

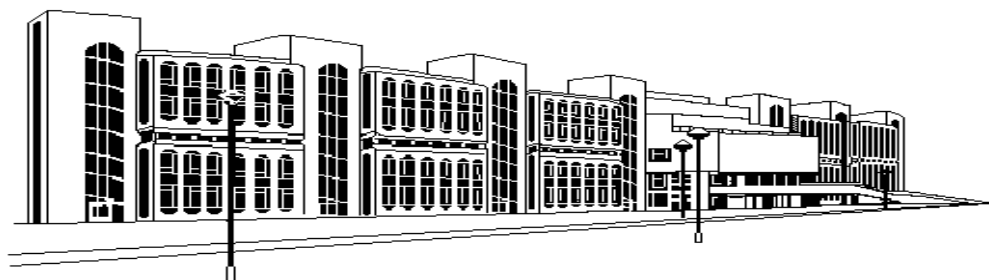


ISSN 2079-0619

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА

№ 200



**Москва
2014**

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)**

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА

№ 200 (2)

Издается с 1998 г.

**Москва
2014**

Научный Вестник МГТУ ГА решением Президиума ВАК Министерства образования и науки РФ включен в перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени доктора и кандидата наук.

Главная редакция

- Главный редактор -** заслуженный юрист РФ, д-р юрид. наук, д-р техн. наук, проф. Б.П. Елисеев (МГТУ ГА)
- Зам. главного редактора -** д-р техн. наук, проф. В.В. Воробьев (МГТУ ГА)
- Ответственный секретарь главной редакции -** д-р техн. наук, доц. О.Г. Феокистова (МГТУ ГА)
- Члены главной редакции**
- почетный работник науки и техники, д-р филос. наук, проф. О.Д. Гаранина (МГТУ ГА);
 - заслуженный деятель науки и техники РФ, д-р физ.-мат. наук, проф. А.И. Козлов (МГТУ ГА);
 - заслуженный деятель науки РФ, д-р техн. наук, проф. В.Г. Ципенко (МГТУ ГА);
 - д-р техн. наук, проф. В.Т. Калугин (МГТУ им. Н.Э. Баумана);
 - заслуженный деятель науки РФ, д-р физ.-мат. наук, проф. Д.С. Лукин (МФТИ);
 - заслуженный работник транспорта РФ, д-р техн. наук, проф. В.С. Шапкин (ГосНИИ ГА);
 - заместитель декана факультета Национальной школы гражданской авиации (ENAC) Бруно Ламискаре (Тулуза, Франция);
 - директор Межведомственного Центра промышленных исследований в аэронавтике Франко Персини (Болонский университет. Италия);
 - профессор кафедры аэрокосмической техники Университета Севильи Дамиан Ривас (Испания)

Редакционная коллегия выпуска

- Ответственный редактор выпуска** - д-р техн. наук, проф. М.С. Кубланов (МГТУ ГА)
- Зам. ответственного редактора** - д-р техн. наук, проф. В.В. Вышинский (МФТИ, ЦАГИ)
- Ответственный секретарь** - канд. техн. наук, доц. В.В. Ефимов (МГТУ ГА)
- Члены редакционной коллегии**
- д-р техн. наук, проф. В.С. Брусов (МАИ);
 - д-р техн. наук, проф. А.И. Желанников (ЦАГИ);
 - д-р техн. наук, проф. В.Т. Калугин (МГТУ им. Баумана);
 - заслуженный деятель науки РФ, д-р техн. наук, проф. Л.Н. Лысенко (МГТУ им. Баумана);
 - заслуженный деятель науки РФ, д-р техн. наук, проф. В.Г. Ципенко (МГТУ ГА);
 - заслуженный работник транспорта РФ, д-р техн. наук, проф. В.С. Шапкин (ГосНИИ ГА);

E-mail: akpla@yandex.ru

тел. +7(495)459-07-37

Плата за публикацию в Научном Вестнике МГТУ ГА с аспирантов не взимается

**НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК
МОСКОВСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО
ТЕХНИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

№ 200 (2)

2014

СОДЕРЖАНИЕ

Ефимов В.В., Назаров А.Ю. Применение OpenFOAM для исследования влияния геометрических параметров на аэродинамические характеристики плохообтекаемых тел.....	5
Ефимов В.В., Незаметдинов Р.Ш. Математическая модель удельного расхода топлива двигателя ТВ3-117...	11
Бобрин М.А., Клемина Л.Г., Козлов А.Н. Определение эксплуатационного диапазона изменения выходных параметров функциональных подсистем гидравлических систем летательных аппаратов.....	16
Артамонов Б.Л. Вихревая модель крыла с непрерывно распределенной циркуляцией вихревого слоя.....	20
Артамонов Б.Л. Определение аэродинамических характеристик профиля по полярке крыла конечного размаха.....	28
Ерохин П.В., Артамонова Л.Г., Скорынина А.О. Определение изменения аэродинамических характеристик от установки перегородок на профилированной пластине с закрылком.....	36
Ле Куок Динь, Данг Нгок Тхань, Семенчиков Н.В., Яковлевский О.В. Аэродинамические характеристики дирижабля мягкого типа вблизи экрана с учетом влияния струй от винтов.....	41
Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Численное исследование аэродинамической интерференции несущего и рулевого винтов вертолета на особых режимах полета	47
Ивчин В.А., Судаков В.Г. Вычислительный эксперимент по определению аэродинамических характеристик цилиндрической хвостовой балки вертолета с гребнем	55
Ивчин В.А., Самсонов К.Ю. Результаты первого этапа лётных испытаний вертолёт - летающей лаборатории Ми-171А2.....	63
Калугин В.Т., Епихин А.С., Стрижак С.В. Определение акустического шума при воздействии вихревого потока на профиль крыла.....	70
Головкин В.А., Крицкий Б.С., Миргазов Р.М. Исследование шума вытеснения от несущего винта вертолета в дальнем поле.....	74
Герасимов О.В., Крицкий Б.С. Расчет воздушного винта беспилотного летательного аппарата с учетом числа Рейнольдса и степени редукции	79
Крымский В.С., Щеглова В.М. Исследование вихревой системы и индуктивных скоростей несущего винта на режимах висения и крутого планирования.....	86
Михайлов Ю.С., Петров А.В., Черноусов В.И., Губский В.В. Влияние внешнего бака на аэродинамические характеристики самолета-криоплана.....	91
Хохлов А.А. Методические вопросы определения гидрометеоусловий, предельных для эксплуатации летательных аппаратов морского базирования.....	99
Захаров К.В., Ткаченко О.И., Хохлов А.А. Отработка на пилотажном стенде индикации вектора скорости при посадке самолета	107
Захаров К.В., Желонкин В.И., Желонкин М.В., Ткаченко О.И., Хохлов А.А. Разработка методики летного моделирования визуальной посадки на корабль	113
Лысенко Л.Н., Нгуен Чонг Шам. Анализ применимости существующих компьютерных технологий для автоматизации синтеза нечеткого управления движением легкого дистанционного пилотируемого летательного аппарата в сложных метеорологических условиях	118
Суань Зоань До, Липатов М.И., Туан Винь Фам. Влияние характерных параметров на структуру вихрей в течении Куэтта-Тэйлора сжимаемого газа	126
Липатов И.И., Туан Винь Фам. Численное моделирование процессов возникновения бафтинга для крыла Onera M6.....	133

КРАТКОЕ СООБЩЕНИЕ

Балдин М.В., Толкачев Г.Ю., Харчилава Ю.Э. Система, моделирующая работу палубного регулировщика при обучении и подготовке летного состава к выполнению руления по палубе авианесущего крейсера.....	141
--	-----

Настоящий выпуск Научного Вестника МГТУ ГА посвящен вопросам определения аэродинамических характеристик летательных аппаратов различных типов и их частей, а также вопросам летной эксплуатации.

Публикации первого из указанных циклов весьма емко отражают современные тенденции такого научного направления, которое получило название "вычислительной" или "компьютерной" аэродинамики. Дело в том, что накопленный экспериментальный материал, с одной стороны, и современный теоретический багаж в виде разнообразных математических методов, с другой стороны, позволяют авиационной и космической науке ответить на требования высокой экономической эффективности и безопасности полетов разработкой летательных аппаратов, характеристики которых должны быть известны весьма точно. Поэтому пути современного развития вычислительных методов аэродинамики и их результаты весьма интересны не только разработчикам авиационной и космической техники, но и эксплуатантам, которым приходится учитывать аэродинамические особенности летательных аппаратов в своей практике.

Публикации второго из указанных циклов отражают современную широту спектра интересов специалистов летной эксплуатации: от организации эффективных перевозок и технологий управления до обеспечения безопасности полетов.

Традиционно широк круг авторов выпуска, представляющих такие научные организации и учебные заведения, как Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), Московский авиационный институт (МАИ), Московский вертолетный завод им. М.Л. Миля (МВЗ), Московский физико-технический институт (МФТИ), Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (МГТУ) и, конечно, Московский государственный технический университет гражданской авиации (МГТУ ГА).

Статьи данного выпуска Научного Вестника МГТУ ГА будут интересны и полезны специалистам, студентам, аспирантам и научным работникам – создателям и эксплуатантам авиационной и космической техники.

Ответственный редактор –
доктор технических наук, профессор
кафедры аэродинамики, конструкции
и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА



М.С. Кубланов

УДК 629.735.45

ПРИМЕНЕНИЕ OPENFOAM ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЛОХООБТЕКАЕМЫХ ТЕЛ

В.В. ЕФИМОВ, А.Ю. НАЗАРОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

Представлено обоснование возможности применения пакета OpenFOAM для получения аэродинамических характеристик плохообтекаемых тел и изучения их зависимости от геометрических параметров данных тел.

Ключевые слова: OpenFOAM, аэродинамические характеристики, модель турбулентности, вертолет, груз на внешней подвеске.

Введение

На современном этапе развития науки и техники наиболее рациональным методом изучения параметров вертолета с грузом на внешней подвеске является численное моделирование. При численном моделировании динамики грузов на внешней тросовой подвеске вертолета [1; 2] в качестве исходных данных требуется иметь значения аэродинамических коэффициентов во всем диапазоне углов атаки и скольжения с определенным шагом по данным углам.

