text{max}}}{K_{\text{max конс}}} = \left[1 - \frac{(C_{a\phi} + C_{a\text{ хво}})}{C_{x\text{ min}} * \bar{S}} + \frac{1}{k_f} \left(\sqrt{\frac{(C_{a\phi} + C_{a\text{ хво}})}{C_{x\text{ min}} * \bar{S}}} \right) \right]$$

Доклад подготовлен в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 8 декабря 2020 г. № 075-11-2020-023).

Литература:

1. Доновэн А.Ф., Лоуренс Г.Р., Аэродинамика частей самолета при больших скоростях, Изд. иностр. лит., 1959.
2. Костюк К.К., Белов И.Ф., Эльгудина Б.А., Подъемная сила и сопротивление крыла с фюзеляжем при различных относительных миделях, Труды ЦАГИ, 1960.
3. Костюк К.К., Благовещенский Н.А., Экспериментальные исследования изменения аэродинамических характеристик моделей самолета при изменении миделя фюзеляжа, Технические отчеты ЦАГИ, 1955.

УСЕЧЕННЫЕ СТЕПЕННЫЕ ТЕЛА С МИНИМАЛЬНЫМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ СОПРОТИВЛЕНИЕМ В ДИАПАЗОНЕ ТРАНСЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ

А.П. Мазуров, С.А. Таковицкий (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Исследована возможность достижения близких к минимальным значениям величины лобового сопротивления в диапазоне трансзвуковых скоростей в классе осесимметричных носовых частей, затупленных по торцу и имеющих степенную образующую. По результатам численной оптимизации определены экстремальные значения геометрических параметров (относительного размера торца, показателя степени) в диапазоне изменения числа Маха $M=0.85-1.05$ при нулевом угле атаки и фиксированном значении числа Рейнольдса $Re_L=2 \cdot 10^7$ (L – длина носовой части).

Расчет поля течения около носовых частей выполнялся в рамках осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, записанных в произвольной системе криволинейных координат. Численное интегрирование уравнений движения выполнялось с помощью неявной разностной схемы Бима-Уорминга второго порядка аппроксимации по пространственным переменным. Для вычисления турбулентной вязкости применялась алгебраическая модель

турбулентности Болдина-Ломакса. При расчетах к носовой части пристыковывалась цилиндрическая хвостовая часть длиной $5.5L$ (в методических расчетах установлено, что этой длины достаточно, чтобы граничные условия на правой выходной границе расчетной области не влияли на поле течения около носовой части).

Особенностью рассмотренных носовых частей является отсутствие гладкой стыковки боковой поверхности с передним торцом и с примыкающей цилиндрической частью фюзеляжа, обуславливающее образование локальных отрывов пограничного слоя. Данный эффект не оказывает существенного влияния на интегральные аэродинамические характеристики носовой части в диапазоне скоростей, который условно можно ограничить критическим значением числа Маха. Полученные результаты дают обоснование использования усеченных степенных тел, являющихся результатом приближенного решения задачи Ньютона при сверхзвуковых и больших сверхзвуковых скоростях, в трансзвуковом диапазоне.

КВАЗИОДНОМЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ТЕЧЕНИЯ В КАНАЛЕ С ГОРЕНИЕМ

Д.С. Матяш (МФТИ, г. Жуковский)

Данная работа посвящена изучению высокоскоростного течения вязкого газа в канале с учетом горения в квазиодномерном приближении.

Высокоскоростное течение в канале с горением является сложным физическим процессом для описания даже в рамках простой геометрии, поскольку содержит пограничные слои, скачки уплотнения, волны разрежения, отрывные области, слои смещения и химические реакции. Все эти явления находятся в непрерывном взаимодействии друг с другом, что дополнительно усложняет процесс построения корректной численной модели. Например, в [1] показано, что учет шероховатости стенок канала приводит к качественно другому распределению давления вдоль камеры сгорания в присутствии химических реакций. Трёхмерные расчеты таких течений даже в RANS-постановке оказываются избыточно ресурсозатратными. В связи с этим возникла необходимость в быстром и относительно точном инструменте, который рассчитывает средние параметры течения в канале. Это позволяет быстро оценить нужные режимы для более точных, трёхмерных расчетов и использовать полученное распределение параметров вдоль канала в качестве начального поля.

Для решения выше представленной задачи в данной работе применяется квазиодномерный стационарный подход, в рамках которого все параметры усредняются по перпендикулярной направлению течения плоскости [2]. Считая, что все вещества пребывают в газообразном состоянии и, пользуясь уравнением состояния для совершенного газа, можно получить систему из 3 уравнений, которая однозначно позволяет определить все параметры потока в каждом сечении. При этом учитываются: изменение площади канала, трение на стенках, внешний теплообмен, химические реакции. Кроме того, предложен способ учёта шероховатости стенок и переход через звуковое сечение.

На первом этапе рассматривалось высокоскоростное течение без горения с различной степенью шероховатости. Результаты квазиодномерной программы сопоставлялись с экспериментом [3] и серией двухмерных и трёхмерных RANS-расчетов. На основе анализа полученного распределения касательных напряжений на стенке была разработана модель шероховатости, которая с достаточной степенью точности в рамках квазиодномерного подхода соответствует RANS-расчетам и эксперименту.

Вторая часть работы посвящена моделированию течения в камере сгорания ONERA [4]. Результаты также сопоставлялись с экспериментом, расчетами Pelletier [1], а также с собственными RANS-расчетами. Полученные результаты считаются удовлетворительными с точки зрения поставленной цели.

Остаётся открытым вопрос о реализации модели течения вязкого газа в канале с серией скачков уплотнения, взаимодействующих с отрывными зонами.

Литература:

1. G. Pelletier, M. Ferrier, A. Vincent-Randonnier, V. Sabelnikov, A. Mura. Wall roughness effects on combustion development in confined supersonic flow // J. of Propulsion and Power, Vol. 37, No. 1, 2021. pp. 151-166.
2. A. H. Shapiro. The dynamics and thermodynamics of compressible fluid flow V. 1. New York: Ronald Press Company, 1953.

3. R. M. Latin, R. D. Bowersox. Flow properties of a supersonic turbulent boundary layer with wall roughness // AIAA J., Vol. 38, No. 10, 2000. pp. 1804-1821.

4. A. Vincent-Randonnier, Y. Moule, M. Ferrier. Combustion of hydrogen in hot air flows within LAPCAT-II dual mode ramjet combustor at Onera-LAERTE facility-Experimental and numerical investigation // AIAA Paper 2014-2932, 2014.

СОКРАЩЕНИЕ ДИСТАНЦИЙ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ РЕГИОНАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ

Ю.С. Михайлов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Повышенная топливная эффективность турбовинтовых двигателей в крейсерском полете определяет экономическую целесообразность применения региональных самолетов для перевозки 40-80 пассажиров, обычно осуществляемую в пределах одной страны или близлежащих регионов страны (например, в России).

В настоящее время лидерами в производстве региональных самолетов являются франко-итальянский концерн ATR и канадская фирма Bombardier Aerospace. ATR производит самолеты серий ATR42 и ATR-72, Bombardier выпускает самолеты серий Dash 8 Q-400. Самолеты обеих серий имеют типичную конфигурацию с высокорасположенным крылом повышенного удлинения ($\lambda \approx 12$), узким однопроходным фюзеляжем цилиндрической формы, однокилевым T-образным хвостовым оперением и двигателями, установленными под крылом (рис. 1).

Технические требования к региональным самолетам, определяемые из типичных миссий полета для российского и европейского рынков, заметно отличаются по дальности полета и условиям базирования. Типичная дальность полета в Европе составляет 500-600 км, в то время как в России, из-за ограниченного количества эксплуатируемых аэропортов и аэродромов, дальность возрастает до 2000 км. Однако с учетом возможных промежуточных посадок дальность полета может быть сокращена до 1500 км. Вторым принципиальным отличием является необходимость взлета и посадки с грунтовых взлетно-посадочных полос. Последнее приводит к усложнению конструкции планера, а также к необходимости повышения несущих свойств крыла.

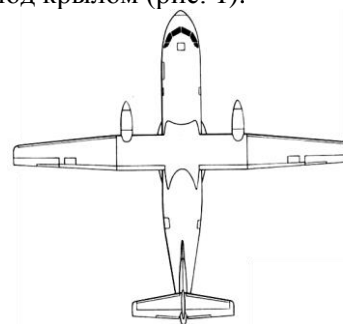


Рис. 1.

В работе представлено аэродинамическое проектирование высоконесущей системы крыла регионального самолета, включающей:

- разработку базовых профилей крыла с повышенным уровнем несущих свойств при малых скоростях полета и умеренными значениями сопротивления в крейсерском полете,
- проектирование адаптивной механизации задней кромки, характеризующейся интеграцией выдвижения однощелевого закрылка с отклонением вниз спойлера,
- проектирование упрощенного варианта механизации передней кромки крыла, представляющей собой поворотный щелевой щиток Крюгера.

Предварительные оценки значений Su_{max} крыла регионального самолета во взлетной и посадочной конфигурациях выполнены на основании результатов двумерных расчетов АДХ сечений крыла с убранной и отклоненной механизацией, проведенных в рамках осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Показана возможность обеспечения максимальных значений Su_{max} крыла регионального самолета во взлетной и посадочной конфигурациях, равных 2.59 и 2.9, с отклоненной механизацией задней кромки. Дополнительное отклонение щитка в посадочной конфигурации позволяет повысить значение Su_{max} крыла на $\approx 13\%$.

Испытания отсека крыла ($\lambda_{geom}=2.4$) с разработанным корневым профилем ($c=18\%$) и эффективной механизацией, проведенные в АДТ Т-102, подтвердили высокий уровень расчетных оценок подъемной силы, показав значение $Su_{max}=3.73$ ($M=0.15$; $Re=1.7 \cdot 10^6$) в посадочной конфигурации с отклоненным щитком Крюгера (рис. 2).

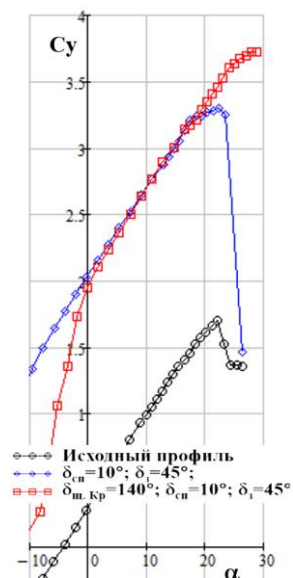


Рис. 2.

Расчет взлетно-посадочных дистанций регионального самолета типа АТR 42-500, проведенный с повышенным уровнем несущих свойств крыла с разработанной механизацией, показал возможность сокращения дистанций в среднем на 15 % по сравнению с исходным вариантом механизации, представляющей собой выдвижной закрылок Фаулера с хордой $v_z=30\%$. Потребная длина ВПП самолета с максимальным посадочным весом сокращается с 1544 м для исходного варианта механизации до 1300 м для крыла с повышенным уровнем несущих свойств.

ИССЛЕДОВАНИЯ СибНИА ПО ЭКРАНОПЛАНAM

В.А. Мыррин, В.И. Петошин, В.Л. Чемезов

(ФАУ «СибНИА им. С. А. Чаплыгина», г. Новосибирск)

В СибНИА в течение длительного времени проводился комплекс работ, связанных с проектированием, созданием и совершенствованием экранопланов, экранолётов и самолётов бесконтактного взлёта и посадки. В результате проведённых работ в СибНИА накоплен определённый научно-технический задел в области аэродинамического проектирования и создана экспериментальная аэродинамическая база, обеспечивающая решение практических задач аэродинамики и динамики полёта, связанных с разработкой и созданием экранопланов и летательных аппаратов, использующих благоприятное влияние близости поверхности земли или воды (экранирующей поверхности).

Обоснование главных принципов формирования аэродинамической компоновки экранопланов строилось на 3-х условиях: создание статически устойчивой по высоте системы; получение наибольшего аэродинамического качества в крейсерском режиме и обеспечение высоких несущих свойств при взлёте с поддувом. Для аэродинамических компоновок экранолётов и самолётов бесконтактного взлёта и посадки эти условия дополняются требованиями полёта вдали от экрана.

Комплексные научно-исследовательские работы СибНИА по экранной тематике включали: исследования аэродинамики крыльев и несущих систем при установившемся движении у экрана; выбор и оптимизация параметров аэродинамической компоновки экраноплана; исследования эффективности поддува струй под крыло; исследования по нестационарной аэродинамике; исследования динамики полёта в экранном и переходном режимах полёта; оценки аэродинамической эффективности и лётно-технических характеристик; разработка и внедрение новой техники и методики аэродинамического эксперимента и экспериментального оборудования при исследовании аэродинамики и динамики полёта экранопланов. Основная задача исследований состояла в определении совокупности параметров несущей системы, оптимизирующих максимальное аэродинамическое качество в крейсерском режиме полёта при заданной абсолютной высоте над экраном с ограничениями, обусловленными требованиями к несущим свойствам, балансировке и продольной статической устойчивости на всех режимах полёта.

По результатам выполненных многопараметрических исследований в СибНИА показано, что наиболее полно требованиям по несущим свойствам, аэродинамическому качеству, эффективности органов продольного управления, продольной и боковой статической устойчивости отвечают аэродинамические компоновки составного крыла нормальной схемы с хвостовым оперением. Для решения задачи выбора безразмерных геометрических параметров консолей и центроплана были проведены при определённых ограничениях обширные исследования влияния: удлинения центроплана в классе составных крыльев с одинаковым геометрическим удлинением; удлинения консолей с постоянной относительной площадью в классе составных крыльев с одинаковыми центропланами; относительной площади консолей при сохранении общего размаха аэродинамической компоновки экраноплана. По результатам этих исследований определены оптимальные варианты аэродинамических компоновок, параметры консолей, центроплана и хвостового оперения.

В части динамики полёта наряду с линейными методами разработана методика исследования устойчивости движения экраноплана с учётом нелинейной зависимости аэродинамических характеристик от высоты как в крейсерском, так и на режиме взлёта, начиная с $V = 0$ (бесконтактный взлёт). Примеры расчёта для 4-х компоновок подтвердили эффективность искусственной стабилизации и демпфирования угла тангажа для обеспечения устойчивости.