Получение «сферических» аэродинамических характеристик тел различной формы в лабораторных условиях путем продувок в аэродинамических трубах является весьма трудоемкой и дорогостоящей задачей. На сегодняшний день все чаще для получения аэродинамических характеристик тел применяются методы вычислительной гидродинамики. Работы отечественных и зарубежных исследователей показывают, что численное моделирование турбулентных течений может давать вполне адекватные результаты [3; 4]. Неоспоримым преимуществом CFD-методов (от англ. Computational Fluid Dynamics – вычислительная гидродинамика) по сравнению с экспериментальными являются значительно меньшие финансовые и временные затраты.

В связи с этим актуальным становится вопрос об оценке возможности исследования влияния геометрических параметров плохообтекаемого тела на его аэродинамику в турбулентном потоке средствами CFD-методов, реализованных в свободно распространяемом пакете прикладных программ OpenFOAM.

Описание задач

Для изучения влияния геометрии плохообтекаемых тел на их аэродинамические характеристики было выбрано две задачи: исследование влияния удлинения плоской призмы на коэффициент лобового сопротивления при ее обтекании турбулентным потоком ($Re = 3 \cdot 10^5$), а также исследование влияния удлинения круглого цилиндра на коэффициент лобового сопротивления при его обтекании турбулентным потоком вдоль оси ($Re = 3,4 \cdot 10^5$). В литературе приведены экспериментальные данные по данным задачам, что позволяет оценить адекватность получаемых результатов. На рис. 1 представлены данные экспериментов, взятые из [6].

В качестве инструмента для решения поставленных задач был выбран пакет прикладных программ OpenFOAM (Open Source Field Operation And Manipulation CFD ToolBox – пакет программ для операций и манипуляций с полями с открытым исходным кодом). OpenFOAM – свободно распространяемая открытая интегрируемая платформа вычислительной гидродинамики для операций с полями (скалярными, векторными и тензорными). Этот пакет сегодня является одним из известных приложений, предназначенных для вычислений по методу конечных объемов (FVM).

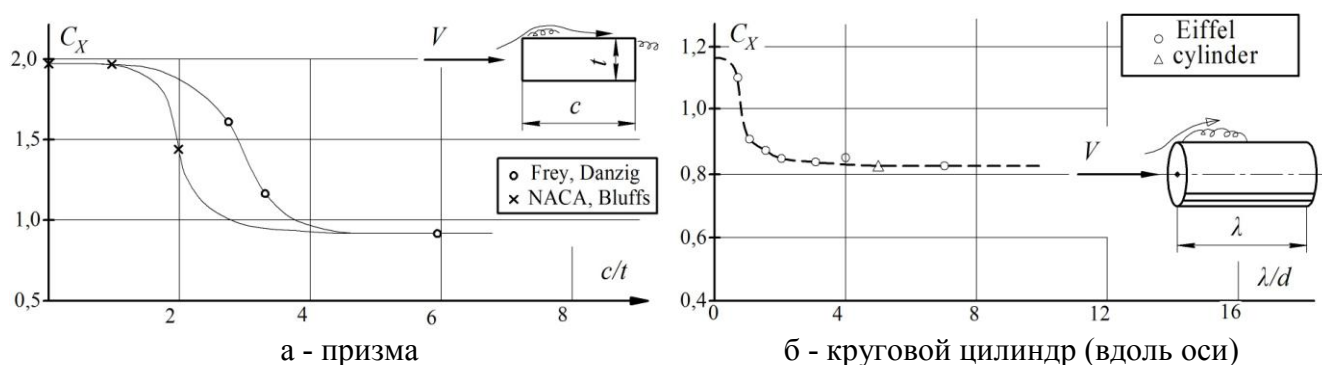


Рис. 1. Зависимости коэффициента лобового сопротивления тел от их удлинения

Расчеты производились на неструктурированных сетках гибридным методом IDDES, являющимся улучшенной модификацией метода DES. Метод DES был предложен в качестве альтернативы RANS- и LES-методам при расчете пристеночных течений с обширными отрывными зонами, для которых RANS-модели не способны обеспечить приемлемую точность, а LES-методы требуют чрезмерно больших вычислительных ресурсов [5]. Существуют две его модификации – DDES (Delayed DES – задержанный DES) и IDDES (DDES with Improved wall-modeling capabilities) – метод DDES с улучшенным пристеночным LES моделированием. В пакете OpenFOAM данный метод реализован на базе модели турбулентности Спаларта и Аллмараса (SA-модель) [7; 8]. Настройка параметров модели турбулентности, задание начальных условий на границах расчетной области проводились в соответствии с [4]. В качестве решателя использовался pisoFOAM, предназначенный для решения задач с нестационарными течениями жидкости. Шаг по времени выбирался таким образом, чтобы число Куранта не превышало единицы. Число Куранта для ячейки определяется как

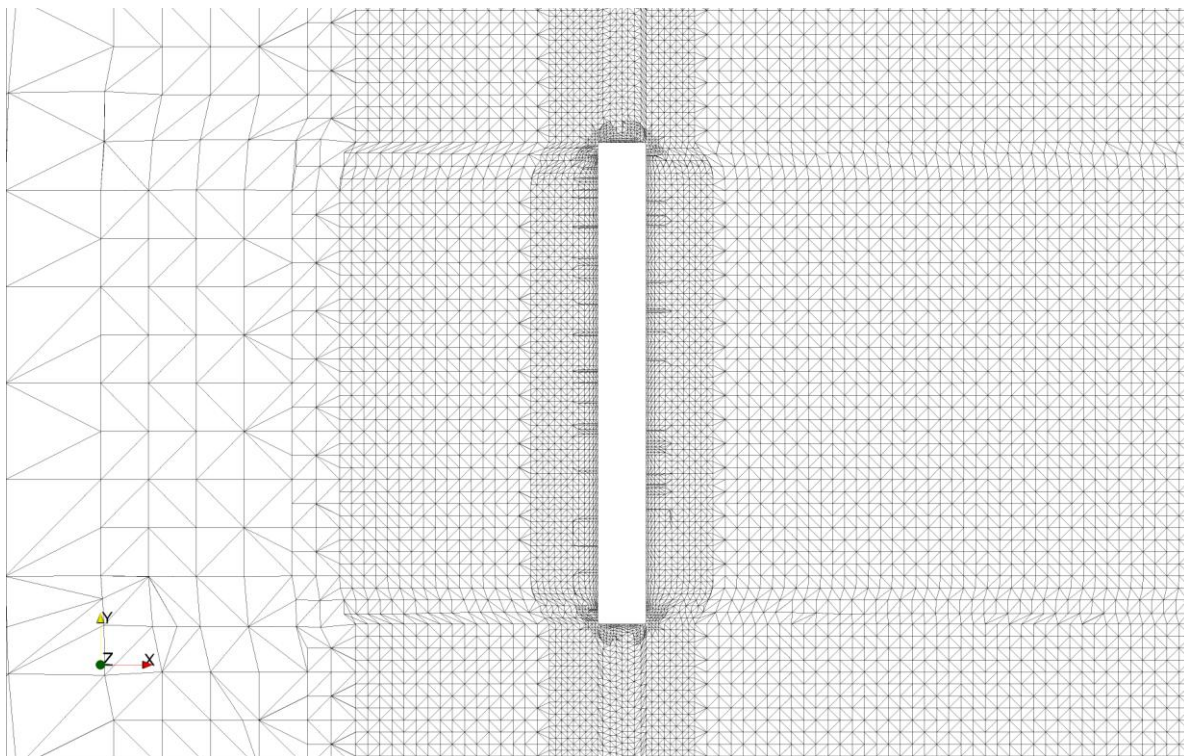
$$Co = \frac{\delta t \cdot |U|}{\delta x}, \quad (1)$$

где δx – размер ячейки в направлении скорости; δt – шаг по времени; $|U|$ – модуль скорости через ячейку. Обычно шаг по времени составлял 10^{-5} с.

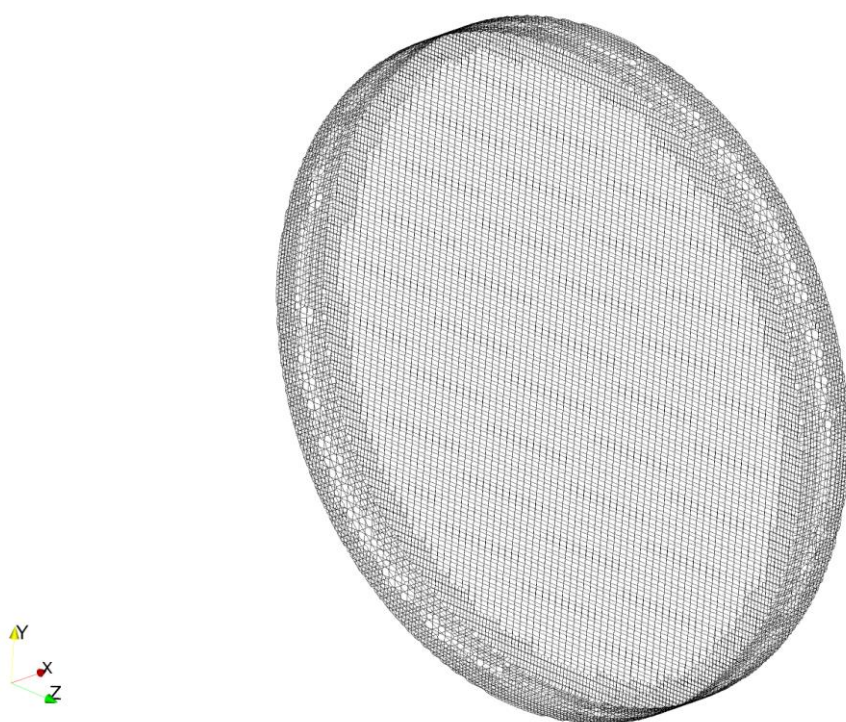
Расчетные сетки

Построение расчетных сеток производилось средствами OpenFOAM, входящими в стандартный пакет. Расчетная область (домен) всех задач представляет собой параллелепипед, разбитый на гексаэдральные элементы с помощью модуля blockMesh. Привязка сетки к поверхности тела и ее локальное улучшение производилось с помощью модуля snappyHexMesh. Стоит отметить возможность работы snappyHexMesh в параллельном режиме, что позволяет сократить затраты времени на создание сетки. Параметры модулей blockMesh и snappyHexMesh задавались таким образом, чтобы обеспечить приемлемое качество сетки вблизи поверхности исследуемого тела. Так параметр y^+ для расчетных сеток выдерживался в диапазоне 6...8, что вполне допустимо для данной модели турбулентности. На рис. 2, 3 приведены фрагменты расчетных сеток вблизи тел и на их поверхности.

Размер расчетной области превышал размеры исследуемого тела по каждой оси не менее чем в 10 раз. Скорость на входе в расчетную область задавалась постоянной и равной 5 м/с, что при известных размерах исследуемых тел обеспечивало необходимое число Рейнольдса.

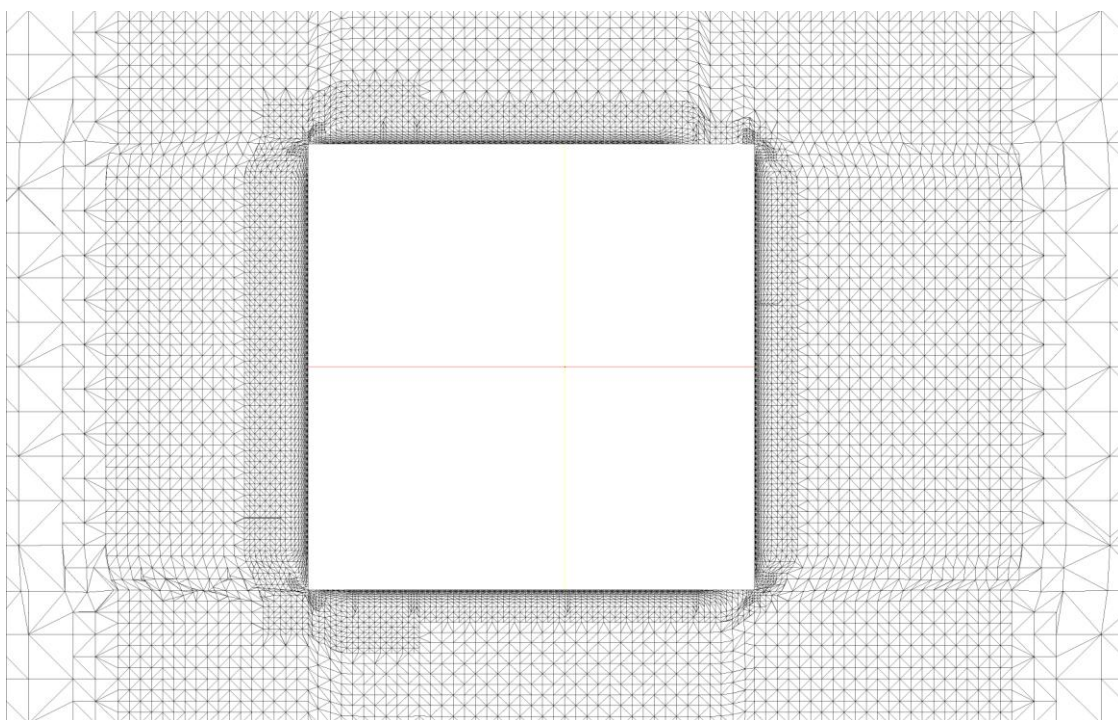


а - вблизи цилиндра

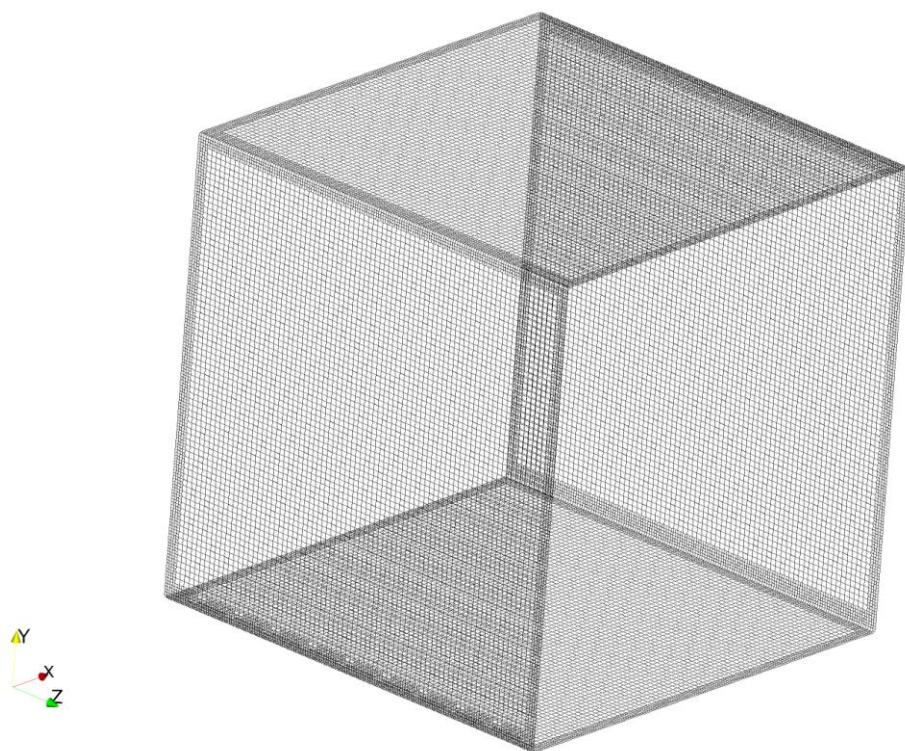


б - на поверхности цилиндра

Рис. 2. Расчетная сетка кругового цилиндра удлинением 0,1



а - вблизи призмы



б - на поверхности призмы

Рис. 3. Расчетная сетка призмы удлинением 1,0

Результаты расчетов

Расчеты проведены для призм с удлинением 0,2; 1; 2; 3; 4; 6 и цилиндров с удлинением 0,1; 0,5; 1; 2; 4. Примеры распределения полей скорости и давления представлены на рис. 4, 5 соответственно. Полученные в ходе расчетов значения коэффициента лобового сопротивления для каждого из тел нанесены на графики (рис. 6) для наглядного сравнения их с экспериментальными данными.

Очевидно, что результаты численного моделирования с применением гибридного метода IDDES позволяют получать адекватные значения аэродинамических характеристик тел неудообообтекаемой формы при больших числах Рейнольдса. Кроме того, методы CFD, реализованные в пакете OpenFOAM, позволяют отслеживать влияние геометрических параметров на аэродинамические характеристики тел различной формы.

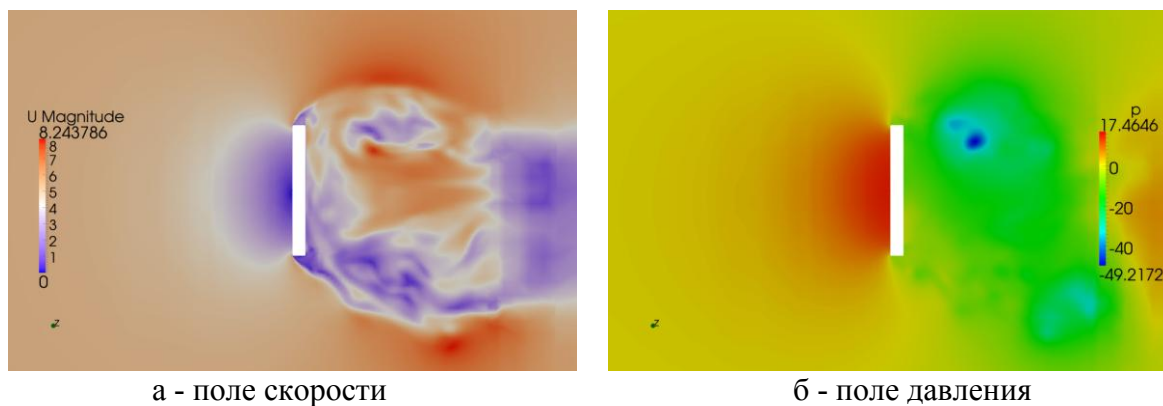


Рис. 4. Распределение величин скорости и давления для цилиндра ($\lambda = 0,1$)

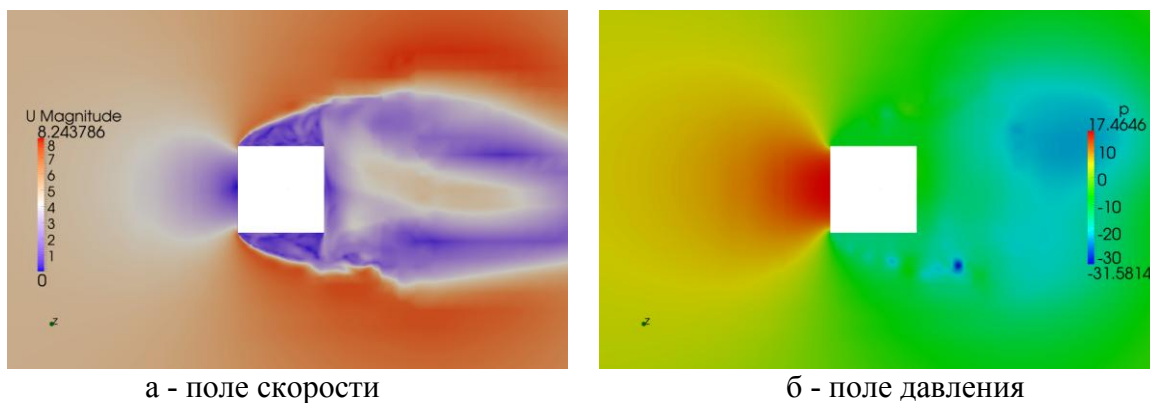


Рис. 5. Распределение величин скорости и давления для призмы ($\lambda = 1,0$)