Результаты исследований аэродинамики крыльев и несущих систем при установившемся движении у экрана, по выбору и оптимизации компоновки, эффективности поддува и по нестационарной аэродинамике и динамике полёта в экранном и переходных режимах полёта в СибНИА сформировано заключение, что перспективной аэродинамической компоновкой экранопланов нового поколения является «составное крыло» со средним расположением консолей крыла по бортовой хорде механизированного центроплана с концевыми шайбами и с «я» или «У»-образным хвостовым оперением. Для обеспечения требуемых взлётно-посадочных характеристик экранопланов должно быть предусмотрено применение способов энергетического повышения несущих свойств центроплана.

КРИТЕРИЙ ПРОЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ МОДЕЛЕЙ ЛА ИЗ ОДНОНАПРАВЛЕННЫХ КОМПОЗИТОВ

А.И. Олейников (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

При проектировании моделей современных ЛА необходимо обеспечить запас прочности его элементов из ПКМ при всех исследуемых режимах аэродинамических испытаний. Полное чисто экспериментальное обоснование прочности композитных конструкций является очень многоаспектным и слишком дорогостоящим. Расчетное сопровождение на основе более точных и надежных теорий позволяет существенно ограничить необходимое число тестовых нагружений конструкции. Коэффициент запаса прочности ПКМ рассчитываются по критериям прочности монослоев. Специальные сравнительные исследования известных критериев показывают, что с наибольшим числом тестов согласуется критерий [1], который также охватывает наибольшее число их характеристик. Предельная огибающая [1] существенно нелинейная, что может приводить к неустойчивости критерия по входным данным. Также [1] содержит геометрические подгоночные параметры, величина которых рекомендуется авторами. Аналоги [1] с прямолинейной огибающей и физическими константами ПКМ рассматривались в [2,3]. В данной работе критерий [3] рассмотрен для случаев произвольного плоского и объемного напряженного состояния.

Для тонкостенных элементов конструкции, нагруженных силами в плоскости, критерий прочности ПКМ по условию разрушения матрицы, в ортотропных осях записывается в виде

$$\frac{\sigma_{22}}{S_{22}^{\pm}} + \frac{\sigma_{12}^2 S_{22}^{\pm}}{S_{21}^2 \sigma_{22}} \frac{1}{4tg^2 \alpha_{\pm}} = 1, \quad (1)$$

при $S_{22}^+ \cos^2 \alpha_{\pm} < \sigma_{22} \leq S_{22}^+$, $0 \leq |\sigma_{21}| < 2|S_{21}| \sin^2 \alpha_{\pm}$ и $S_{22}^- \leq \sigma_{22} < S_{22}^- \cos^2 \alpha_{\pm}$, $0 \leq |\sigma_{21}| < 2|S_{21}| \sin^2 \alpha_{\pm}$;

$$\left| \frac{\sigma_{21}}{S_{21}^{\pm}} \right| + \frac{\sigma_{22}}{S_{22}^{\pm}} (1 - tg^2 \alpha_{\pm}) = 1, \quad (2)$$

при $2|S_{21}| \sin^2 \alpha_{\pm} \leq |\sigma_{21}| \leq |S_{21}|$, $0 \leq \sigma_{22} \leq S_{22}^+ \cos^2 \alpha_{\pm}$ и $|S_{21}| \leq |\sigma_{21}| \leq 2|S_{21}| \sin^2 \alpha_{\pm}$, $S_{22}^- \cos^2 \alpha_{\pm} \leq \sigma_{22} \leq 0$, где S_{22}^{\pm} – поперечная прочность на растяжение (+) или сжатие (-), S_{12} – прочность при продольном сдвиге, α_{\pm} – угол наклона плоскости разрушения при поперечном сжатии, $tg \alpha_{\pm} = -tg \alpha_{\mp} S_{22}^{\pm} / S_{22}^{\mp}$.

По условию разрушения волокон критерий прочности $\sigma_l = S_{11}^{\pm}$, где σ_l – нормальное напряжение в поперечном сечении, S_{11}^{\pm} – продольная прочность на растяжение или сжатие [4]. Последнее условие применимо и для элементов конструкции, находящихся в объемном напряженном состоянии. Для таких элементов критерий прочности по условию разрушения матрицы имеет вид

$$\sigma_{nn} + m_{\psi}^{\pm} \sigma_{n\psi} = Y^{\pm}, \quad (3)$$

где σ_{nn} , $\sigma_{n\psi}$ – соответственно нормальное и касательное напряжение, действующие на площадке

$n = (0, \cos \alpha, \sin \alpha)$: $\sigma_{nn} = \sigma_{ij} n_j n_i$, $\sigma_{n\psi} = \sqrt{\sigma_{nt}^2 + \sigma_{nl}^2}$, σ_{nt} , σ_{nl} – составляющие касательного напряжения по направлению $t = (0, -\sin \alpha, \cos \alpha)$ и $l = (1, 0, 0)$, соответственно: $\sigma_{nt} = \sigma_{ij} n_j t_i$,

$\sigma_{nl} = \sigma_{ij} n_j l_i$; $m_{\psi}^{\pm} = \sqrt{(m_t^{\pm})^2 \cos^2 \psi + (m_l^{\pm})^2 \sin^2 \psi}$, $\psi = \arctg(\sigma_{nl} / \sigma_{nt})$, $m_t^{\pm} = \pm tg 2\alpha_{\pm}$, $Y^{\pm} = S_{22}^{\pm} (1 + 1 / \cos 2\alpha_{\pm}) / 2$, $m_l^{\pm} = Y^{\pm} / |S_{21}|$, угол α максимизирует левую часть (3), $i, j=1,2,3$.

Характеристические прочности слоя S_{22}^{\pm} и S_{21} определяются по результатам стандартизованных испытаний на разрушение, $\alpha_{\pm} = 53^\circ$. Приводятся результаты экспериментальной проверки критериев для однонаправленных стекло- и углепластиков при

одноосном растяжении и сжатии вдоль и под углом к волокнам, а также при двухкомпонентном нагружении комбинациями поперечного сжатия или растяжения и продольного сдвига. Показывается, что данные критерии с линейной огибающей и физическими константами ПКМ хорошо соответствует опытным данным и используются для расчетного обоснования запаса прочности композитных элементов моделей ЛА для аэродинамических испытаний.

Литература:

1. Puck A., Schürmann H. Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models // Compos. Sci. Technol. 2002. V. 62. P. 1633–1662.
2. Олейников А.И. Оценка статической прочности слоистых композитов // Ученые записки ЦАГИ. 2019. Т. L, №4, с. 53–66.
3. Олейников А.И. Варианты критерия прочности однонаправленных полимерных композитов по условию разрушения связующего при наличии сжатия перпендикулярно волокнам // ПММ. РАН. 2022. Т. 86, № 2, с. 223–234.
4. Работнов Ю.Н. Прочность слоистых композитов // Изв. АН СССР. МТТ. 1979. №1, с. 113–119.

ОЦЕНКА СОПРОТИВЛЕНИЯ ДЕФЕКТОВ ВНЕШНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ САМОЛЁТОВ

А.Н. Петрушкин, Ю.Н. Свириденко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

За последние годы технология производства поверхностей пассажирских самолётов значительно улучшилась (применяются соединение панелей обшивки встык, композитные материалы, шпаклёвка, потайная клёпка) однако на внешней поверхности современных самолётов существуют дефекты, создаваемые производственными неровностями, и имеются отклонения реальных аэродинамических обводов планера от теоретической геометрии. Дефекты поверхности вызывают дополнительное сопротивление, которое приводит к увеличению расхода топлива. Поэтому на стадии производства необходим анализ состояния внешней поверхности самолетов, контроль уровня дополнительного сопротивления и принятие своевременных конструктивных и технологических мер по его уменьшению для каждого экземпляра самолёта.

Характерные высоты дефектов поверхности примерно на порядок меньше толщины пограничного слоя, а толщина пограничного слоя на два порядка меньше размеров самолёта. Такое разнообразие масштабов существенно усложняет полное численное исследование обтекания производственных неровностей даже при современном уровне развития вычислительной техники. Поэтому для оценки дополнительного сопротивления производственных неровностей используются упрощенные зависимости, построенные на результатах экспериментальных исследований в АДТ с помощью плавающего элемента с учётом расчётных исследований.

Ранее в работе [1] были рассмотрены двумерные дефекты внешней поверхности в виде прямых и обратных уступов, планок и выемок и было показано, что в диапазоне высот неровностей $h/\delta < 0.1$ сопротивление дефектов может быть представлено в виде: $C_x/C_f = A \cdot \lg(1 + h^+ / D)$, где коэффициенты A и D являются функциями числа M и $h^+ = h \cdot U_\tau / \nu$, $U_\tau = U_e \cdot \sqrt{C_f} / 2$ – скорость трения, ν – кинематическая вязкость потока, C_f – коэффициент трения в месте расположения дефекта.

В данной работе приведены результаты экспериментальных исследований трёхмерных дефектов внешней поверхности: типа цилиндрических выступов и углублений, сферических сегментов, имитирующих выступающие головки заклёпок и винтов. Обработка экспериментальных данных в переменных пристеночного подбоя показала, что сопротивление трёхмерных дефектов в диапазоне высот неровностей $h/\delta < 0.1$ и при $d/h < 10$ может быть представлено в виде: $C_x/C_f = f(h^+, d^+, M)$, где $h^+ = h \cdot U_\tau / \nu$ и $d^+ = d \cdot U_\tau / \nu$ – высота и диаметр трёхмерного дефекта.

В работе рассмотрены алгоритмы для оценки дополнительного сопротивления пассажирского самолета, обусловленного дефектами внешней поверхности планера и отклонениями реальной геометрии планера от теоретической геометрии по измерениям в реперных точках. Полученные оценки могут быть использованы для уточнения параметров топливной эффективности конкретного самолета.

Литература:

1. Петрушкин А.Н. Сопротивление двумерных выступов в турбулентном пограничном слое / Материалы XXXII научно-технической конференции по аэродинамике. – Изд. ЦАГИ, 2021, с.82.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОТЕЧЕСТВЕННОГО ФРЕЗЕРНОГО ИНСТРУМЕНТА ДЛЯ ОБРАБОТКИ СТАЛИ В МОДЕЛЬНОМ ПРОИЗВОДСТВЕ ЦАГИ

В.А. Пупчин, С.А. Болсуновский, А.В. Шиняев, А.А. Баранов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В современных условиях, ограниченных полностью или частично, поставок зарубежного режущего инструмента важной задачей становится переориентация модельного производства ЦАГИ на импортозамещающий отечественный инструмент. В данной работе проведено экспериментальное исследование фрезерного инструмента для обработки высокопрочной закаленной стали 30ХГСА, применяемого при изготовлении деталей типа консоли крыла аэродинамической модели в АДТ ЦАГИ. Рассматривался применяемый до последнего времени импортный режущий инструмент ф. YG-1 (Южная Корея) и перспективные отечественные аналоги производства ПО «Стрела» (г. Оренбург) и ф. Аксис (г. Пенза).

В качестве модели для экспериментальной обработки был выбран карман сложной формы в заготовке из закаленной стали 30ХГСА (твердость 34-39 HRCэ). Карман был спроектирован с учетом необходимости создания зон повышенной нагрузки на инструмент для интенсификации процесса износа режущих кромок. Такими зонами являются области обработки полным диаметром инструмента, а также зоны со скачкообразным увеличением усилий обработки ввиду повышения охвата инструмента (рисунок 1). Заготовка для экспериментальной обработки закреплялась на динамометрической платформе, позволяющей регистрировать усилия резания по трем осям в реальном времени для последующего анализа. Обработка велась в течение 2ч 12 мин до полной обработки кармана с замером усилий резания каждые 9,5 минут. Результаты замеров были проанализированы при помощи специального ПО Dynoware (ф. Kistler). Усилия резания при обработке инструментом YG-1 находились в диапазоне 128-173 Н, инструментом ПО «Стрела» - 148-152 Н, инструментом Аксис – 147-157 Н.



Рис. 1. Карман сложной формы для обработки в технологическом эксперименте.

После обработки кармана проводилось исследование состояния рабочих поверхностей режущих кромок инструмента. Наименьшую величину износа по задней поверхности режущей кромки показала фреза ПО «Стрела» (по задней поверхности 25 мкм, по передней поверхности 46 мкм), по передней – фреза ф. Аксис (по задней поверхности 27 мкм, по передней поверхности 34 мкм). Фреза ф. YG-1 продемонстрировала наименьший износ по задней кромке (~ 22 мкм), однако скалывание зубов фрезы привело к существенному увеличению усилий резания на заключительных проходах обработки. Также для фрезы YG-1, в отличие от фрез Аксис и ПО «Стрела», была обнаружена «лунка» на передней поверхности.

Результаты анализа данных полученных в процессе эксперимента, а также при исследовании режущих кромок инструмента методами микроскопии показали конкурентоспособность отечественного инструмента в сравнении с используемым в производстве зарубежными фрезами ф. YG-1. Было принято решение о приобретении опытной партии отечественного инструмента ф. Аксис для апробации при изготовлении деталей аэродинамических моделей.

ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ МНОГОВИНТОВОГО КОНВЕРТИРУЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА, ОСНАЩЕННОГО ГИБРИДНОЙ ИЛИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

А.В. Редькин (ФАУ ЦАГИ, г. Жуковский)

Разработчики современных концепций вертикально взлетающих и конвертируемых летательных аппаратов (ЛА) опираются на новые прорывные технологии в области производства электрических компонентов для силовых установок: электродвигателей, генераторов, контроллеров-преобразователей, аккумуляторных батарей и т.п., позволяющих в ближайшей перспективе улучшить экологические и летно-технические показатели данного класса ЛА, а также обеспечить высокий уровень надежности и безопасности полета, который позволит их применять для внутригородских и пригородных перевозок в качестве аэротакси.

В выполненной работе была рассмотрена задача определения отказобезопасности многовинтового конвертируемого ЛА. Основным критическим расчетным случаем для оценки потребной суммарной мощности подъемных электродвигателей является отказ по крайней мере одного ЭД в режиме висения, как это указано в требованиях для винтокрылых аппаратов транспортной категории (п. 29.53, АП-29). Соответственно, в зависимости от количества подъемных винтов несущей системы конвертируемого ЛА определен необходимый запас мощности ЭД, необходимый для обеспечения безопасности полета на взлете и посадке в случае отказа одной и, как правило, отключения симметричной винтомоторной группы (ВМГ).

Для определения критических показателей надежности конвертируемых ЛА был применен метод структурных схем, выстроена методика расчета. Был рассмотрен характерный для данного типа ЛА профиль полета, построена структурная схема взаимодействия элементов силовой установки и элементов конструкции для основных режимов полета: вертикальный взлет, набор высоты и снижение; переходный режим разгона до крейсерской скорости и торможение; крейсерский режим. Гибридная силовая установка (ГСУ) является основным новым элементом, структурная схема которого определяет возможность функционирования ЛА в целом и возможность обеспечения требуемых значений вероятности катастрофической ситуации (КС). В частности, важнейшей подсистемой, влияющей на работоспособность ЛА на режимах взлета/посадки и переходных режимах, является система уборки/выпуска или фиксации подъемных винтов.

Анализ показателей надежности в качестве оценочного примера был выполнен для конвертируемого ЛА с шестивинтовой несущей системой, оснащенного ГСУ с двумя ТВД. В соответствии с составленной структурной схемой и полученными на основании доступных источников характеристик надежности основных компонентов ГСУ для каждого режима полета были определены вероятности отказа (ВО) основных её компонентов, на основании данных результатов рассчитаны вероятность КС и функционального отказа.

Результаты расчета показателей надежности приведены в итоговой таблице 3 статьи [1]. Полученное значение вероятности КС на час полета для режимов взлета, посадки, переходного режима шестивинтового конвертируемого ЛА, оснащенного ГСУ, находятся в диапазоне 10^{-11} – 10^{-10} (практически невероятное событие), позволяют сделать вывод о возможности его соответствия требованиям норм летной годности АП-25.

При условии обеспечения требуемого запаса мощности ЭД единичный отказ или комбинации двойного отказа подъемных ВМГ не приведут к КС и аварийной ситуации (АС). Критическим элементом является система уборки/выпуска (фиксации) подъемных ВМГ, предварительные значения ВО для данной системы – $2,121 \times 10^{-5}$ на час полета. Однако, в случае обеспечения возможности посадки конвертоплана на ближайший запасной аэродром «по-самолетному», отказ системы уборки/выпуска не приводит к КС или АС. Другим вариантом решения данной проблемы может быть увеличение количества ВМГ и оптимизация компоновки конвертируемого ЛА, которая могла бы обеспечить безаварийную посадку при отказе двух ВМГ, что может улучшить показатели надежности до требуемого уровня.

В целом полученные в работе результаты оценки надежности и отказобезопасности показывают, что разрабатываемые в настоящее время проекты многовинтовых конвертируемых ЛА, оснащенные электрическими и ГСУ, потенциально могут обеспечить необходимый для выполнения пассажирских перевозок уровень безопасности полетов.

Литература:

1. Редькин А.В., Ковалев И.Е., Ялоза Ю.А. Оценка надежности конвертируемого летательного аппарата с гибридной силовой установкой и многовинтовой несущей системой. Научный Вестник МГТУ ГА. Том 23, № 05, 2020.

КОМПЛЕКСНОМ ВНЕДРЕНИИ НОВЕЙШИХ МЕТОДОВ ИНЖЕНЕРНЫХ РАСЧЕТОВ НА ПАО ИЛ

М.С. Рублев (ООО «Аванс Инжиниринг», г. Екатеринбург)

В докладе рассмотрены вопросы применения технологий компьютерного моделирования междисциплинарных физических процессов.

Переход к технологиям проектирования с преобладанием расчетных моделей высокой точности, позволяют уже на ранних этапах проектирования проводить проверку конструкторских решений в условиях, максимально приближенных к эксплуатационным, то есть осуществлять виртуальные испытания, значительно сокращая число реальных. В отличие от традиционных натурных испытаний данный подход дает возможность проверять намного большее количество итераций конструкции, проводить многопараметрическую и многокритериальную оптимизацию с учетом всего набора требований к изделию и его компонентам и, как результат, значительно снизить стоимость и сроки разработки продукции.

Цифровые компьютерные методы проектирования применяются уже несколько десятилетий в различных отраслях, что обеспечивает максимальную надежность производимой продукции, соответствие стандартам, высокий уровень ее конкурентоспособности на мировом рынке.

АПРОБАЦИЯ СИСТЕМЫ СОГЛАСОВАННОГО УПРАВЛЕНИЯ ЧИСЛОМ МАХА И ПОЛОЖЕНИЕМ МОДЕЛИ ЛА В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ Т-106

Д.С. Рудаков, П.В. Савин, Э.П. Тепляков (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Продолжительность пуска в АДТ Т-106 в настоящее время определяется методикой эксперимента, предусматривающей дискретное перемещение механизма α по углам атаки. Весовые измерения осуществляются после установки модели летательного аппарата (ЛА) на заданный угол атаки ($-\alpha$), и выполнения критериев по установлению режима по числу М.

Изменение α модели ЛА приводит к увеличению затенения рабочей части и, следовательно, к росту сопротивления всей рабочей части и изменению числа М. Существующий алгоритм работы САУ "М- α " предусматривает последовательное выполнение этапов установления заданного α и регулировку числа М в соответствии с изменившимися геометрическими характеристиками проточного сечения рабочей части (с соответствующими временными затратами).

В 2019-2020 гг. была внедрена новая система управления числом М и положением модели ЛА АДТ Т-106 на базе современного программируемого логического контроллера (ПЛК). Данная система открыла возможность согласованного автоматического управления числом М и положением модели ЛА, что потенциально позволяет сократить время аэродинамического эксперимента за счёт компенсации изменения числа М при изменении угла атаки α , а также повысить точность регулирования.

По результатам испытаний с отключенной системой регулирования числа М для нескольких различающихся по площади крыла моделей на различных режимах по числу М были определены возмущающие воздействия от перемещения модели ЛА по углу атаки на число Маха. Пример результатов таких испытаний для контрольной модели №533 (относительная площадь 6.2%) показан на Рисунке 1.

В ходе математического моделирования регулятор числа Маха был оптимизирован с учётом полученных возмущающих воздействий. Полученная схема регулирования с компенсацией возмущающих воздействий от перемещения модели ЛА была реализована в

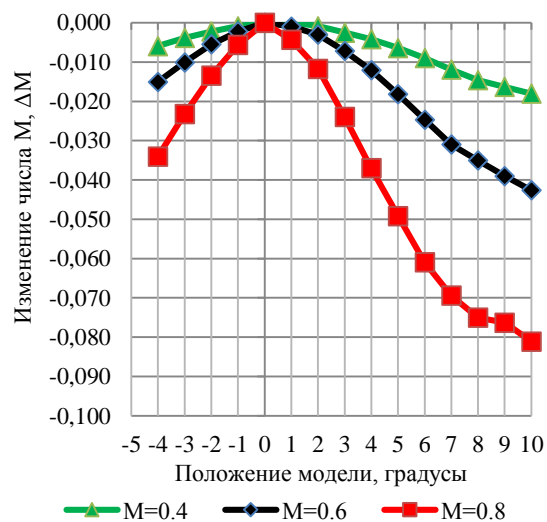


Рис. 1. Изменение числа М в зависимости от изменения положения модели ЛА

программном обеспечении САУ АДТ Т-106 с последующими испытаниями на контрольной модели №533 на режиме $M=0.8$ (рис. 2).

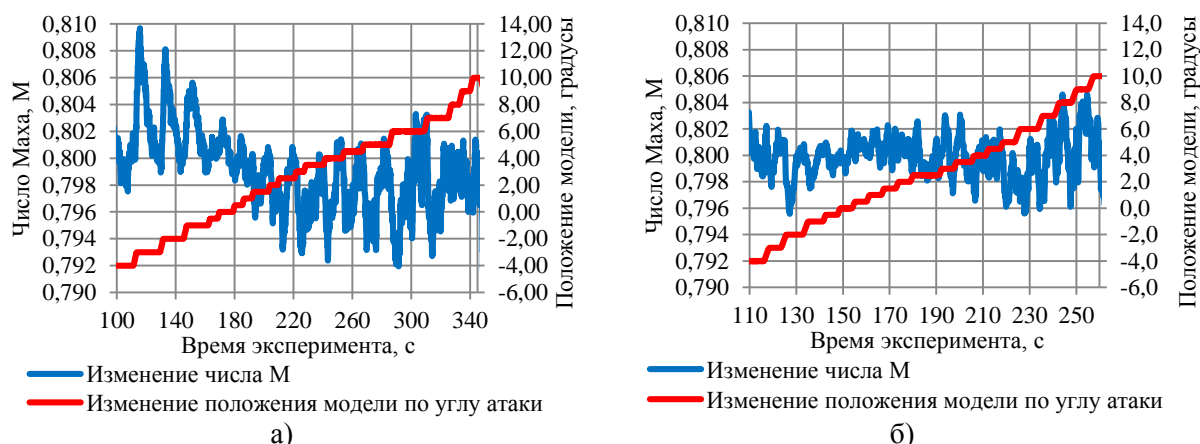


Рис. 2. Сравнение эксперимента без компенсации (а) и с компенсацией (б)

Результаты испытаний показали сокращение информационного времени эксперимента на 90 секунд (30% информационного времени эксперимента), что положительно сказывается на производительности АДТ Т-106 и имеет серьёзный экономический эффект.

УДАРНО-ВОЛНОВЫЕ СТРУКТУРЫ В СВЕРХЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИКЕ И ГАЗОВОЙ ДИНАМИКЕ

К.Э. Савелова, М.В. Чернышов (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург)

В последнее время активно ведутся исследования двигателей, использующих в своей работе процесс детонации. В том числе, в работах [1, 2] предложена и обоснована идея комбинированного прямоточного реактивного двигателя, в котором различные части потока топливно-воздушной смеси за возникающей тройной конфигурацией маховского отражения используются в различных термодинамических циклах. В частности, поток за отраженным скачком, обладающий меньшей температурой и претерпевший относительно меньшие потери полного давления, может использоваться по схеме «классического» прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Течение за главным (маховским) скачком, обладающее, особенно при больших сверхзвуковых скоростях полёта, много [3] меньшим давлением торможения и большей температурой, способствующей инициированию химических реакций, целесообразнее использовать по схеме прямоточного детонационного двигателя. При этом многократно повышенная температура потока газа (топливно-воздушной смеси) за маховским скачком уплотнения, порою в несколько раз превышающая температуру за системой из падающего и отраженного косых скачков, может инициировать импульсный энергоподвод, существенно влияющий на ударно-волновую структуру течения [4].

Полный параметрический анализ ударно-волновой структуры течений с маховским отражением скачков уплотнения при наличии возможности импульсного энерговыделения, может представлять интерес при анализе и проектировании газодинамических импульсных устройств, двигательных установок аэрокосмической техники.

Тройные конфигурации стационарных скачков уплотнения представляют собой ударно-волновые системы, состоящие из трех ударных волн (не движущихся в выбранных системах координат). Эти три скачка связаны через общую (тройную) точку, из которой исходит контактный разрыв. Такие конфигурации появляются во многих сверхзвуковых течениях; например, в соплах ракет, струйных течениях и воздухозаборниках авиационно-космических двигателей, при сверхзвуковых обтеканиях тел, при взаимодействии сверхзвуковых струй с преградами, в технологических применениях сверхзвуковых струйных течений, в других многочисленных приложениях сверхзвуковой газодинамики и аэродинамики.

С точки зрения теории взаимодействия газодинамических разрывов, тройные конфигурации возникают в результате неравномерного отражения скачков (маховское отражение), а также в некоторых частных случаях взаимодействия догоняющих и встречных

скачков. Нерегулярное взаимодействие, как показывает анализ формирования сложных ударно-волновых структур, также приводит к образованию одной или нескольких тройных точек.

Решения, соответствующие формированию «отрицательных» конфигураций, обычно всегда весьма неоднозначны, и необходимо подтверждать их реализуемость (как и устойчивость возникающих ударно-волновых структур) в каждом отдельном практически важном случае.

Ударно-волновые структуры, образующиеся в результате взаимодействия скачков и волн между собой, с различными поверхностями и со слабыми разрывами, могут быть проанализированы в рамках локальной теории интерференции газодинамических разрывов, позволяющей связать не только параметры течения на сторонах взаимодействующих разрывов, но и их пространственные производные с помощью так называемых дифференциальных условий динамической совместности.

В работах [5, 6] были найдены параметры экстремальных ударно-волновых структур – тройных конфигураций с максимальным соотношением или перепадом полных давлений, плотностей, температур, скоростей и скоростных напоров, акустических импедансов и других параметров течения на сторонах тангенциального разрыва, исходящего из тройной точки. Показано, что многие параметры течения (в частности, импульсы потока и давления торможения) на сторонах тангенциального разрыва могут отличаться в десятки и сотни раз.

Поскольку тройные конфигурации являются типичными ударно-волновыми структурами, образующимися при нерегулярном отражении скачков уплотнения, взрывных и других ударных волн, возможности их оптимизации могут быть использованы в физике взрыва и взрывотехнике для усиления или во избежание разрушительных эффектов.

Возможности оптимизации ударно-волновых систем в задачах внешней сверхзвуковой аэродинамики хорошо иллюстрируются рядом модельных примеров (обтекание одиночной пластины, пластины с передним щитком, многоугольных профилей [6]). Ударно-волновые системы, возникающие как на верхней, так и на нижней стороне обтекаемого тела, подвергаются оптимизации с учётом взаимной зависимости их параметров, обусловленной как особенностями формы тела, так и распадом разрыва давления и направления потока на его нижней кромке.

Уже решение простейшей задачи о сверхзвуковом обтекании одиночной пластины с фиксированным углом атаки, показывает немонотонное изменение давления на каждую из сторон обтекаемого тела, его подъемной и нормальной сил в зависимости от числа Маха полета, что характеризуется рядом аналитических соотношений [6].