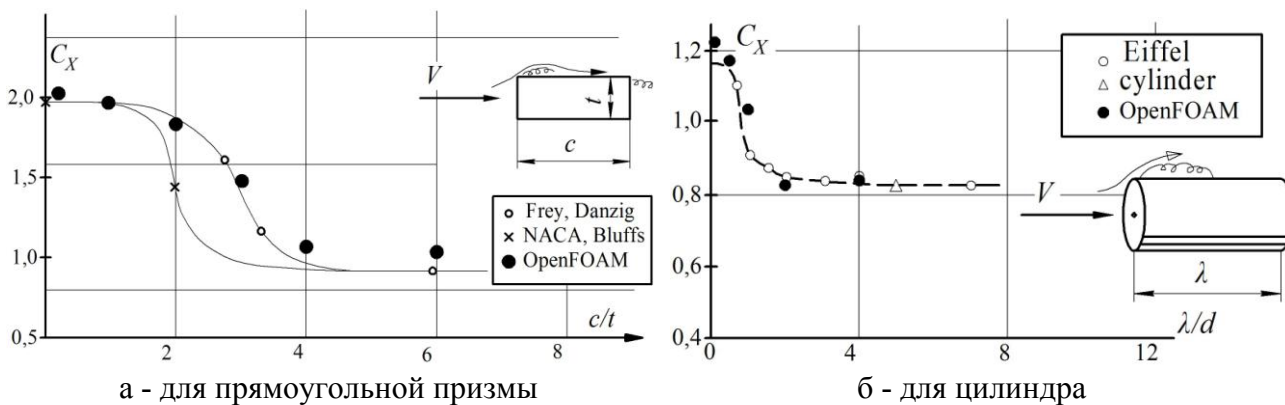


Рис. 6. Зависимость коэффициента лобового сопротивления тела от его удлинения

Подводя итог, можно говорить о состоятельности CFD методов, реализованных в пакете OpenFOAM для исследования влияния геометрических параметров грузов, перевозимых на внешней подвеске вертолета, на их аэродинамические характеристики, что, в конечном итоге, позволит оценить влияние геометрических параметров грузов на их динамику.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ефимов В.В.** Математическое описание движения груза на внешней подвеске вертолета // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность. - 2007. - № 111. - С. 121 - 128.
2. **Козловский В.Б., Паршенцев С.А., Ефимов В.В.** Вертолет с грузом на внешней подвеске. - М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2008.
3. **Бычков И.М.** Верификация пакета прикладных программ OpenFOAM на задачах обтекания аэродинамических профилей: сб. материалов XIX школы-семинара «Аэродинамика летательных аппаратов». - М.: Изд-во ЦАГИ, 2008. - С. 36.
4. **Ефимов В.В., Назаров А.Ю., Незаметдинов Р.Ш.** Настройка пакета прикладных программ OpenFOAM для численного моделирования обтекания грузов на внешней тросовой подвеске вертолета // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2013. - № 188. - С. 28 - 33.
5. **Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л.** Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений: учеб. пособие. - СПб: Изд-во Политехн. ун-та, 2012.
6. **Hoerner S.F.** Fluid-Dynamic Drag, Hoerner Fluid Dynamics, Bricktown New Jersey, 1965.
7. **Spalart P.R. and Allmaras S.R.** 1992, «A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows» AIAA Paper 92-0439.
8. **OpenFOAM** (version 2.0.0). The Open Source CFD Toolbox. User Guide. London: OpenCFD Ltd. 2011 (<http://www.openfoam.com/docs/>).

APPLICATION OPENFOAM TO STUDY THE EFFECT OF GEOMETRICAL PARAMETERS ON THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF BLUFF BODIES

Efimov V.V., Nazarov A.Y.

Justification of possibility of application of an OpenFOAM package for obtaining aerodynamic characteristics of bluff bodies and studying of their dependence on geometrical parameters.

Key words: OpenFOAM, aerodynamic characteristics, turbulence model, the helicopter, external sling.

Сведения об авторах

Ефимов Вадим Викторович, 1965 г.р., окончил МАИ (1988), кандидат технических наук, доцент кафедры аэродинамики, конструкции и прочности ЛА МГТУ ГА, автор 60 научных работ, область научных интересов – математическое моделирование динамики летательных аппаратов, эффективность летательных аппаратов.

Назаров Анатолий Юрьевич, 1988 г.р., окончил МГТУ ГА (2011), аспирант кафедры аэродинамики, конструкции и прочности ЛА МГТУ ГА, автор 1 научной работы, область научных интересов – вычислительная гидродинамика, математическое моделирование динамики летательных аппаратов.

УДК 629.735.45

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ УДЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА ДВИГАТЕЛЯ ТВЗ-117

В.В. ЕФИМОВ, Р.Ш. НЕЗАМЕТДИНОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

Предложена математическая модель определения удельного часового расхода топлива двигателя ТВЗ-117 на основе термогазодинамического расчета, учитывающего особенности конструкции двигателя.

Ключевые слова: вертолет, математическая модель, груз на внешней подвеске.

Введение

Одной из актуальных проблем летной эксплуатации вертолетов с грузом на внешней подвеске является выбор оптимальных с точки зрения топливной эффективности режимов полета. Наиболее рациональным в данном случае представляется использование теоретических методов, в частности метода численного моделирования. Для реализации этого подхода необходимо наличие математической модели динамики вертолета с грузом на внешней подвеске, включающей в себя в числе прочего модуль для определения расхода топлива. В качестве модели динамики вертолета может быть использована модель вертолета Ми-8МТВ, созданная в ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля" под руководством В.А. Ивчина, а в качестве модели груза на внешней подвеске – модель, описанная в работах [1; 2]. Однако упомянутая математическая модель вертолета не содержит модуля для определения расхода топлива. Разработке такого модуля и посвящена настоящая работа.

Термогазодинамический расчет

Часовой расход топлива можно найти по известной формуле [3]

$$G_{\text{тч}} = C_e \cdot N_e, \quad (1)$$

где C_e – удельный расход топлива; N_e – эффективная мощность на выходном валу.

Эффективная мощность на выходном валу N_e вычисляется в упомянутой выше математической модели вертолета. В связи с этим задача сводится к определению удельного расхода топлива в зависимости от скорости и высоты полета, температуры окружающего воздуха и давления.

Нижеприведенный термогазодинамический расчет основан на методе, изложенном в работе [4]. Параметры на входе в двигатель:

$$T_B^* = T_H \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M^2 \right), \quad (2)$$

где T_H – температура наружного воздуха; $k = 1,4$ – показатель адиабаты воздуха; M – число Маха;

$$P_B^* = P_H \cdot \left(\frac{T_B^*}{T_H} \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (3)$$

где P_H – давление наружного воздуха.

Определим параметры работы компрессора.

Давление на выходе из компрессора

$$P_K^* = \pi_K^* \cdot P_B^* \cdot \sigma_{\text{ВХ}}, \quad (4)$$

где π_K^* – степень повышения давления в компрессоре; $\sigma_{ВХ}$ – коэффициент восстановления давления. Изменение температуры в компрессоре

$$\Delta T_K^* = T_B^* \cdot \left[\pi_K^{0,286} - 1 \right] \cdot \frac{1}{\eta_K^*}, \quad (5)$$

где η_K^* – КПД компрессора.

Температура на выходе из компрессора

$$T_K^* = T_B^* + \Delta T_K^*. \quad (6)$$

Удельная работа сжатия в компрессоре

$$L_{КУД}^* = 1004,5 \cdot \Delta T_K^*. \quad (7)$$

Определим параметры работы камеры сгорания.

Давление на входе в камеру сгорания

$$P_{КСВХ}^* = P_K^*. \quad (8)$$

Степень понижения давления в камере сгорания

$$\pi_T^* = \pi_{TK}^* \cdot \pi_{CT}^* = \frac{\sigma_{ВХ} \cdot \pi_K^* \cdot \sigma_{КС} \cdot \sigma_{ТКСГ}}{\pi_{CT}}, \quad (9)$$

где $\sigma_{КС}$, $\sigma_{ТКСГ}$ – коэффициенты восстановления давления в камере сгорания и турбине компрессора; π_{CT} – степень понижения давления на свободной турбине.

Температура перед свободной турбиной

$$T_{CT}^* = T_T^* \cdot \left[\pi_T^{-0,248} \cdot \frac{\eta_{TK}^* + \eta_{CT}^*}{2} \right], \quad (10)$$

где η_{TK}^* , η_{CT}^* – КПД турбины компрессора и свободной турбины соответственно; T_T^* – температура газов в камере сгорания.

Температура на входе в камеру сгорания

$$T_{КСВХ}^* = T_K^*. \quad (11)$$

Давление в камере сгорания

$$P_T^* = P_K^* \cdot \sigma_{КС}. \quad (12)$$

Находим соотношение расходов топлива и воздуха в камере сгорания

$$q_m = \frac{c_p T_T^* - c_p T_{КСВХ}^*}{H_u \eta_{КС} - c_{рп} T_T^* - c_{рп} T_{ИСХ}^*}, \quad (13)$$

где c_p – удельная теплоемкость газов; $c_{рп}$ – удельная теплоемкость продуктов сгорания; H_u – удельная теплота сгорания топлива для ТС-1 = 43000 кДж/кг, для Т-1 = 42900 кДж/кг, для РТ = 43100 кДж/кг; $T_{ИСХ}^* = 293$ К – исходная температура.

Коэффициент избытка воздуха на выходе из камеры сгорания

$$\alpha_{КС} = \frac{1}{q_m \cdot L_0}, \quad (14)$$

где L_0 – количество воздуха, теоретически необходимое для полного сжигания 1 кг топлива, принимается равным 14,8 кг.

Расход воздуха в камере сгорания

$$G'_{ВКС} = 1 - \bar{G}_{ОХЛ} + \bar{G}_{УТ} + \bar{G}_{ОТБ}, \quad (15)$$

где $\bar{G}_{ОХЛ}$, $\bar{G}_{УТ}$, $\bar{G}_{ОТБ}$ – расходы воздуха соответственно на охлаждение, в разгрузочные и уплотняющие устройства и на нужды летательного аппарата.

Расход газа в камере сгорания

$$G'_Г = G'_{ВКС} \cdot \alpha_{КС} + q_m. \quad (16)$$

Определим параметры работы турбины компрессора.