Численное и аналитическое решение задачи оптимизации обтекания пластины с передним щитком (простейшая модель крыла с предкрылком) показывает, что при малых сверхзвуковых числах Маха течения максимум подъемной силы на пластине достигается при отрицательном, а при умеренных и больших – при положительном угле атаки переднего щитка. Этот вывод, полученный для разности статических давлений на пластине, несправедлив в отношении ряда других функций (в частности, разности температур). Получены аналитические соотношения, характеризующие немонотонность изменения как разности давлений на пластине, так и параметров течения на её отдельных сторонах.

Принято полагать, что нормальная и подъемная сила многоугольных профилей растёт с увеличением их толщины. В работе [6] аналитически показано, что при утолщении тонких трех- и четырехугольных профилей с хотя бы одной угловой точкой на нижней стороне их подъемная и нормальная силы сначала претерпевают минимум. Наличие этого минимума определяется параметрами ударно-волновой системы на нижней стороне профиля. Аналитически показано, что при увеличении (уменьшении) подъемной силы на определяющей нижней стороне профиля увеличивается (уменьшается) давление потока за соответствующей ударно-волновой системой, а результатом взаимодействия составляющих её скачков и волн, наоборот, является простая волна разрежения (сжатия).

Полученные аналитические и численные результаты не только носят иллюстративный характер, но и могут быть применены при газодинамическом конструировании обтекаемых тел, оптимальных или близких к оптимальным.

Литература:

1. Иванов М.С., Кудрявцев А.Н., Троцюк А.В., Фомин В.М. Способ организации детонационного режима горения в камере сгорания сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя // Заявка на выдачу патента на изобретение № 2004136236/06 от 10.12.2004, номер патента RU 2285143 С2 от 10.10.2006.

2. Chernyshov M.V., Murzina K.E., Matveev S.A., Yakovlev V.V. Shock-wave structures of prospective combined ramjet engine // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. 2019. Vol. 618. Paper No. 012068. 10 p. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/618/1/012068>
3. Усков В.Н., Чернышов М.В. Особые и экстремальные тройные конфигурации скачков уплотнения // Прикладная механика и техническая физика. 2006. Т. 47. № 4. С. 39-53.
4. Chernyshov M.V., Kapralova A.S., Matveev S.A., Savelova K.E. Stationary Mach Configurations with Pulsed Energy Release on the Normal Shock // Fluids. 2021. Vol. 6. Issue 12. Paper No. 439. 16 p.
5. Tao Gang, Uskov V.N., Chernyshov M.V. Optimal triple configurations of stationary shocks // Shock Waves. Proceedings of the 24th International Symposium on Shock Waves. Beijing, China: Tsinghua University Press and Springer-Verlag, 2005. V. 1. P. 499-504.
6. Усков В.Н., Чернышов М.В. Особые и экстремальные тройные конфигурации скачков уплотнения // Прикладная механика и техническая физика. 2006. Т. 47 (4). С. 39-53.

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ОТРАБОТКЕ МЕТОДИКИ ПЕРЕНОСА ПРОФИЛЬНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗАКРЫЛКОВ И ПРЕДКРЫЛКОВ НА СТРЕЛОВИДНОЕ КРЫЛО КОНЕЧНОГО РАЗМАХА

М.В. Сагайдак, В.А. Терехин

(Филиал «Региональные самолёты» ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва)

На предварительных этапах проектирования самолета, когда выбираются его основные геометрические параметры, целесообразно использовать упрощенные приближенные полуэмпирические методы расчёта аэродинамических характеристик (АДХ). В таких методах требуется минимум исходных данных по компоновке самолёта, они позволяют легко варьировать геометрические параметры и с приемлемой для этого этапа точностью оценивать АДХ.

Разработке инженерных методик, позволяющих определить АДХ крыла самолёта во взлётно-посадочных конфигурациях, посвящено большое количество работ. Анализ ряда публикаций, содержащих приближенные полуэмпирические методики расчета АДХ крыла самолета с отклоненными закрылками и предкрылками показал, что некоторые коэффициенты и графические зависимости, используемые в них, копируются из одной публикации в другую, зачастую с пропуском существенной информации об их применении, и получены в середине прошлого столетия свойственными для того времени методами (в частности, методом несущей линии).

В приближенных методиках расчета АДХ самолета с выпущенной механизацией обычно выделяются два этапа: сначала тем или иным способом в двумерной постановке определяются приращения АДХ профилей крыла при отклонении закрылков и/или предкрылков с принятой в проекте геометрией, затем выполняется приближенный пересчет полученных профильных характеристик на крыло с секциями закрылков/предкрылков, занимающими заданную часть размаха крыла.

В целях контроля коэффициентов и зависимостей, применяемых в публикациях для пересчета профильных приращений коэффициентов подъемной силы C_y и момента тангажа m_z при отклонении закрылков или предкрылков на крыло конечного размаха с посекционным отклонением механизации, методом несущей поверхности (дискретных вихрей) проведена серия систематизированных параметрических расчетов. Расчеты выполнены для несущей поверхности в виде трапециевидного крыла, вдоль задней и передней кромки консолей которого выделены по 10 секций независимо отклоняемых несущих поверхностей – щитков, моделирующих секции закрылков и предкрылков. В расчетах варьировались удлинение крыла ($\lambda=5...15$ и ∞), его сужение ($\eta=1... \infty$), стреловидность ($\chi=0... 45^\circ$). В каждом наборе расчетных параметров определены приращения коэффициентов C_y и m_z крыла при отклонении щитков на задней/передней кромках нарастающим итогом и в различных сочетаниях для моделирования отклонения секций закрылков и предкрылков, занимающих только часть размаха крыла, а также сделаны оценки их соответствующего вклада. Для ряда сочетаний расчетных параметров крыла выполнены расчеты эффективности щитков с различной относительной хордой, и путем сопоставления с расчетом крыла сверхбольшого (бесконечного) удлинения оценено изменение эффективности щитков-закрылков при переходе от 2-мерного профиля к крылу конечного размаха.

Результаты выполненных расчетов, в целом, показали приемлемую точность широко используемых в публикациях по аэродинамике механизированного крыла коэффициентов пересчета профильных данных на крыло в части коэффициента C_y при отклонении секций

закрылков реальных размеров, для пересчета профильного коэффициента m_z получены уточненные зависимости и их аппроксимации. Кроме того, по результатам расчетов эффективности закрылков на крыле с изломом задней кромки (характерным для современных крыльев транспортных самолетов) оценена точность использования для такого крыла-битрапеции аппроксимаций из расчетов крыла трапециевидной.

Вычислительные алгоритмы, аппроксимирующие результаты выполненных расчетов, в совокупности с рядом других расчетно-экспериментальных данных реализованы в ПО EXCEL/VBA как табличный расчет АДХ самолета с выпущенной механизацией крыла.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ШАРНИРНЫХ МОМЕНТОВ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ FLUENT

А.П. Сашин, П.В. Ерохин

В работе представлены результаты численного моделирования шарнирных моментов органов управления в программном комплексе Ansys Fluent с различными моделями турбулентности. Основной целью работы является получение эффективного инструмента для вычисления шарнирных моментов органов управления.

При расчетах использовались три конфигурации крыла: с отклоненным щитком, элероном и расщепляющимся элероном.

При помощи программного комплекса Ansys Fluent получены картины обтекания профиля крыла с отклоненным щитком, консоли стреловидного крыла среднемагистрального пассажирского самолета с отклоненными элеронами, стреловидного крыла с расщепляемыми элеронами при разных углах расщепления.

В результате исследований проведены расчеты для различных моделей турбулентности, вычислены коэффициенты шарнирных моментов органов управления. Полученные данные имеют хорошую сходимость с данными из эксперимента, что позволяет сделать вывод о возможности применения данного подхода для вычисления $m_{ш}$ с достаточной степенью точности. Данный инструмент позволит получить данные для дальнейшего определения требуемых мощностей приводов без дорогостоящих экспериментов в аэродинамических трубах.

ИССЛЕДОВАНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЁТА МАЛОЙ АВИАЦИИ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ АДАПТИВНЫХ ЗАКРЫЛКОВ

П.Л. Сверканов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В работе [1] проводились исследования повышения аэродинамического качества самолёта малой авиации с крылом симметричного профиля и простыми поворотными закрылками, работающими в качестве адаптивных совместно с рулём высоты по заданной программе.

Для определения характеристик устойчивости и управляемости самолёта малой авиации с автоматизированной системой управления и адаптивными закрылками считалось, что в канале руля высоты используется традиционный алгоритм следующего типа:

$$\delta_v = \delta_{v.l} + K_n \Delta n_{ya} + K_{\omega_z} \omega_z,$$

где:

$$\delta_{v.l} = K_{шв} X_v - \text{угол отклонения руля высоты, задаваемый лётчиком};$$

$$\Delta n_y = n_y - 1; \text{ в расчётах принималось, что } \Delta n_y \approx \Delta n_{ya};$$

$$K_n, K_{\omega_z} - \text{передаточные коэффициенты.}$$

Во избежание передачи сигналов по Δn_y и ω_z на закрылки программа управления ими должна строиться в зависимости от $\delta_{v.l}$, т.е. связь между приращениями углов отклонения руля высоты и закрылков имеет вид:

$$\delta_3 = \pm K_{3/v} \cdot \delta_{v.l},$$

где знак «+» соответствует схеме «утка», а знак «-» – нормальной схеме. В процессе исследований, проводившихся в работе [1], использовалась тематическая модель самолёта именно нормальной схемы.

Проведённые исследования показали, что условия устойчивости короткопериодического движения (определяемые коэффициентами соответствующего характеристического уравнения;

см. [2]) не зависят от использования закрылков, а наиболее быстрая реакция самолёта по тангажу с наименьшей «просадкой» перегрузки достижима за счёт подбора K_{ω_z} при $K_n = 0$ и заданном значении $K_{z/b}$, потребном для реализации огибающей поляры. Это означает, что в системе управления достаточно только демпфера тангажа, т.е. такая система упрощается. Кроме того, запаздывание в приводе демпфера тангажа практически не приводит к ухудшению пилотажных характеристик самолёта.

Следует отметить, что быстрое возрастание нормальной перегрузки, возникающее при отклонении адаптивных закрылков, может неблагоприятно оцениваться лётчиком. Этот недостаток предложено устранять за счёт использования так называемого префильтра в виде апериодического звена первого порядка с постоянной времени T_* (по рекомендации работы [2]). Если при заданном значении $K_{z/b}$ (см. выше) установившаяся величина Δn_y больше или равна достигаемой при скачкообразном отклонении руля высоты (это реализуется за счёт подбора K_{ω_z}), то потребное время срабатывания наиболее просто обеспечить за счёт подбора постоянной времени в префильтре, через который пропускается сигнал $\delta_{в.л}$ от лётчика. Это время может как задаваться соответствующими нормативными документами, так и определяться по характеру переходного процесса без учёта работы адаптивных закрылков. Путём подбора постоянной времени T_* возможно избежать «заброса» по перегрузке. При отключении или отказе канала адаптивных закрылков управление должно осуществляться без использования префильтра или с минимизацией его постоянной времени.

Литература:

1. Сверканов П.Л. Использование адаптивных закрылков на самолёте малой авиации. – Материалы XXVII научно-технической конференции по аэродинамике, пос. Володарского, 21÷22 апреля 2016 г.
2. Бюшгенс Г.С. Студнев Р.В. Аэродинамика самолёта: Динамика продольного и бокового движения. – М.: Машиностроение, 1979.

ПРИМЕНЕНИЕ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ СПЕЦИАЛЬНОГО ВИДА В ЗАДАЧАХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Ю.Н. Свириденко (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В настоящее время в процессах проектирования широко используются подходы, основанные на стохастических методах оптимизации: генетические алгоритмы, метод «компьютерного отжига». Стохастические методы оптимизации являются эффективным инструментом из-за универсальности, способности достигать глобального экстремума, возможности распараллеливания. Достоинства стохастических методов обеспечили их широкое применение в задачах аэродинамического проектирования. Основным недостатком является чрезвычайно большое число требуемых вычислений значений функционала, что ведет к невозможности использования сложных вычислительных моделей. В связи с этим актуальным является ускорение процесса оптимизации. Для этого возможно применение математических моделей на основе искусственных нейронных сетей, которые позволяют определять аэродинамические характеристики объектов, а также дают возможность проектирования объектов с заданными аэродинамическими характеристиками, рис. 1.

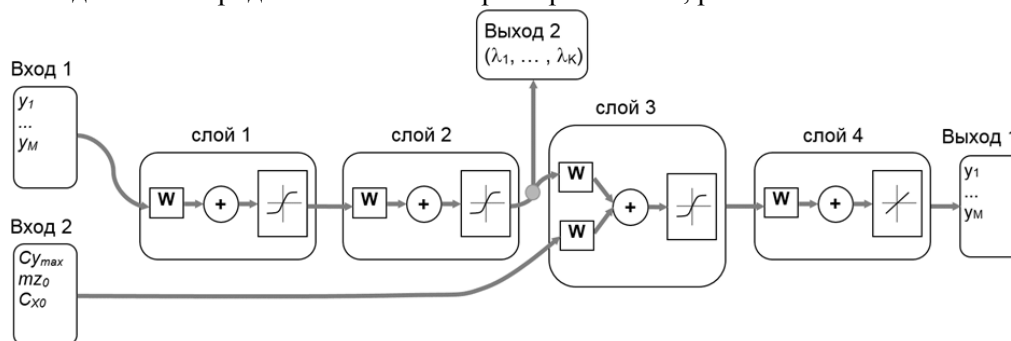


Рис. 1.

В работе рассмотрено применение нейронных сетей для оценки аэродинамических коэффициентов: подъемной силы, сопротивления и продольного момента профилей. Предложен метод ускорения алгоритмов стохастической оптимизации, основанный на использовании

искусственных нейронных сетей специального вида, позволяющих включить ограничения на характеристики объекта оптимизации непосредственно в пространство переменных проектирования. Ускорение процесса проектирования показано на примере применения стохастических методов оптимизации (генетического алгоритма, метода «компьютерного отжига») в задаче определения формы аэродинамического с заданными характеристиками.

Приведены примеры использования системы для построения семейств профилей в области заданных значений АДХ и ограничения максимальной относительной толщины профиля, рис. 2.