Расход газа в турбине компрессора

$$G'_{ГТК} = G'_Г. \quad (17)$$

Коэффициент отбора мощности

$$\phi_{ОТБН} = 1000 \cdot \frac{N_{ОТБ} \cdot N_{ЕУДПРЕДВ}}{L_{КУД}}, \quad (18)$$

где $N_{ОТБ}$ – отбор мощности; $N_{ЕУДПРЕДВ}$ – предварительная удельная мощность.

Удельная работа турбины компрессора

$$L_{ТКУД} = 1000 \cdot \frac{L_{КУД} \cdot (1 + \phi_{ОТБН})}{G'_{ГТК} \cdot \eta_{МТК}}, \quad (19)$$

где $\eta_{МТК}$ – механический КПД турбины компрессора.

Изменение температуры на турбине компрессора

$$\Delta T_{ТК}^* = \frac{L_{ТКУД}}{c_{РГ}}, \quad (20)$$

где $c_{РГ}$ – удельная теплоемкость газа.

Степень понижения давления в турбине компрессора

$$\pi_{ТК}^* = \left[1 - \frac{\Delta T_{ТК}^*}{T_{Г}^* \cdot \eta_{ТК}^*} \right]^{-4,03}. \quad (21)$$

Давление на выходе из турбины компрессора

$$p_{ТК}^* = \frac{p_{Г}^*}{\pi_{ТК}^*}. \quad (22)$$

Температура на выходе из турбины компрессора

$$T_{ТК}^* = T_{Г}^* - \Delta T_{ТК}^* + \frac{G'_{ТК}}{G'_{ГТК} + G_{ОХЛ}} + \frac{c_{РВ}}{c_{РГ}} \cdot T_{К}^* \cdot \frac{\bar{G}_{ОХЛ}}{G'_{ГТК} + G_{ОХЛ}}, \quad (23)$$

где $c_{РВ}$ – средняя теплоемкость воздуха.

Определим параметры работы свободной турбины.

Давление на входе в свободную турбину

$$p_{СТВХ}^* = p_{ТК}^* \cdot \sigma_{ТКСТ}. \quad (24)$$

Температура на входе в свободную турбину

$$T_{СТВХ}^* = T_{ТК}^*. \quad (25)$$

Расход воздуха в свободной турбине

$$G'_{СТ} = G'_{ГТК}. \quad (26)$$

Давление на выходе из свободной турбины

$$p_{СТВЫХ}^* = p_{Н} \cdot \pi_{СТ}^*, \quad (27)$$

$$\text{где } \pi_{СТ}^* = \frac{p_{СТВХ}^*}{p_{СТВЫХ}^*}.$$

КПД свободной турбины в зависимости от режима работы двигателя

$$\eta_{СТ}^* = \bar{\eta}_{СТ}^* \cdot \eta_{СТ\max}^*, \quad (28)$$

где $\eta_{СТ\max}^*$ – максимальная величина КПД.

Изменение температуры на свободной турбине

$$\Delta T_{СТ}^* = T_{ТК}^* \cdot \left[1 - \pi_{СТ}^{*-0,248} \right] \cdot \eta_{СТ}^*. \quad (29)$$

Удельная работа свободной турбины

$$L_{\text{СТ УД}}^* = c_{\text{РГ}} \cdot \Delta T_{\text{СТ}}^* \quad (30)$$

Определим параметры работы двигателя.

Удельная мощность двигателя

$$N_{\text{Е УД}} = L_{\text{СТ УД}} \cdot G'_{\text{СТ}} \cdot \frac{\eta_{\text{МСТ}}}{1000}, \quad (31)$$

где $\eta_{\text{МСТ}}$ – механический КПД свободной турбины.

Удельный расход топлива

$$C_e = \frac{600 \cdot q_m \cdot G'_{\text{ВКС}}}{N_{\text{Е УД}}} \quad (32)$$

Проверка адекватности расчетов

С помощью описанной выше математической модели были получены данные об удельном расходе топлива на различных режимах работы двигателя ТВ3-117 при $H = 0$, $V = 0$. Исходные данные для расчета были взяты из [5], где представлены также паспортные данные двигателя, с которыми произведено сравнение результатов расчетов. Результаты расчетов и паспортные данные сведены в табл. 1 и представлены на рис. 1.

Таблица 1

Режим	Мощность на выходном валу, л.с.	Удельный расход топлива, г/л.с.ч	
		Паспорт	Расчет
Чрезвычайный	2200	230	263
Взлетный	2000	236	272
Номинальный	1700	248	295
I крейсерский	1500	258	307
II крейсерский	1200	278	330

Адекватность математической модели определяется ее точностью и непротиворечивостью экспериментальным данным [6]. В части непротиворечивости можно утверждать, что рассматриваемая математическая модель удельного расхода топлива не противоречит паспортным данным, так как характеры расчетной зависимости и зависимости, построенной по паспортным данным, совпадают. В части точности можно отметить наличие систематической погрешности, причины которой будут исследованы в дальнейшем.

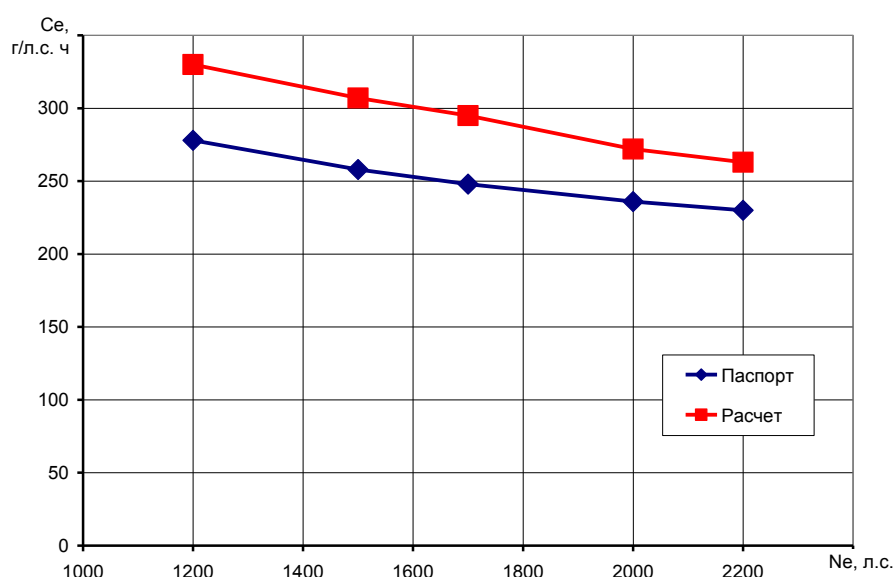


Рис. 1. Сравнение полученных значений удельного расхода топлива с паспортными характеристиками

Выводы

В настоящей работе предложена математическая модель удельного расхода топлива двигателя ТВ3-117, основанная на методе термогазодинамического расчета вертолетных газотурбинных двигателей [4].

Для проверки адекватности данной математической модели были проведены тестовые расчеты удельного расхода топлива двигателя ТВ3-117 и сравнение их результатов с паспортными данными. Было отмечено, что рассматриваемая математическая модель обладает непротиворечивостью, но полученные с ее помощью количественные результаты имеют систематическую погрешность.

Таким образом, использование данной математической модели для решения задачи нахождения оптимальных с точки зрения топливной эффективности режимов полета вертолета с грузом на внешней подвеске является допустимым. Однако для получения достаточно точных результатов в части абсолютных значений расхода топлива на различных режимах полета и с различными грузами на внешней подвеске необходимо выявить причины возникновения систематической погрешности вычисления удельного расхода топлива и устранить ее.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ефимов В.В.** Математическое описание движения груза на внешней подвеске вертолета // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность. - 2007. - № 111. - С. 121-128.
2. **Козловский В.Б., Паршенцев С.А., Ефимов В.В.** Вертолет с грузом на внешней подвеске. - М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2008.
3. **Базов Д.И.** Аэродинамика вертолетов. - М.: Транспорт, 1969.
4. **Григорьев В.А., Зрелов В.А., Игнаткин Ю.М., Кузьмичев В.С., Пономарев Б.А., Шахматов Е.В.** Вертолетные газотурбинные двигатели. - М.: Машиностроение, 2008.
5. Двигатель ТВ3-117. Руководство по технической эксплуатации. - Кн. 3. - изд. № 48174/4, 1988.
6. **Кубланов М.С.** Математическое моделирование // Методология и методы разработки математических моделей механических систем и процессов: учеб. пособие. - изд. 3-е, перераб и доп. - М.: МГТУ ГА, 2004.

MATHEMATICAL MODEL SPECIFIC FUEL CONSUMPTION OF THE TV3-117

Efimov V.V., Nezametdinov R.S.

A mathematical model of the specific fuel consumption of the TV3-117 based thermogasdynamic calculation that takes account of the design of engine parts.

Key words: mathematical model, helicopter, external sling.

Сведения об авторах

Ефимов Вадим Викторович, 1965 г.р., окончил МАИ (1988), кандидат технических наук, доцент кафедры аэродинамики, конструкции и прочности ЛА МГТУ ГА, автор 60 научных работ, область научных интересов – математическое моделирование динамики летательных аппаратов, эффективность летательных аппаратов.

Незаметдинов Руслан Шамилевич, 1989 г.р., окончил МГТУ ГА (2011), ведущий инженер кафедры аэродинамики, конструкции и прочности ЛА МГТУ ГА, автор 1 научной работы, область научных интересов – вычислительная гидродинамика, математическое моделирование динамики летательных аппаратов.

УДК 629.735.062

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО ДИАПАЗОНА ИЗМЕНЕНИЯ ВЫХОДНЫХ ПАРАМЕТРОВ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ПОДСИСТЕМ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

М.А. БОБРИН, Л.Г. КЛЕМИНА, А.Н. КОЗЛОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

Для оценки эксплуатационного поля допуска выходных параметров гидравлических систем при различных условиях работы и этапах полета приведены математические зависимости и представлены результаты, полученные в среде Mathcad в графической форме.

Ключевые слова: гидравлическая система летательных аппаратов, контроль, диапазон изменения выходных параметров.

При контроле гидравлических систем ЛА проверяются выходные параметры функциональных подсистем – скорости перемещения выходных звеньев (время выполнения операций). В точке контроля, в основном, замеряется давление. Колебания выходных параметров определяются флуктуациями внутренних параметров.

В [1 – 3] получена зависимость, с помощью которой можно найти диапазон изменения давления

$$\Delta P = \frac{32lv_x}{d^2g} \left(\frac{248,8}{t_1 - t_{oc} \theta + 78,8 + t_{oc}} \right)^{3,44}, \quad (1)$$

где l , d – длина и диаметр трубы; v_x – скорость движения жидкости в трубе; t_1 , t_{oc} – температуры на входе в трубопровод и окружающей среды. Здесь

$$\theta = \frac{\frac{\rho c_p v_x}{\lambda_{ж}} - \sqrt{\frac{\rho c_p^2 v_x}{\lambda_{ж}} + 4 \frac{\alpha_{oc}}{r \lambda_{ж}}}}{2},$$

где ρ – плотность жидкости; c_p – теплоемкость жидкости при постоянном давлении; $\lambda_{ж}$ – коэффициент теплопроводности жидкости; α_{oc} – коэффициент теплоотдачи окружающей среды; r – радиус трубы.

С помощью этих выражений были оценены изменения величины давления в зависимости от скорости движения исполнительных механизмов, температуры жидкости на входе в трубу, температуры окружающей среды и времени наработки жидкости для различных этапов полета.

Работа функциональной подсистемы определяется рабочей точкой системы A (рис. 1), т.е. ее суммарной кривой потребного давления 1 и характеристикой насоса.

Кривая потребного давления получается в соответствии с выражением (1) с учетом давления, создаваемого нагрузкой на исполнительном механизме $\Delta P_H = F/S_{эфп}$ (здесь F – величина нагрузки;

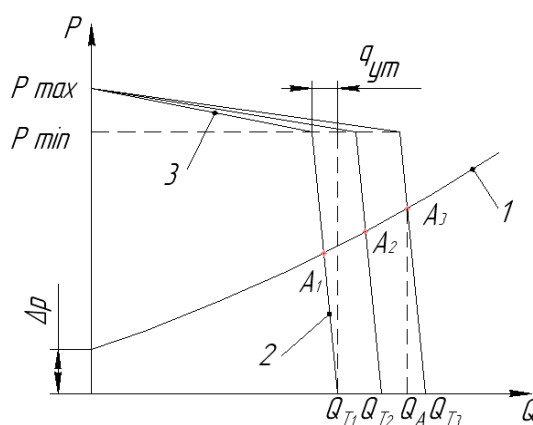


Рис. 1

$S_{\text{эфп}}$ – эффективная площадь поршня) в случае, если исполнительным элементом является гидравлический цилиндр.

Характеристика насоса переменной подачи образуется прямыми 2 и 3. Прямая 2 определяется теоретической подачей Q_T и величиной утечек $q_{\text{ут}}$, а прямая 3 давлениями P_{min} и P_{max} , которые обеспечиваются автоматикой изменения подачи насоса.

Q_T зависит от n об/мин – частоты вращения ротора и от q – объема жидкости, вытесняемого за один оборот $Q_T = qn$. Частота вращения n определяется частотой вращения двигателя, т.к. насос приводится во вращение механическим приводом, расположенным на двигателе, а она зависит от этапа полета. $q_{\text{ут}}$ определяется величиной зазоров, имеющих в насосе, и перепадом давления на них. Давления P_{min} и P_{max} остаются неизменными на всех этапах, т.к. они задаются настройкой автоматики изменения подачи насоса (пружиной), а она остается постоянной во время полета. Поэтому Q_T будет меняться в зависимости от этапа полета, а $q_{\text{ут}}$ не будет, следовательно, при изменении режима работы двигателя прямая 2 будет параллельно перемещаться вдоль оси Q , а прямая 3 будет менять свой наклон. Соответственно, будут меняться положение рабочей точки A , Q_A и скорость перемещения исполнительного механизма.

Из (1) следует, что суммарная кривая требуемого давления определится формулой

$$P_{\Pi} = \frac{F}{S_{\text{эфп}}} + \Delta P = \frac{F}{S_{\text{эфп}}} + \frac{32lv_x}{d^2 g} \left(\frac{248,8}{\rho_1 - t_{\text{oc}} \rho^{\text{ол}} + 78,8 + t_{\text{oc}}} \right)^{3,44}. \quad (2)$$

Для того чтобы оценить изменения внутреннего состояния системы и отделить эти изменения от внешних, вызываемых колебаниями нагрузки, для автоматического контроля гидравлических систем необходима установка датчиков давления P_1 и P_2 непосредственно у полостей гидравлического цилиндра. При этом $\Delta P_H = P_1 - P_2$. Здесь следует учесть знак нагрузки F (ее направление).

Рассматривая прямую 2, как прямую в отрезках, ее можно представить в виде

$$\frac{P}{Q_T} + \frac{Pq_{\text{ут}}}{Q_T P_{\text{min}}} = 1. \quad (3)$$

Аналогично, прямая 3 будет иметь вид

$$\frac{Q(P_{\text{max}} - P_{\text{min}})}{P_{\text{max}}(Q_T - q_{\text{ут}})} + \frac{P}{P_{\text{max}}} = 1. \quad (4)$$

В результате получается система уравнений (2), (3) и (4).

В гидравлических системах летательных аппаратов в ламинарном режиме течения жидкости потери давления по длине трубы зависят от расхода в первой степени, поэтому при учете лишь потерь по длине зависимость (1) будет линейной. Кривизну ΔP_{Π} дает учет местных сопротивлений. На самолетах нового поколения местные сопротивления, такие как клапаны включения-выключения, фильтры, ограничители давления в системе управления не устанавливаются, поэтому ΔP_{Π} для систем управления будет линейной.

Для всех функциональных подсистем скорость перемещения выходного звена (время выполнения операций) определяется уравнениями (2), (3) и (4). Их решения с помощью программы Mathcad представлены на рис. 2. Здесь вертикальными и горизонтальными наклонными плоскостями изображены характеристики насоса для различных этапов полета: а – взлет; б – набор высоты; с – крейсерский полет; д – снижение; е – посадка. На рис. 3 показана проекция этого изображения на плоскость PQ в случае, если пересечение прямых требуемого напора лежит на прямой 2 характеристики насоса. Прямые требуемого напора построены с учетом изменения вязкости жидкости с увеличением наработки: сплошными прямыми изображены зависимости для значений вязкости в начале работы, а пунктиром представлены прямые для более низкой вязкости, имеющей место при значительной наработке жидкости. Точки пересечения этих прямых с прямой 2 характеристики насоса задают значения расходов Q_{A1}' и Q_{A1}'' . Их раз-

ница дает диапазон изменения расхода ΔQ_{A1} для каждого этапа полета: $\Delta Q_{A1a} = 3,765 \times 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$; $\Delta Q_{A1b} = 3,483 \times 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$; $\Delta Q_{A1c} = 3,238 \times 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$; $\Delta Q_{A1d} = 3,033 \times 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$; $\Delta Q_{A1e} = 2,824 \times 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$.