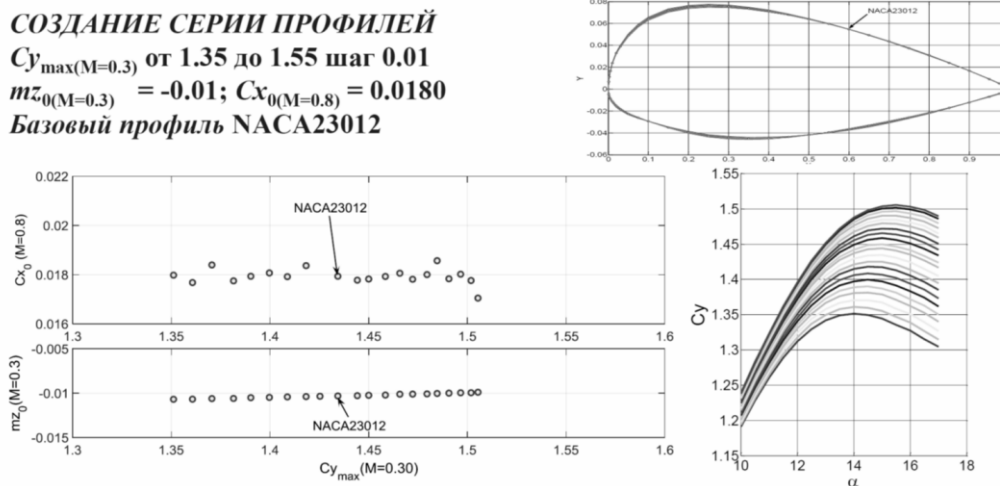


Рис. 2.

ПРОВЕРКА СООТВЕТСТВИЯ БАНКА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗДУШНОГО СУДНА РЕАЛЬНОМУ ОБЪЕКТУ НА ОСНОВЕ МЕТОДОВ ИДЕНТИФИКАЦИИ

А.В. Сериков, Г.Н. Сироткин, (АО «ЛИИ им. М.М. Громова», г. Жуковский)

Важная роль при создании новых образцов авиационной техники принадлежит математическим моделям (ММ) движения ВС, которые на начальном этапе разрабатываются с помощью расчетных методов аэродинамики и трубных испытаний в виде банка аэродинамических характеристик (АДХ) ВС, который на этапе летно-конструкторских испытаний подвергается проверке соответствия реальному объекту. Сопоставление данных банка АДХ ВС с материалами летных испытаний позволяет подтвердить или выявить необходимость уточнения аэродинамических характеристик ВС. В результате подтвержденные (уточненные) аэродинамические характеристики ВС в сочетании с данными банка двигательной установки (ДУ) становятся основой всех последующих анализов и расчетов. Например, на основе банка АДХ выполняется математическое моделирование динамики полета самолета и системы управления для сопровождения летных испытаний, где качество получаемых результатов существенно зависит от соответствия банка АДХ ВС реальному объекту. Для решения задачи проверки (уточнения) банка аэродинамических характеристик ВС реальному объекту предлагается использовать программный комплекс для идентификации (ПКИ) параметров ММ движения ВС по полетным данным [1], основными методами которого являются: метод наименьших квадратов (МНК), метод наименьших модулей (МНМ) и метод настраиваемой модели. Наличие разных критериев идентификации (по невязкам в уравнениях и по невязкам в переходных процессах) в составе ПКИ обеспечивает информативность и более широкие возможности по качественной оценке адекватности выбранной математической модели. Для идентификации используются данные, полученные при помощи системы бортовых измерений и регистрации.

Проверка (уточнение) банка аэродинамических характеристик ВС реальному объекту по материалам летных испытаний на основе методов идентификации включает:

- моделирование движения ВС на основе зарегистрированных в полете управляющих воздействий, параметров полета с применением подхода, который позволяет снизить требования к выполнению испытательных маневров в продольном и боковом движении [2].

- представление банков АДХ и ДУ ВС (расчет коэффициентов аэродинамических сил и моментов ВС, переходных процессов по фазовым переменным, производных коэффициентов

аэродинамических сил и моментов, балансирующих зависимостей в продольном и боковом движении) в виде, удобном для использования в ПКИ;

- идентификацию характеристик ВС по материалам летных испытаний, включающую расчет коэффициентов аэродинамических сил и моментов ВС, производных коэффициентов аэродинамических сил и моментов, балансирующих зависимостей в продольном и боковом движении с использованием ПКИ;

- оценивание постоянных составляющих ошибок измерений отклонений управляющих поверхностей, угловых скоростей, перегрузок и динамических составляющих учитывая ММ функционирования средств измерений (связь показаний которых с истинными значениями измеряемых величин может быть описана дифференциальными уравнениями);

- оценки соответствия банка АДХ ВС реальному объекту по критериям сравнения данных моделирования ВС и результатов идентификации характеристик ВС по материалам летных испытаний.

Проверку (уточнение) банка аэродинамических характеристик (АДХ) ВС реальному объекту по материалам летных испытаний на основе методов идентификации предлагается производить с использованием автоматизированного рабочего места (АРМ) оператора ПКИ [3] и рекомендуется применять в летных испытаниях новых образцов авиационной техники.

Литература:

1. Сериков А.В., Сироткин Г.Н. Разработка программного комплекса для идентификации параметров математической модели движения воздушного судна по материалам летных испытаний. Материалы XXXI Научно-Технической Конференции по Аэродинамике – ЦАГИ, 2020 – с. 153-154.
2. Сериков А.В., Сироткин Г.Н. Разработка технологии решения задачи идентификации параметров математической модели движения самолета в среде «Python» - Материалы IV Научно-практической конференции филиала «Стрела» МАИ в г. о. Жуковский. – Жуковский, 2021. – с.60-65.
3. Сериков А.В., Сироткин Г.Н. Разработка автоматизированного рабочего места оператора программного комплекса для идентификации параметров математических моделей самолетов// Материалы XXXII Научно-технической конференции по аэродинамике ЦАГИ, - Жуковский, 2021. – с. 89.

КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ И РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ГЕНЕРАТОРА ЗВУКА ДЛЯ АКУСТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ НА ПРОЧНОСТЬ МЕХАНИЧЕСКИХ ИЗДЕЛИЙ

А.Я. Стерлин, И.С. Иванушкин (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В настоящее время летательные аппараты и оборудование подвергаются воздействию интенсивных пульсаций звукового давления, вызываемых как шумом двигателей, так и турбулентным воздействием среды в процессе полета. Указанные пульсации приводят к усталостным разрушениям обшивки и силовых элементов, отказам оборудования. Влияние акустической усталости необходимо учитывать, начиная с нагрузок 130 – 135 дБ.

Экспериментальные исследования по-прежнему остаются наиболее достоверными методами оценки долговечности, несмотря на развитие расчетных методов.

Частотный спектр является основной характеристикой акустического нагружения. Для испытаний большинства самолетных конструкций достаточно воспроизведения акустических нагрузок в управляемом диапазоне частот от 50 до 600 Гц. Однако для испытаний аппаратуры и оборудования космического назначения на воздействие акустического шума необходимо реализовать частотный диапазон от 150 до 1200 – 2000 Гц.

В реверберационных камерах, эксплуатируемых в России, используются низко и среднечастотные генераторы собственного производства в диапазоне частот от 20 до 600 Гц. Для создания более высоких частот акустических колебаний применяются электропневматический преобразователь марки ЕРТ-200 фирмы ЛИНГ (США) – предельная частота 1000 – 1250 Гц и наиболее современные модуляторы SERMOD фирмы SEREME (Франция) – предельная частота в зависимости от марки 1000 – 2000 Гц. Информация об устройстве этих модуляторов звука конфиденциальна.

В настоящее время существует насущная необходимость в разработке и создании перспективного отечественного генератора звука. Большинство отечественных генераторов звука выработали свой ресурс и требуют замены, а зарубежные аналоги практически недоступны для приобретения.

В ЦАГИ на акустической установке РК-1500 была проведена серия испытаний опытного образца генератора звука. Были проведены экспериментальные исследования при различных

давлениях в форкамере генератора в диапазоне от 1 до 2.8 избыточных атмосфер с максимальной частотой 800 Гц. По результатам исследований были разработаны конструктивные предложения для расширения частотного диапазона звукового сигнала.

Литература:

1. Michal S. Spottwood, Thomas G. Eason and Ravinder Chona. A structural perspective on challenges associated with analyzing a reusable hypersonic platform. Rasd 2019. 11 international Conference 1 – 3 July, Pisa.
2. William O. Hughes, Mark E. McNelis, Acon O. Harman and Anne M. McNelis. The testing Behind the Test Facility; The Acoustic Design of the NASA Glenn Research Center’s World-Class Reverberant Acoustuc Test Facility. Glenn Research Center. Cleveland. 2011 – 344 p.
3. Стерлин А.Я., Фурман А.В., Ким С.К., Куценко С.А. Пат. 2707587. РФ МПК G10K 7/06 «Способ генерации звука для испытаний конструкций и устройство для его реализации». 28.11.2019. Бюл. № 34.
4. Стерлин А.Я., Фурман А.В., Ким С.К., Куценко С.А., Дядченко Г.Е. Пат. RU 2742283 C1 «Модулятор потока газа». 04.02.2021. Бюл. № 4

ТЕХНОЛОГИЯ ЭКСПРЕСС-ОЦЕНКИ ФАКТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА И ИХ ОТКЛОНЕНИЯ ОТ НОМИНАЛЬНОГО УРОВНЯ НА ЭТАПЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ И В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ

В.В. Стрелков, О.В. Анимица, Я.В. Буров (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В ЦАГИ на протяжении последних лет проводятся исследования, направленные на создание методик, алгоритмов и инструментов обработки полетной информации в интересах определения фактических характеристик летательного аппарата (ЛА) и их отклонения от расчетного уровня. Сегодня можно говорить о разработке в институте технологии обработки полетной информации высокого уровня готовности для решения практических задач.

Предлагаемая технология позволяет существенно сократить время обработки первичных полетных данных за счет оценки характеристик самолета в режиме экспресс-анализа на этапе летных испытаний и в дальнейшем реализовать мониторинг их деградации в процессе эксплуатации самолета. Выявленные расхождения фактических и расчетных значений контролируемых параметров являются основанием для корректировки используемых в ЦАГИ методик расчетных и экспериментальных исследований аэродинамических, летно-технических и других характеристик ЛА.

Технология предполагает реализацию автоматизированной «сквозной» обработки первичных полетных данных, начиная с расшифровки файла бортового регистратора и заканчивая выдачей диаграмм характеристик самолета в эксплуатационной области, если речь идет об обработке материалов летных испытаний, или выдачей коэффициента деградации характеристик конкретного воздушного судна, если речь идет об эксплуатации. Основные этапы обработки информации приведены на рис. 1.

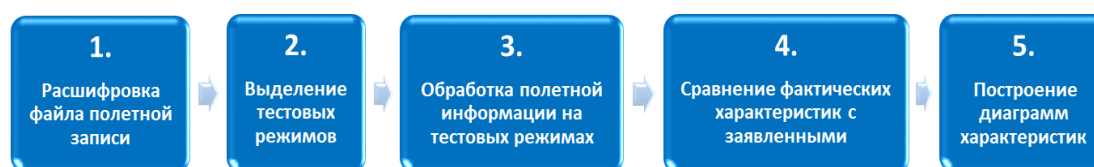


Рис. 1 – Этапы обработки полетной информации

Существенным моментом в данной технологии является ориентация на записи штатного бортового параметрического регистратора, который обеспечивает возможность прямого доступа к зарегистрированным параметрам благодаря кадровой структуре файла полетной информации. К настоящему времени в значительной мере отработаны на реальных полетных данных алгоритмы обработки полетной информации на отдельных этапах технологической цепочки (рис. 1) и разработаны соответствующие программные продукты [1÷2].

Представленная работа посвящена не анализу характеристик самолета определенного типа, представляемых в лётной документации, а особенностям реализации методики экспресс-оценки в летных испытаниях и в эксплуатации фактических ЛТХ конкретного воздушного судна и организации мониторинга их деградации. Поэтому все характеристики ЛА приводятся относительно некоторой «эталонной» модели.

В докладе рассматриваются следующие вопросы:

- Доступные потоки информации; расшифровка первичных полетных данных.

- Выделение тестовых режимов полета.
- Обработка тестовых режимов.
- Сравнение фактических характеристик с эталонной моделью.
- Методика оценки величины и причин деградации удельной дальности.
- Влияние различных факторов на разброс оценок.
- Рекомендации по организации мониторинга характеристик самолета в эксплуатации.

Литература:

1. Буров Я.В., Стрелков В.В. Программа расшифровки полетной информации с бортовых параметрических регистраторов пассажирских самолетов «ARINC-конвертор». Свидетельство № 2017613196, 2017 год.
2. Анимица О.В., Стрелков В.В. Разработка инструментов (программного обеспечения) для обработки записей полетной информации. Тезисы доклада на XXIII-ей конференции по аэродинамике, 2022 г.

СОПОСТАВИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ПОДВОДНОГО ГЛАЙДЕРА ДИСКООБРАЗНОЙ ФОРМЫ

А.Л. Сухоруков, М.А. Тутов, К.А. Коваль (АО «ЦКБ МТ «Рубин»)

В работе на основе численных методов динамики вязкой жидкости проведен сопоставительный анализ гидродинамических характеристик и параметров движения дискообразного подводного глайдера с исходной и модифицированной формой корпуса. Основным отличием модифицированной формы от исходной является наличие на корпусе профилированной кольцеобразной проточки. Данный конструктивный элемент позволяет уменьшить значение опрокидывающего момента и увеличить значение демпфирующего момента, что позволяет обеспечить устойчивое движение глайдера в вертикальной плоскости на углах атаки, близких к оптимальным, в то время как подводный аппарат исходной формы характеризуется автоколебательными изменениями параметров движения в этом режиме. Маневрирование глайдера осуществлялось за счет работы механизма изменения плавучести и механизма тонкой дифферентовки. Показано, что использование механизма тонкой дифферентовки позволяет оптимизировать угол атаки подводного аппарата. Определены схемы работы механизмов изменения плавучести и тонкой дифферентовки, обеспечивающие устойчивое маневрирование глайдера дискообразной формы по глубине и курсу. Разработан численный метод моделирования движения глайдера, основанный на вычислении значений гидродинамических сил и моментов в процессе движения глайдера. Таким образом, решение уравнений динамики вязкой жидкости и уравнений движения аппарата осуществляется в сопряженной постановке. Результаты, полученные с помощью разработанного метода, хорошо согласуются с расчетными данными на основе классического подхода, использующего гидродинамические характеристики для аппроксимации зависимостей гидродинамических сил и моментов от угла атаки. Применение данного подхода позволит в дальнейшем исследовать движение подводного глайдера дискообразной формы в условиях внутреннего волнения и стратификации жидкости.

УВЕЛИЧЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА КОМПОНОВКИ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЕТА

С.А. Таковицкий, А.В. Волков, М.А. Меняйлов, У.Г. Ибрагимов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Исследована возможность увеличения аэродинамического качества тестовой компоновки самолета для условий полета при числе $M=1.8$ на высоте $H=11$ км. Исследование разбито на два этапа. Сначала выполнена оптимизация фюзеляжа и крыла планера без учета интерференции с хвостовым оперением и элементами силовой установки. Использован прямой метод оптимизации, который объединяет численный расчет аэродинамических характеристик в рамках уравнений Эйлера и процедуру поиска вариаций формы на основе подходов локальной линеаризации. В процессе оптимизации, которая проводилась с учетом геометрических и аэродинамических ограничений, минимизировались составляющие аэродинамического сопротивления, обусловленные объемом и с подъемной силой. Аэродинамическая форма изменялась по направлениям, связанным с продольным перераспределением объема фюзеляжа, перераспределением объема крыла по размаху, деформацией срединной поверхности крыла. На заключительном этапе выполнена оценка выигрыша в аэродинамическом качестве по результатам численного расчета в рамках уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу,

аэродинамических характеристик компоновки с исходными фюзеляжем и крылом, и компоновки с оптимальными фюзеляжем и крылом.

Публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 17.05.2022 г. № 075-15-2022-1023).

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА В ПОГРАНИЧНОГО СЛОЕ ФЮЗЕЛЯЖА

Л.Л. Теперин, Л.Н. Теперина (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

В работе описана задача моделирования воздушного винта в условиях неравномерного набегающего потока при расположении его в пограничном слое хвостовой части фюзеляжа. В рамках несжимаемой сплошной среды модель идеального пропеллера распространяется на случай неоднородного набегающего потока. Это позволило более точно решить задачу взаимодействия пропеллера с элементами компоновки самолета. На примере пропеллера, установленного в кормовой части дирижабля, показано, что оптимальное распределение перепада давления в плоскости пропеллера может дать выигрыш в затраченной мощности по сравнению с равномерным распределением. С помощью полученных результатов можно добиться повышения КПД воздушного винта с сохранением общей тяги.

Выгода заглатывания пограничного слоя максимальна для осесимметричных тел [1]. При использовании большого числа небольших движителей, размещенных в пограничном слое фюзеляжа, можно получить преимущества в снижении мощности и приращении эффективности двигательной установки. Следовательно, это также может привести к снижению потребления топлива и улучшению акустических характеристик.

Взаимодействие между движителем и другими элементами летательных аппаратов было исследовано экспериментально [2] на модели дирижабля Акрон (рис. 1), где установленный в корме пропеллер позволил повысить КПД и уменьшить требуемую мощность.

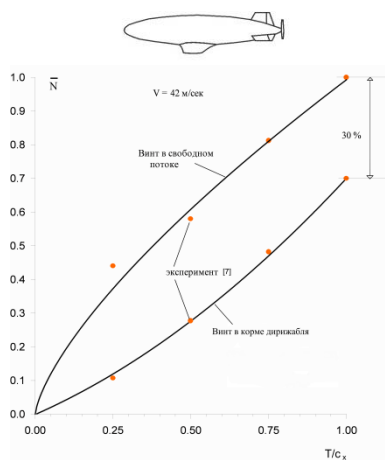


Рис. 1. Экспериментальные исследования работы пропеллера в вязком следе модели дирижабля Акрон

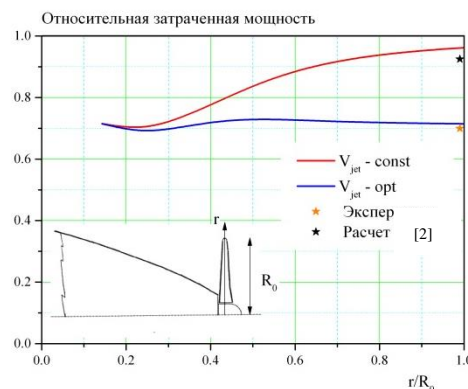


Рис. 2. Относительная затраченная мощность пропеллера, установленного в кормовой части дирижабля

На рис. 1 показана зависимость мощности пропеллера, работающего в следе фюзеляжа, отнесенной к максимальной мощности пропеллера в свободном потоке, от тяги, отнесенной к сопротивлению дирижабля без пропеллеров. Размещение пропеллера в вязком следе позволяет снизить требуемую мощность на 30% по сравнению с пропеллером в свободном потоке, создающим такую же тягу. Расчеты проведены по программе ANSYS CFX с учетом вязкости.

На рис. 2 показана относительная мощность, затраченная на создание тяги, потребной для преодоления сопротивления дирижабля. Красная линия относится к пропеллеру с постоянным распределением перепадов давления в его плоскости, синяя линия – к пропеллеру с оптимальным распределением тяги. Здесь же показаны экспериментальные данные, полученные для пропеллера с максимальным диаметром, и расчетные данные, полученные для пропеллера, моделируемого активным диском с постоянным перепадом давления.

Литература:

1. Felder J. L., Brown G. V., DaeKim H., & Chu J. Turboelectric distributed propulsion in a hybrid wing body aircraft // 20th International Society for Airbreathing Engines (ISABE 2011); 12-16 Sep. 2011, Gothenburg, Sweden, 2011, p. 20.
2. McLemore C. Wind-tunnel tests of a 1/20-scale airship model with stern propellers // Tech. Rep. TN D-1026, NASA, 1962, p. 137.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВНУТРЕННИХ ТУРБУЛЕНТНЫХ ТЕЧЕНИЙ МЕТОДОМ LES НА БЛОЧНЫХ ГИБРИДНЫХ СЕТКАХ

*А.Е. Усачов, О.А. Сапунов, С.А. Сустин, (МК ФАУ «ЦАГИ», г. Москва),
С.А. Исаев (СПбГУ ГА, г. Санкт-Петербург)*

В работе рассмотрено современное состояние вопроса численного моделирования турбулентных течений воздуха при аэротермовентиляции пассажирского салона и кабины экипажа с учетом жизнедеятельности, находящихся там людей. В последнее время в связи с развитием вычислительной техники все большее применение находят методы численного моделирования, учитывающие особенности распространения турбулентности в течениях газов и жидкостей при различных числах Рейнольдса с учетом описания поведения крупных вихревых структур. С этой целью, предложена и описана математическая модель применения метода крупных вихрей LES для моделирования турбулентных течений в пассажирском салоне и кабине экипажа современного самолета с учетом жизнедеятельности находящихся там людей.

Для численного моделирования использовались различные соприкасающиеся блочные сетки, в которых сочетались неструктурированные и декартовы сетки, представленные на рисунке 1. Чтобы управлять размещением сеточных узлов в различных областях расчетной области применялась многоблочная вычислительная технология (МВТ). Сочетания структурированной и неструктурированной блочных сеток позволяет с достаточной точностью описать сложную геометрию салона самолета. С помощью неструктурированной сетки удается добиваться локального сеточного разрешения в местах с наименьшими линейными масштабами физических явлений. В областях подачи чистого воздуха и сброса загрязненного воздуха происходило целенаправленное сгущение узлов сетки. Для общего внутреннего пространства с целью экономии вычислительных ресурсов и повышении точности аппроксимации потоков применялись декартовы сетки.

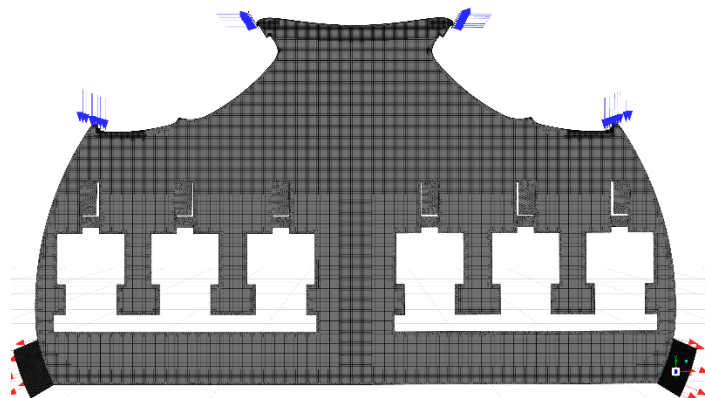


Рис. 1. Применение неструктурированной и декартовой блоков сетки

В работе выполнена верификация и тестирование двух математических моделей для численного моделирования вентиляции замкнутого пространства, в котором находятся люди и источники тепла: в рамках численного решения уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу (RANS) и замкнутых с помощью четырехпараметрической модели Лэнгтри-Ментера, учитывающей ламинарно-турбулентный переход, и моделирования методом крупных вихрей LES с подсеточной моделью турбулентности Смагоринского-Лилли. Сравнение двух подходов численного моделирования в рамках RANS и LES методов показали, что совпадение результатов с данными эксперимента в обоих случаях показали хорошее согласование. Вместе с тем, необходимо отметить, что LES метод показал лучшее согласование для профилей безразмерной температуры. В то же время затраты вычислительных ресурсов при использовании LES метода на порядок превышают вычислительные ресурсы необходимые для RANS.

Применение метода LES открывает новые возможности исследования турбулентных течений, в частности оценить уровень звукового воздействия на пассажиров. В рамках численного моделирования методом LES выполнена оценка уровня шума, создаваемого потоками воздуха при вентиляции пассажирского салона современного самолета. Оценка уровня шума проводилась с помощью интегрального метода аэроакустики - метода Фокс Вильямс-Хокинса. На основе данных численного моделирования определены параметры звукового поля внутри пассажирского салона самолета в зоне расположения голов пассажиров.

О ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ОСОБЕННОСТЯХ РЕАЛИЗАЦИИ СВЕРХЗВУКОВОГО РЕЖИМА РАБОТЫ ПРОМЫШЛЕННОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ

Д.Ю. Федрушков, А.Г. Ереза, (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Проблема снижения динамических нагрузок, действующих на модели в рабочей части (РЧ) при сверхзвуковом запуске и остановке аэродинамической трубы (АДТ) является одной из фундаментальных проблем экспериментальной аэродинамики. АДТ Т-109 является единственной в России большой промышленной сверхзвуковой трубой периодического действия, оснащенной регулируемым соплом, обеспечивающим реализацию режимов в диапазоне чисел $M=0,6-3,6$.

Представлены результаты исследования процессов запуска трубы с фиксированным контуром сопла Лавалья на сверхзвуковых режимах. Установлено значительное влияние газодинамического тракта (ГДТ) АДТ Т-109 на временные параметры запуска и регулирования параметров течения на установившихся режимах.

Процесс выхода на установившийся сверхзвуковой режим сопровождается возникновением интенсивных отрывных течений в сопле и (РЧ), а также сложных систем скачков уплотнения, проходящих через РЧ. При этом в РЧ реализуется неоднородный, высоко турбулентный поток, который взаимодействует с моделью. Модель в этот момент подвержена сильным динамическим нагрузкам. В сверхзвуковой АДТ Т-109 данный процесс реализуется за характерное время $T \sim 7-9$ сек, что позволяет надежно измерять физические параметры течения и силового воздействия на модель.

Высокие требования, предъявляемые к прочности моделей и тензосеток, существенно ограничивают экспериментальные возможности АДТ.

В настоящей работе представлены результаты анализа экспериментальных исследований процессов разгона газа в сопле и РЧ, а также нестационарных нагрузок, действующих на модели при сверхзвуковых запусках АДТ - 109.

Были выявлены основные физические закономерности силового воздействия потока на модель при разных фазах течения в газодинамическом тракте и предложены технологические способы снижения пусковых нагрузок.

РАЗРАБОТКА МЕТОДА ПРОФИЛИРОВАНИЯ СТУПЕНИ ВЕНТИЛЯТОРА С МЕРИДИОНАЛЬНЫМ УСКОРЕНИЕМ ПОТОКА

А.С. Фурашов (ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

Существует потребность в увеличении коэффициента давления осевых вентиляторов при сохранении высокой энергетической эффективности.

Повышения коэффициента давления вентилятора ψ можно добиться в вентиляторах с меридиональным ускорением потока, где ускорения добиваются уменьшением площади проточной части по ходу движения потока [1]. Это позволяет снизить градиент статического давления в диффузорном течении в решетках профилей, что приводит к снижению потерь и затягиванию отрыва пограничного слоя от поверхностей проточной части.

Для задачи профилирования вентилятора с меридиональным ускорением был разработан квазитрёхмерный метод расчёта потока, обтекающего решётку профилей по осесимметричной поверхности тока в слое переменной толщины основанного на методе дискретных вихрей [2] и конформном отображении [3]. Была показана достаточная точность в определении интегральных характеристик невязкого потока и распределения давления на профиле лопатки в сравнении с определёнными в программном комплексе Ansys. С помощью интегрального метода расчёта турбулентного пограничного слоя Трукенбротта [4] по распределению давления на лопатке можно определить состояние пограничного слоя на контуре лопатки и предсказать отрыв.

С помощью этого метода было исследовано влияние увеличения осевой компоненты скорости по ходу течения в решётке профилей на угол поворота потока и связанный с ним коэффициент повышения давления ψ . Рассматривался случай осевого входа потока во вращающуюся решетку. Для заданного φ_a с сохранением угла атаки $i = -3^\circ$ строился набор решёток густотой $\tau = 1$ с различным относительным изгибом \bar{f} от 0.01 до 0.3 и определялось значение $\bar{f}_{отр}$, соответствующее началу отрыва потока у задней кромки профиля. Возможность увеличения коэффициента повышения давления ψ ступени оказалась тем выше, чем выше коэффициент осевой скорости φ_a .