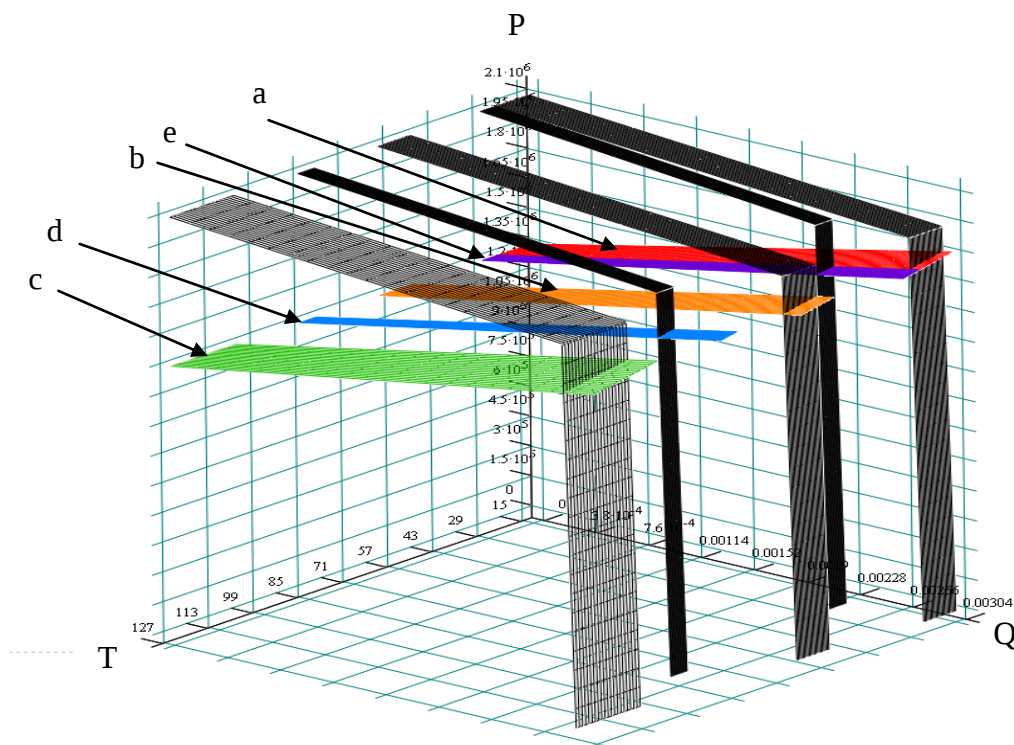


Рис. 2

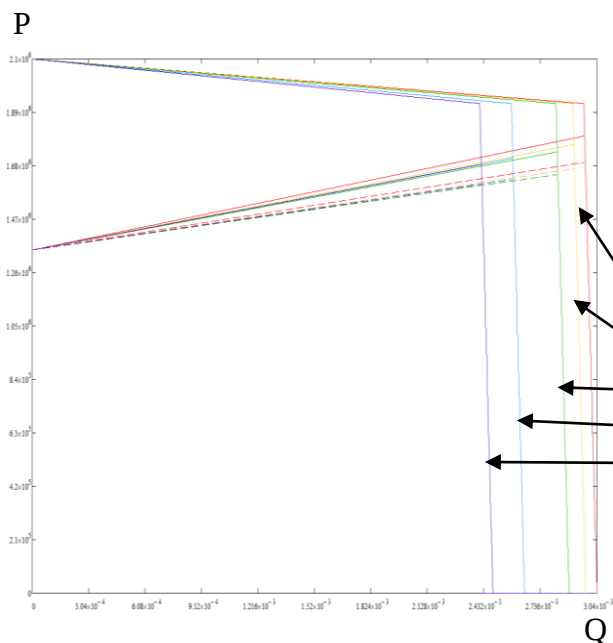


Рис. 3

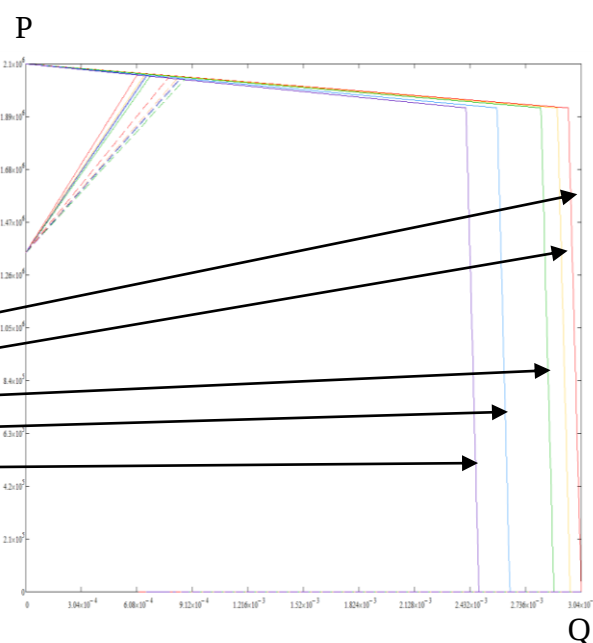


Рис. 4

Для системы управления пересечение прямых потребного напора может быть с горизонтальными наклонными плоскостями характеристики насоса 3, поэтому разброс Q_A будет значительно большим (рис. 4). Здесь также представлены диапазоны изменения расхода в системе ΔQ_{A2} для различных этапов полета: $\Delta Q_{A2a} = 1,733 \times 10^{-4} \text{ м}^3/\text{с}$; $\Delta Q_{A2b} = 1,832 \times 10^{-4} \text{ м}^3/\text{с}$; $\Delta Q_{A2c} = 1,912 \times 10^{-4} \text{ м}^3/\text{с}$; $\Delta Q_{A2d} = 1,844 \times 10^{-4} \text{ м}^3/\text{с}$; $\Delta Q_{A2e} = 1,814 \times 10^{-4} \text{ м}^3/\text{с}$.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бобрин М.А., Клемина Л.Г. Влияние окружающей среды на диапазоны изменения температуры рабочей жидкости гидравлических систем летательных аппаратов // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - № 172. - С. 153 – 155.
2. Бобрин М.А., Клемина Л.Г. Определение диапазона изменения давления жидкости в гидросистемах летательных аппаратов при контроле работоспособности в зависимости от условий ее работы // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2012. - № 177. - С. 117 – 118.
3. Бобрин М.А., Клемина Л.Г. Определение эксплуатационного диапазона изменения параметров гидравлической системы в зависимости от условий работы // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2013. - № 188. - С. 68 – 71.

DEFINITION OF OPERATING PARAMETERS OUTPUT RANGE OF FUNCTIONAL SUBSYSTEMS HYDRAULIC SYSTEMS OF THE AIRCRAFT

Bobrin M.A., Klemina L.G., Kozlov A.N.

To evaluate the operational tolerance field hydraulic output parameters under various working conditions and the flight stages are mathematical relationships and the results obtained in the environment Mathcad in graphical form.

Key words: hydraulic system of aircraft, monitoring, the range of output parameters.

Сведения об авторах

Бобрин Михаил Арчилович, 1985 г.р., окончил МГТУ ГА (2008), аспирант МГТУ ГА, инженер второй категории кафедры аэродинамики, конструкции и прочности ЛА МГТУ ГА, автор 3 научных работ, область научных интересов – контроль и диагностика гидравлических систем летательных аппаратов.

Клемина Людмила Гавриловна, окончила МАИ (1961), кандидат технических наук, доцент кафедры аэродинамики, конструкции и прочности ЛА МГТУ ГА, автор более 50 научных работ, область научных интересов – контроль и диагностика гидравлических систем летательных аппаратов.

Козлов Александр Николаевич, 1945 г.р., окончил МИНХиГП им. Губкина (1967), кандидат технических наук, доцент кафедры авиатопливообеспечения и ремонта ЛА МГТУ ГА, автор более 30 научных работ, область научных интересов – исследование характеристик горюче-смазочных материалов.

УДК 629.735.33.014.16:533.662.6

ВИХРЕВАЯ МОДЕЛЬ КРЫЛА С НЕПРЕРЫВНО РАСПРЕДЕЛЕННОЙ ЦИРКУЛЯЦИЕЙ ВИХРЕВОГО СЛОЯ

Б.Л. АРТАМОНОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

Рассматривается линейная вихревая модель крыла конечного размаха, представляющая собой плоскую прямоугольную пространственную пелену, покрытую непрерывно распределенным вихревым слоем. Элементами дискретизации пелены являются четырехугольные панели, лежащие на ее поверхности. Созданы метод, алгоритмы и программа расчета трех составляющих вектора индуктивной скорости от произвольно ориентированной прямоугольной площадки, покрытой вихревым слоем, интенсивность которого линейно изменяется по поверхности площадки. Решение получено в элементарных функциях. Численным способом решена задача определения закона циркуляции присоединенных вихрей по размаху крыла и расчета его аэродинамических характеристик, основывающаяся на принятой вихревой модели и гипотезе плоских сечений.

Ключевые слова: крыло, циркуляция, вихревой слой, линейная вихревая модель.

Вихревая модель трапециевидного крыла конечного размаха разрабатывается на основе теории несущей линии и гипотезы плоских сечений с целью создания численного метода расчета его аэродинамических характеристик на основе взятых из эксперимента аэродинамических характеристик профилей. Предлагаемая вихревая модель позволяет избежать особенностей при вычислении индуктивных скоростей как на самой вихревой пелене, так и в контрольных точках поверхности, создающей подъемную силу.

В вихревой теории крыла конечного размаха ключевым является вопрос о выделении особенности при расчете индуктивных скоростей, вызываемых системой вихрей на самой вихревой поверхности. Подробно эта проблема изложена в работе академика Б.Н. Юрьева [1], где анализируются различные численные приемы решения этой задачи как в рамках дискретной, так и в рамках непрерывной модели вихревой пелены. Однако точного решения этой задачи им получено не было.

Практический интерес представляет расчет аэродинамических характеристик крыла в широком диапазоне углов атаки, включающем в себя как до-, так и засрывные режимы обтекания. Решению этой задачи в рамках линейной вихревой модели крыла были посвящены работы Г.Ф. Бурого [2], Г.И. Майкапара [3], Г.В. Каменкова [4], Т.К. Сиразетдинова [5].

В работах [2; 3] задача определения закона распределения циркуляции по размаху крыла решалась методом последовательных приближений в предположении дискретного распределения циркуляции. При такой постановке задачи основное затруднение заключалось в неоднозначности и неустойчивости решения при резком изменении коэффициента подъемной силы профиля на закритических углах атаки. В работах [4; 5] был применен прием разложения закона циркуляции в ряд и сведения задачи к системе линейных уравнений. В этом случае при плавном характере зависимостей коэффициента подъемной силы профиля по углу атаки и циркуляции по размаху крыла уже в первом приближении получаются решения, хорошо совпадающие с экспериментальными данными. Для неплавных законов высокая точность решения не гарантируется.

С.Г. Бурого разработал численный метод расчета распределения подъемной силы по размаху нестреловидного крыла на закритических углах атаки. В соответствии с теорией Прандтля предполагалось, что на концах крыла циркуляция и коэффициент подъемной силы равны нулю. Метод расчета был опробован как на гладких зависимостях $c_{up}(\alpha)$, так и на "обвальных" характеристиках в зоне срыва. На некоторых углах атаки наблюдался расходящийся итерационный процесс, несмотря на применение коэффициента релаксации.

Общая постановка задачи

Рассмотрим плоское прямое трапецевидное крыло размахом L , установленное под углом φ к вектору скорости набегающего невозмущенного потока V . Расположим крыло вдоль оси OZ правой декартовой системы координат так, чтобы его середина совпадала с началом координат (рис. 1). Закон изменения хорды такого крыла b по размаху z в относительных величинах $\bar{b} = 2b/L$, $\bar{z} = 2z/L$ будет иметь вид

$$\bar{b}(\bar{z}) = \frac{4}{\lambda(1+\eta)} \left[1 - (\eta-1)\bar{z}^2 \right], \quad (1)$$

где $\eta = \bar{b}(0)/\bar{b}(1)$ – сужение крыла; $\lambda = L^2/S$ – удлинение крыла; S – площадь крыла.

Будем предполагать, что сечения крыла образованы профилем, аэродинамические характеристики которого $c_{yp} = c_{yp}(\alpha)$, $c_{xp} = c_{xp}(\alpha)$ известны и заданы на основе круговой продувки в аэродинамической трубе в диапазоне углов атаки $-180^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ$. Принимая гипотезу плоских сечений в скоростной системе осей координат, можно записать выражения для аэродинамических сил, действующих на элемент крыла шириной dz :

$$\begin{aligned} dY_k &= \frac{\rho}{2} [c_{yp}(\alpha) \cos \beta(z) + c_{xp}(\alpha) \sin \beta(z)] W^2(z) b(z) dz; \\ dX_k &= \frac{\rho}{2} [c_{xp}(\alpha) \cos \beta(z) - c_{yp}(\alpha) \sin \beta(z)] W^2(z) b(z) dz, \end{aligned} \quad (2)$$

где $W(z) = \sqrt{V^2 + v_y^2(z)}$ – результирующий вектор скорости в сечении крыла; v_y – вертикальный компонент индуктивной скорости в сечении крыла; $\beta(z) = \text{Arctg}[v_y(z)/V]$ – угол притекания потока в сечении крыла; α – угол атаки результирующего вектора скорости в сечении крыла

$$\alpha(z) = \varphi(z) - \beta(z). \quad (3)$$

В отличие от обычно применяемых формул [1], здесь в обоих выражениях (2) присутствуют и коэффициент подъемной силы c_{yp} и коэффициент сопротивления c_{xp} профиля. Это позволяет рассчитывать аэродинамические характеристики крыла в широком диапазоне углов атаки, в том числе и за срывом, если известна круговая продувка профиля.