Был спроектирован и испытан вентилятор с меридиональным ускорением на значения $\varphi_a = 1,4$ и $\psi = 1,18$. Модель вентилятора с диаметром рабочего колеса 240 мм была изготовлена с применением 3D-печати. Полученные аэродинамические характеристики подтвердили методику профилирования.

Литература:

1. Брусиловский И.В. Вентиляторы с меридиональным ускорением потока // Промышленная аэродинамика – М.: Оборонгиз, 1962 – № 24 – С. 74–81.
2. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью – М.: Наука, 1978 – 352 с.
3. Степанов Г.Ю. Гидродинамика решёток турбомашин – М.: Физматгиз, 1962 – 512 с.
4. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя – М.: Наука, 1969 – 744 с.

ЧИСЛЕННОЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ТУРБУЛЕНТНОГО ОБТЕКАНИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫМ ПОТОКОМ ЦИЛИНДРИЧЕСКИ – КОНИЧЕСКОГО ТЕЛА

Н.А. Харченко^{1,2,3}, А.М. Никонов^{1,4}, Н.А. Носенко^{1,4}

(¹ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, ²МАИ, г. Москва, ³МФТИ, г. Долгопрудный, ⁴МГТУ, г. Москва)

В работе представлена классическая валидационная задача численного моделирования о взаимодействии ударной волны с турбулентным пограничным слоем при высокоскоростном обтекании воздушным потоком цилиндрически – конического тела. Основной вычислительной сложностью рассматриваемой задачи является подробное разрешение структуры течения в пристеночной области с целью дальнейшего воспроизведения данных экспериментальных исследований, проводившихся в центре исследований аэронавтики CUBRC [1] при создании валидационного базиса, используемого для подтверждения в задачах высокоскоростного моделирования возможностей компьютерных кодов вычислительной аэротермодинамики.

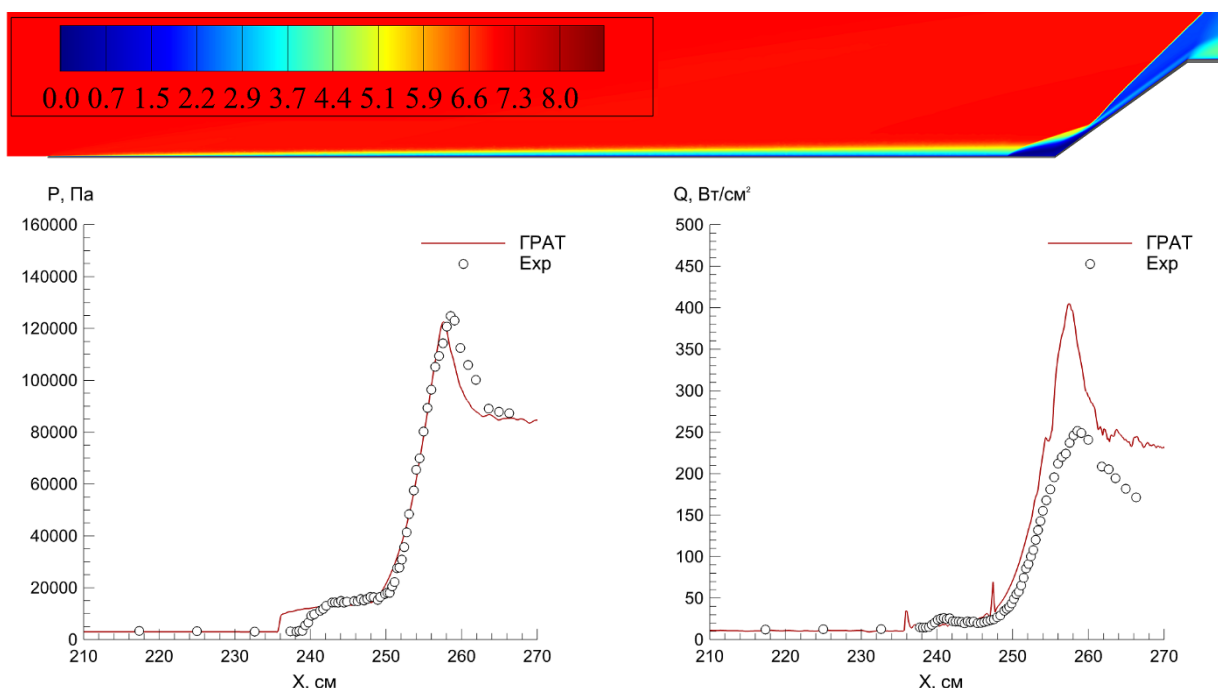


Рис. 1. Пространственное и поверхностные распределения числа Маха, давления и теплового потока

В данной работе валидационная задача высокоскоростного моделирования о взаимодействии ударной волны с пограничным слоем при турбулентном обтекании воздушным потоком цилиндрически – конического тела численно решалась в трёхмерной постановке. Расчеты проводились компьютерным кодом ГРАТ [2-4], в основе которого лежит численное решение методом конечного объема на неструктурированных сетках системы уравнений газовой динамики, описывающей движение вязкого, сжимаемого газа, и дополненной двухпараметрической RANS моделью турбулентности $k-\omega$ SST-2003 [5]. Основной целью данного исследования является воспроизведение экспериментально полученных распределений поверхностных характеристик давления и теплового потока (рисунок 1).

Литература:

1. Wadhams T, Holden M, MacLean M Comparisons of Experimental and Computational Results from Turbulent Shock Wave Interaction Study Over Cone Flare and Hollow Cylinder Flare Configurations // AIAA Aviation 2014.
2. Харченко Н.А. Численное моделирование аэротермодинамики высокоскоростных летательных аппаратов. Диссертация на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук: 01.02.05. – Москва: МФТИ, 2021. – 112 с.
3. Бессонов О.А., Харченко Н.А. Программная платформа для суперкомпьютерного моделирования задач аэротермодинамики // Программная инженерия. 2021. Т. 12, № 6, с. 302 – 310.
4. Харченко Н.А., Носенко Н.А. Численное моделирование обтекания высокоскоростным потоком цилиндрически – конического тела и двойного конуса // Математическое моделирование и численные методы. 2022, № 3, с. 14.
5. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model // Turbulence, Heat and Mass Transfer 4, 2003, pp. 625 – 632.

ИМПАКТ СВОБОДНО ПАДАЮЩЕЙ КАПЛИ: ДИНАМИКА, ЭНЕРГЕТИКА, АКУСТИКА

Ю.Д. Чашечкин (ИПМех РАН, г. Москва)

Импакт – последовательность физических, гидродинамических, акустических процессов, сопровождающих контакт и слияние капли с принимающей средой, изучается все более активно в силу научной значимости темы. Результаты изучения капельных течений представляют прикладной интерес для развития технологий химической и фармацевтической промышленности, авиационных наук в целях усовершенствования двигателей, обеспечения безопасности полетов. Теория капельных течений развивается на основе определения жидкости как сплошной среды, которая характеризуется внутренней энергией и описывается потенциалом Гиббса [1], его производными – термодинамическими величинами (плотностью, давлением, температурой, поверхностным натяжением и другими), кинетическими и другими коэффициентами переноса физических величин и полей.

В силу естественной структуризации атомно-молекулярной среды (существования свободной поверхности, объединений атомов в комплексы, клатраты и разделяющие их войды [2]) внутренняя энергия распределена неравномерно. На динамику и структуру капельных течений влияют процессы переноса всех компонентов энергии (кинетической и потенциальной, внутренней) и быстрой конверсии внутренней энергии в другие формы – возмущения плотности, температуры, давления и механического движения тонких слоев и волокон жидкости. Теория течений основывается на системе фундаментальных уравнений переноса импульса, энергии и вещества, которые замыкаются уравнениями состояния для потенциала Гиббса и термодинамических величин и дополнены физически обоснованными начальными и граничными условиями с учетом конверсии поверхностной энергии [3]. Методика экспериментов разрабатывалась с учетом свойств всех компонентов решений фундаментальной системы – и крупномасштабных (течений, волн, вихрей) и тонких лигаментов.

Опыты выполнены на стендах комплекса Уникальных исследовательских установок "ГФК ИПМех РАН" [4]. Изучается динамика и структура процессов при отрыве капли с образованием сателлитов, собственных осцилляциях в свободном падении, первичном контакте с образованием быстрых струек, шипов и капелек, линейчатой и ретикулярной картины распределения вещества [5]. В толще жидкости под каверной вещество капли в смешивающихся жидкостях при слиянии и инертных, и химически реагирующих жидкостей в импактном режиме вещество капли распределяется в форме тонких волокон и петель [6]. Обсуждаются вытекающие из рассмотрения требования к методикам аэродинамического эксперимента, обеспечивающего выполнение условий полноты описания и контроля точности измерений.

Литература:

1. Чашечкин Ю.Д. Перенос вещества окрашенной капли в слое жидкости с бегущими плоскими гравитационно-капиллярными волнами // Изв. РАН. Физ. атмос. океана. 2022. Т. 58(2), с. 218–229. DOI: 10.31857/S0002351522020031.
2. Чашечкин Ю.Д., Ильиных А.Ю. Эволюция формы последовательных каверн импакта свободно падающей капли // Доклады РАН. 2022. Т. 502. С. 25-33. DOI: 10.1134/S1028335821120028.
3. Гидрофизический комплекс УИУ «ГФК ИПМех РАН»: Сайт: <http://www.ipmnet.ru/uniquequip/gfk/#equip>.
4. Чашечкин Ю.Д., Ильиных А.Ю. Распад капли на отдельные волокна на границе области контакта с принимающей жидкостью // Доклады РАН. 2021. Т. 497. С. 31–35. DOI: 10.31857/S2686740021020139.
5. Чашечкин Ю.Д., Ильиных А.Ю. Визуализация областей контакта сред в течениях импакта капли с химическими реакциями // Доклады РАН. 2021. Т. 500. С. 1-9. с. 39–47. DOI: 10.31857/S2686740021050023.
6. Чашечкин Ю.Д. Пакеты капиллярных и акустических волн импакта капли // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естеств. науки. 2021. № 1(94). С. 73–92. DOI: <https://doi.org/10.18698/1812-3368-2021-1-73-92>.

ОСНОВЫ ИНЖЕНЕРНОЙ МАТЕМАТИКИ ТЕЧЕНИЙ ГАЗОВ И ЖИДКОСТЕЙ

Ю.Д. Чашечкин (ИПМех РАН, г. Москва)

Тонкие структуры картин обтекания крыла самолета, визуализированные теньевыми инструментами еще в середине прошлого века [1], и их последующее развитие показывают необходимость создания теории, позволяющей рассчитывать параметры многомасштабного потока в единой постановке. Следуя рекомендации Д.И. Менделеева «не отделять вопроса о сопротивлении воздуха от вопроса о сопротивлении воды» [2], развивается универсальный подход к описанию течений в рамках дуальных дисциплин: **Инженерной математики** – аксиоматического учения о принципах выбора содержания символов, правил операций и критериев контроля точности, и **Технической физики** – эмпирио-аксиоматического учения о природе в целом, свойствах, структуре и динамике материи с контролем погрешности [3].

Состояние среды характеризуется потенциалом Гиббса и его производными – термодинамическими величинами. Атомы и молекулы среды образуют комплексы (войды, кластеры, клатраты) с собственной внутренней энергией и границами, которые уничтожаются с преобразованием части потенциала Гиббса в другие формы. Течения определяются как внутренний перенос импульса, полной энергии, вещества, сопровождающийся самосогласованными изменениями физических величин. Учитываются все механизмы передачи энергии – с потоком, волнами, медленный диссипативный, быстрый в структурных преобразованиях.

Течения газов и жидкостей описывает аксиоматически введенная система фундаментальных уравнений, определяющая набор наблюдаемых физических величин, в который входит импульс среды. «Скорость жидкости» – мера движения пространства, не наблюдаемая величина. Полные решения линеаризованной системы фундаментальных уравнений, построенные с учетом условия совместности, определяют вид компонентов течений. Решения линейной модели включают волны и семейство лигаментов – прослойки или волокон [3]. В нелинейном описании все компоненты течений – и волны, и лигаменты, активно взаимодействуют между собой [4]. «Обрывки лигаментов» образуют ограничивающие прослойки, волны, вихри. Течения, включающие большое число компонентов с несоизмеримыми параметрами, всегда нестационарны.

Обтекание полосы, цилиндра и сферы стратифицированной и однородной жидкостью изучено на стендах Уникальной исследовательской установки «ГФК ИПМех РАН». Выделены опережающие возмущения, поля внутренних волн, следы с погруженными и висящими вихрями, структурированные прослойками и волокнами. В ползучих течениях поперечное сечение следа за сферой – прямоугольник, вытянутый по вертикали при минимальных скоростях тела. С увеличением скорости сечение следа трансформируется в квадрат, затем в горизонтальную полоску, которая далее скругляется наполняющими след вихрями [5]. Расчеты обтекания полосы несжимаемой стратифицированной (сильно и слабо) и однородной (потенциально и актуально) жидкостью проведены на основе системы уравнений переноса импульса, вещества и неразрывности в единой постановке в широком диапазоне параметров, включающем ползучие течения, индуцированные диффузией на неподвижном теле [3], и нестационарные вихревые режимы при значениях числа Рейнольдса, определенного по длине полосы, порядка $Re \sim 10^5$ [6]. Теньевые картины течений в аэродинамических трубах качественно согласуются с наблюдениями в стратифицированной водной среде.

Обсуждаются вытекающие из рассмотрения требования к методикам аэродинамического эксперимента, обеспечивающего выполнение условий полноты и контроля точности измерений.

Литература:

1. Серебрянский Я.М., Христианович С.А. О волновом сопротивлении. – М.: Изд-во БНТ НКАП, 1944. 18 с. (Труды / ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского; вып. 550).
2. Менделеев Д.И. О сопротивлении жидкостей и о воздухоплавании. СПб, Тип. В.Демакова, 1880, 226 с.
3. Chashechkin Y.D. Foundations of engineering mathematics applied for fluid flows // *Axioms*. 2021. V. 10. 286. <https://doi.org/10.3390/axioms10040286>.
4. Chashechkin Yuli D. Conventional partial and new complete solutions of the fundamental equations of fluid mechanics in the problem of periodic internal waves with accompanying ligaments generation // *Mathematics*. 2021. V. 9. No. 586. <https://doi.org/10.3390/math9060586>
5. Chashechkin, Y.D. Discrete and continuous symmetries of stratified flows past a sphere // *Symmetry* 2022, 14(6), 1278. DOI:10.3390/sym14061278.
6. Chashechkin Yu.D., Zagumennyi Ia.V. 2D Hydrodynamics of a plate: from creeping flow to transient vortex regimes // *Fluids*. 2021. V. 6, N 9. 310.

ИМЕННОЙ УКАЗАТЕЛЬ

№	А		51.	С.В. Герасимов	34
1.	И.В. Абалакин	10	52.	С.А. Глазков	46, 47
2.	К.А. Абрамова	11	53.	А.Ю. Голубев	48
3.	П.А. Агуреев	11, 12	54.	Л.Г. Гонцова	49
4.	А.Б. Айрапетов	13	55.	В.П. Горбань	61
5.	В.О. Акинфиев	14	56.	Д.А. Горбенко	79
6.	Р.В. Акинъшин	15, 45	57.	В.Г. Горбунов	50
7.	А.А. Аксенов	16	58.	М.В. Грудинин	58
8.	Д.А. Алексеев	17	59.	Г.А. Губанов	35, 51
9.	С.С. Алёшин	17	60.	Д.Ю. Гусев	17
10.	И.А. Амелюшкин	18		Д	
11.	О.В. Анимица	19, 96	61.	С.В. Дикий	32
12.	А.Н. Астапов	59	62.	Н.Н. Долженков	52
13.	А.Л. Ашмянко	20	63.	А.В. Долотовский	21, 53
	Б		64.	И.А. Дорощенко	54
14.	М.М. Бабичева	57	65.	А.П. Дубень	55
15.	А.А. Бабулин	16, 21, 58	66.	А.Ю. Дюг	56
16.	М.Я. Бажанова	41		Е	
17.	Р.А. Балабанов	22	67.	Ю.Ю. Евдокимов	11, 12, 37
18.	Ю.С. Балашова	23	68.	А.Г. Ереза	100
19.	А.А. Баранов	35, 86	69.	П.В. Ерохин	57, 92
20.	С.А. Баранов	24	70.	А.А. Еришов	46
21.	Н.И. Батура	25	71.	А.А. Ефремов	58
22.	И.В. Беляев	26		Ж	
23.	А.Н. Беляевский	49	72.	А.И. Желанников	50
24.	В.Г. Бобков	10	73.	Б.Е. Жестков	59
25.	В.В. Богатырев	27, 28, 29, 30, 31	74.	К.В. Жирихин	38
26.	А.А. Болдырев	32	75.	С.В. Жлуктов	16
27.	А.Л. Болсуновский	33, 34	76.	Е.А. Жук	60
28.	С.А. Болсуновский	35, 86		З	
29.	А.О. Бондарев	11, 12	77.	В.Ф. Забалувев	23
30.	И.С. Босняков	36	78.	Е.А. Заварзина	61
31.	А.О. Будникова	36	79.	М.Ю. Зайцев	45
32.	Н.П. Бузовера	33, 34	80.	Д.П. Зиновьев	61
33.	А.И. Булатов	12	81.	В.В. Зиняев	56
34.	А.А. Бурдов	37	82.	И.А. Знаменская	54, 62
35.	Я.В. Буров	96		И	
	В		83.	У.Г. Ибрагимов	97
36.	В.Д. Вермель	38	84.	А.И. Иванов	43
37.	Н.А. Владимирова	52	85.	И.С. Иванушкин	95
38.	В.В. Власенко	22, 40	86.	С.И. Иншаков	79
39.	Н.В. Воеводенко	41	87.	С.А. Исаев	63, 99
40.	А.В. Воеводин	36, 42	88.	М.И. Исай	64
41.	М.С. Войтишина	21		К	
42.	А.В. Волков	36, 42, 97	89.	С.В. Кажичкин	38
43.	А.О. Волкова	43	90.	И.А. Казаков	65
44.	Р.А. Волобуев	44	91.	С.В. Калашников	57
45.	В.В. Воронов	52	92.	П.С. Калинин	11
46.	В.И. Воронцов	45	93.	С.А. Карабасов	45
	Г		94.	В.А. Каримов	64
47.	Г.Г. Гаджиев	33	95.	Е.А. Карнозова	62
48.	А.М. Гайфуллин	45	96.	О.М. Карякин	65
49.	Ю.Н. Галанская	25	97.	А.В. Катунин	13
50.	М.Ю. Галкин	44	98.	Ю.В. Каун	66
			99.	И.Н. Качарава	38, 76

100.	<i>А.В. Кашеваров</i>	67	155.	<i>Т.И. Мурашов</i>	49
101.	<i>А.Ф. Киселев</i>	24	156.	<i>В.А. Мымрин</i>	83
102.	<i>К.А. Коваль</i>	97		<i>Н</i>	
103.	<i>Т.К. Козубская</i>	10, 55	157.	<i>И.В. Нажимов</i>	17
104.	<i>А.И. Кольнер</i>	75	158.	<i>А.Г. Наливайко</i>	65
105.	<i>С.И. Коновалов</i>	68	159.	<i>П.М. Николаев</i>	23, 78
106.	<i>Т.В. Константиновская</i>	69	160.	<i>А.М. Никонов</i>	101
107.	<i>А.А. Копылов</i>	69	161.	<i>А.А. Никуленко</i>	38, 69, 78
108.	<i>В.Ф. Копьев</i>	26, 70	162.	<i>Д.В. Никущенко</i>	63
109.	<i>А.В. Корнушенко</i>	11, 52	163.	<i>М.П. Новиков</i>	68
110.	<i>К.Г. Косушкин</i>	71	164.	<i>Н.А. Носенко</i>	101
111.	<i>К.В. Котов</i>	72	165.	<i>С.В. Носков</i>	75
112.	<i>А.Н. Крацев</i>	73		<i>О</i>	
113.	<i>Б.С. Крицкий</i>	61, 71	166.	<i>И.Ю. Овсянников</i>	23
114.	<i>А.А. Крутов</i>	42	167.	<i>М.К. Окулов</i>	16
115.	<i>Г.А. Крушинова</i>	32	168.	<i>А.И. Олейников</i>	74, 84
116.	<i>В.С. Крымский</i>	61		<i>П</i>	
117.	<i>М.А. Кудров</i>	18	169.	<i>И.В. Панкратов</i>	26
118.	<i>О.В. Кудрявцев</i>	11	170.	<i>В.И. Петошин</i>	83
119.	<i>А.В. Кузнецов</i>	44	171.	<i>А.Н. Петрушкин</i>	85
120.	<i>Е.В. Кузнецов</i>	64	172.	<i>Е.А. Пигусов</i>	42
121.	<i>С.В. Кузнецов</i>	48	173.	<i>А.С. Пиденко</i>	58
122.	<i>С.С. Кузнецов</i>	12	174.	<i>В.В. Плугин</i>	59
123.	<i>Т.А. Кузьмина</i>	74	175.	<i>А.М. Подлеснов</i>	23
124.	<i>В.Б. Курилов</i>	61	176.	<i>В.А. Пупчин</i>	35, 86
125.	<i>А.А. Курчевенко</i>	11, 12	177.	<i>С.Г. Пушков</i>	53
126.	<i>С.И. Кусакин</i>	75		<i>Р</i>	
	<i>Л</i>		178.	<i>В.Н. Радченко</i>	33
127.	<i>М.А. Ларютина</i>	23	179.	<i>А.В. Редькин</i>	87
128.	<i>К.Ф. Лацоев</i>	76	180.	<i>П.В. Родионов</i>	55
129.	<i>В.А. Лебига</i>	77	181.	<i>Л.Н. Розанова</i>	30, 31
130.	<i>А.В. Левицкий</i>	38, 78	182.	<i>А.С. Ртищева</i>	59
131.	<i>Р.Г. Лепешонков</i>	34	183.	<i>М.С. Рублев</i>	88
132.	<i>Д.В. Ливерко</i>	14	184.	<i>Д.С. Рудаков</i>	88
133.	<i>Е.А. Ливерко</i>	79	185.	<i>Д.С. Руденко</i>	76
134.	<i>А.А. Лукиянчук</i>	80	186.	<i>М.О. Русанов</i>	57
135.	<i>А.В. Луценко</i>	29		<i>С</i>	
136.	<i>А.Е. Луцкий</i>	62, 69	187.	<i>В.А. Сабельников</i>	22
137.	<i>А.В. Лысенков</i>	14	188.	<i>К.Э. Савелова</i>	89
	<i>М</i>		189.	<i>А.А. Савельев</i>	14
138.	<i>А.П. Мазуров</i>	80	190.	<i>П.В. Савин</i>	88
139.	<i>И.А. Макаров</i>	58	191.	<i>М.В. Сагайдак</i>	91
140.	<i>С.Ю. Макашов</i>	26	192.	<i>В.Н. Салатов</i>	57
141.	<i>А.К. Максютов</i>	49	193.	<i>О.А. Сапунов</i>	99
142.	<i>О.Б. Мамонтов</i>	23	194.	<i>А.И. Сахарова</i>	61
143.	<i>О.М. Маневич</i>	59	195.	<i>А.П. Сашин</i>	92
144.	<i>Д.С. Матяш</i>	81	196.	<i>Д.С. Сбоев</i>	24
145.	<i>Е.С. Матяш</i>	14	197.	<i>П.Л. Сверканов</i>	92
146.	<i>С.В. Мельников</i>	44	198.	<i>Ю.Н. Свириденко</i>	85, 93
147.	<i>М.А. Меняйлов</i>	97	199.	<i>С.Я. Севостьянов</i>	38
148.	<i>Р.М. Миргазов</i>	61, 71	200.	<i>А.А. Секретарев</i>	17
149.	<i>Ю.С. Михайлов</i>	82	201.	<i>А.В. Семенов</i>	46, 47
150.	<i>А.А. Можеренков</i>	75	202.	<i>И.В. Сенюев</i>	33, 59
151.	<i>А.О. Морозов</i>	18	203.	<i>Н.И. Сергеева</i>	44
152.	<i>И.В. Морозова</i>	64	204.	<i>А.В. Сериков</i>	94
153.	<i>В.Е. Мошаров</i>	33	205.	<i>А.В. Сетуха</i>	50
154.	<i>М.И. Муратов</i>	62	206.	<i>Г.Н. Сироткин</i>	94

207.	<i>К.Э. Сорокин</i>	16	256.	<i>А.В. Шиняев</i>	35, 86
208.	<i>А.Л. Стасенко</i>	67	257.	<i>А.И. Шканаев</i>	75
209.	<i>А.Я. Стерлин</i>	95	258.	<i>В.В. Штапов</i>	59
210.	<i>В.В. Стрелалов</i>	13		<i>Щ</i>	
211.	<i>В.В. Стрелков</i>	19, 96	259.	<i>А.С. Щеглов</i>	45
212.	<i>Е.В. Стрельцов</i>	43		<i>Э</i>	
213.	<i>А.Г. Судаков</i>	63		<i>Ю</i>	
214.	<i>В.Г. Судаков</i>	42	260.	<i>В.Г. Юдин</i>	68
215.	<i>С.А. Сустин</i>	99	261.	<i>М.А. Юдин</i>	70
216.	<i>А.Л. Сухоруков</i>	97	262.	<i>А.А. Юстус</i>	78
217.	<i>В.В. Сысоев</i>	58		<i>Я</i>	
218.	<i>Н.Н. Сысоев</i>	54			
	<i>Т</i>				
219.	<i>С.А. Таковицкий</i>	80, 97			
220.	<i>Л.Л. Теперин</i>	98			
221.	<i>Л.Н. Теперина</i>	98			
222.	<i>Э.П. Тепляков</i>	88			
223.	<i>В.А. Терехин</i>	20, 53, 58, 91			
224.	<i>В.А. Титарев</i>	15			
225.	<i>М.А. Титов</i>	97			
226.	<i>Н.В. Титоренко</i>	64			
227.	<i>С.Н. Толкачев</i>	24			
228.	<i>И.В. Трифонов</i>	12, 37			
229.	<i>А.И. Трошин</i>	22			
	<i>У</i>				
230.	<i>А.Е. Усачов</i>	63, 99			
231.	<i>А.В. Усов</i>	11, 12			
232.	<i>Л.А. Усов</i>	22			
233.	<i>М.В. Устинов</i>	33, 65			
	<i>Ф</i>				
234.	<i>Г.А. Фараносов</i>	15, 45, 70			
235.	<i>К.С. Федечкин</i>	57			
236.	<i>Г.А. Федоренко</i>	80			
237.	<i>Д.Ю. Федрушков</i>	100			
238.	<i>Я.Ш. Флакман</i>	65			
239.	<i>А.С. Фурашов</i>	100			
	<i>Х</i>				
240.	<i>Д.М. Хайруллина</i>	17			
241.	<i>А.И. Хардин</i>	23			
242.	<i>Н.А. Харченко</i>	101			
	<i>Ц</i>				
	<i>Ч</i>				
243.	<i>Ю.Д. Чашечкин</i>	102, 103			
244.	<i>В.Л. Чемезов</i>	83			
245.	<i>Ю.П. Чернов</i>	53, 58			
246.	<i>В.И. Черноусов</i>	42			
247.	<i>К.И. Черный</i>	34			
248.	<i>И.Л. Чернышев</i>	33, 34			
249.	<i>С.А. Чернышев</i>	70			
250.	<i>М.В. Чернышов</i>	66, 89			
251.	<i>А.Я. Чудаков</i>	25			
	<i>Ш</i>				
252.	<i>В.Е. Шаповалов</i>	37			
253.	<i>А.О. Шардин</i>	38, 78			
254.	<i>Ю.Г. Швалёв</i>	17			
255.	<i>В.И. Шевяков</i>	16, 53, 58			

Материалы XXXIII научно-технической конференции
по аэродинамике, 1 –108

Отв. редактор **Волков А.В.**
Компьютерная верстка **Волкова С.А.**

Подписано в печать 07.12.2022г.

Формат бумаги 60x90¹/₈

Тираж 250 экз.