Интегрируя элементарные аэродинамические силы (2) по размаху крыла и переходя к коэффициентам этих сил, получим:

$$\begin{aligned} c_{yк} &= \frac{2}{S} \int_0^1 [c_{yp}(\alpha) \cos \beta(\bar{z}) + c_{xp}(\alpha) \sin \beta(\bar{z})] \bar{W}^2(\bar{z}) \bar{b}(\bar{z}) d\bar{z}; \\ c_{xк} &= \frac{2}{S} \int_0^1 [c_{xp}(\alpha) \cos \beta(\bar{z}) - c_{yp}(\alpha) \sin \beta(\bar{z})] \bar{W}^2(\bar{z}) \bar{b}(\bar{z}) d\bar{z}, \end{aligned} \quad (4)$$

$$\text{где } \bar{W}(\bar{z}) = \sqrt{1 + \bar{v}_y^2(\bar{z})}, \quad \beta(\bar{z}) = \text{Arctg} \left[\bar{v}_y(\bar{z}) \right]. \quad (5)$$

Запишем уравнение связи циркуляции вектора скорости в сечении крыла с его геометрическими, кинематическими и аэродинамическими характеристиками

$$\bar{\Gamma}(\bar{z}) = \frac{1}{2} c_{yp}(\alpha) \bar{b}(\bar{z}) \bar{W}(\bar{z}). \quad (6)$$

Будем предполагать, что с крыла сходит плоская вихревая пелена, направленная по вектору скорости невозмущенного потока, который набегаеет на крыло параллельно оси OX .

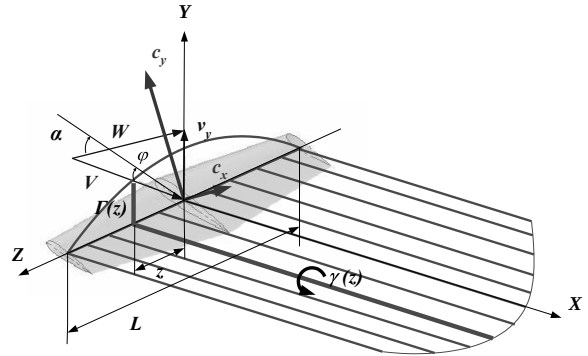


Рис. 1. К построению математической модели крыла

Погонная циркуляция вихревой пелены $\gamma(z)$ изменяется непрерывно вдоль размаха крыла и численно равна градиенту изменения циркуляции по размаху крыла

$$\bar{\gamma}(\bar{z}) = \frac{d}{d\bar{z}} \bar{\Gamma}(\bar{z}). \quad (7)$$

Стремясь получить аналитические выражения для расчета индуктивной скорости в произвольной точке пространства от плоской вихревой пелены, разобьем ее сечениями z_i ($1 \leq i \leq N$) на отдельные полосы и будем предполагать, что погонная циркуляция непрерывна по поверхности пелены и изменяется в пределах полосы (z_i, z_{i+1}) по линейному закону:

$$\bar{\gamma}(\bar{z}) = A\bar{z} + B; \quad \bar{z}_i \leq \bar{z} \leq \bar{z}_{i+1}; \quad 1 \leq i \leq N-1, \quad (8)$$

где A, B - коэффициенты, зависящие от значений $\bar{\gamma}$ на краях полосы:

$$A = \frac{\bar{\gamma}_{i+1} - \bar{\gamma}_i}{z_{i+1} - z_i}; \quad B = \frac{\bar{\gamma}_i z_{i+1} - \bar{\gamma}_{i+1} z_i}{z_{i+1} - z_i}.$$

Отметим, что линейный закон распределения погонной циркуляции вихревого слоя $\bar{\gamma}(\bar{z})$ равносильен квадратичному закону распределения циркуляции $\bar{\Gamma}(\bar{z})$ по размаху крыла. Такой прием аппроксимации был впервые предложен профессором А.В. Чесаловым [6].

Индуктивная скорость, создаваемая вихревой полосой с линейно распределенной погонной циркуляцией

Рассмотрим участок вихревой пелены, расположенный в плоскости XOZ правой системы осей координат (рис. 2). Положим, что погонная циркуляция вихревого слоя на границах полосы (z_i, z_{i+1}) известна и равна (γ_i, γ_{i+1}) , а между этими точками изменяется линейно. Вычислим индуктивную скорость $\mathbf{v}$, создаваемую вихревой полосой в точке $\mathbf{r}_A = \{x_A, y_A, z_A\}$.

Воспользуемся уравнением Био-Савара, записанным в векторной форме [7]

$$d\mathbf{v} = \frac{d\mathbf{\Gamma} \times \mathbf{r}}{4\pi|\mathbf{r}|^3}, \quad (9)$$

где $d\mathbf{\Gamma}$ - вектор-элемент вихря, создающий индуктивную скорость $d\mathbf{v}$; $\mathbf{r}$ - вектор, соединяющий элемент вихря с точкой, в которой вычисляется индуктивная скорость.

Зададим точку вихревой пелены, из которой исходит вектор-элемент $d\mathbf{\Gamma}$ радиус-вектором $\mathbf{\rho} = \{x, 0, z\}$. Тогда, как следует из рис. 2:

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}_A - \mathbf{\rho} = \{x_A - x, y_A, z_A - z\}; \quad |\mathbf{r}| = \sqrt{(x_A - x)^2 + y_A^2 + (z_A - z)^2}. \quad (10)$$

Интенсивность элемента вихря $d\mathbf{\Gamma}$ вычисляется через погонную циркуляцию вихревого слоя на отрезке $d\mathbf{S} = \{dx, 0, 0\}$

$$d\mathbf{\Gamma} = \gamma(z)d\mathbf{S}. \quad (11)$$

Записывая интеграл от (9) по всей вихревой полосе, имеем

$$\mathbf{v} = \frac{1}{4\pi} \int_{z_i}^{z_{i+1}} \gamma(z) dz \int_S \frac{d\mathbf{S} \times \mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3}. \quad (12)$$

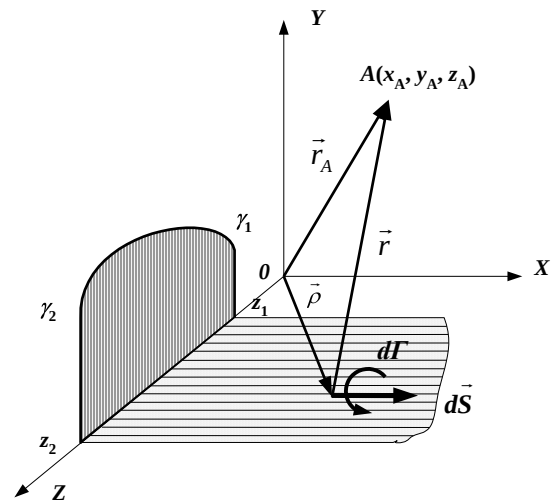


Рис. 2. К расчету индуктивной скорости от вихревой полосы

Раскрывая входящее в (12) векторное произведение и учитывая (10), получим выражение для вектора индуктивной скорости $\mathbf{v}\{v_x, v_y, v_z\}$ через двойной интеграл по поверхности вихревой пелены. В проекциях на оси координат соотношение (12) распадается на три

$$\begin{cases} v_x = 0 \\ v_y = \frac{1}{4\pi} \int_{z_i}^{z_{i+1}} \gamma(z)(z - z_A) dz \int_0^\infty \frac{dx}{\sqrt{(x_A - x)^2 + y_A^2 + (z_A - z)^2}^{3/2}} \\ v_z = \frac{1}{4\pi} y_A \int_{z_i}^{z_{i+1}} \gamma(z) dz \int_0^\infty \frac{dx}{\sqrt{(x_A - x)^2 + y_A^2 + (z_A - z)^2}^{3/2}} \end{cases} \quad (13)$$

После интегрирования будем иметь в относительном виде для компонента v_y

$$\begin{aligned} \bar{v}_y = \frac{1}{4\pi} & \left\{ A \left[\bar{x}_A \ln \left| \frac{\bar{z}_A - \bar{z}_i + Q(\bar{z}_i)}{\bar{z}_A - \bar{z}_{i+1} + Q(\bar{z}_{i+1})} \right| + \bar{y}_A \left(\arctg \frac{\bar{z}_A - \bar{z}_{i+1}}{\bar{y}_A} - \arctg \frac{\bar{z}_A - \bar{z}_i}{\bar{y}_A} \right) + (\bar{z}_{i+1} - \bar{z}_i) \right] + \right. \\ & \left. + \text{Assign}(\bar{x}_A) \bar{y}_A \left[\arctg \frac{|\bar{x}_A|(\bar{z}_A - \bar{z}_{i+1})}{\bar{y}_A Q(\bar{z}_{i+1})} - \arctg \frac{|\bar{x}_A|(\bar{z}_A - \bar{z}_i)}{\bar{y}_A Q(\bar{z}_i)} \right] + (A \bar{z}_A + B) \ln \left| \frac{(Q(\bar{z}_{i+1}) - \bar{x}_A)(Q(\bar{z}_i) - \bar{x}_A)}{(\bar{z}_A - \bar{z}_i)^2 + \bar{y}_A^2} \right| \right\}, \end{aligned}$$

где $Q(\bar{z}) = \sqrt{(\bar{z}_A - \bar{z})^2 + \bar{x}_A^2 + \bar{y}_A^2}$.

Особый интерес представляет вычисление индуктивной скорости в плоскости XOZ, где находится вихревая поверхность. Для этого положим в полученном выражении $\bar{y}_A = 0$. Эта операция связана с раскрытием неопределенности типа $0 \times \infty$, что приводит к выражению

$$\bar{v}_y(\bar{x}_A, \bar{z}_A) = \frac{1}{4\pi} \left\{ A \left[\bar{x}_A \ln \left| \frac{\bar{z}_A - \bar{z}_i + Q(\bar{z}_i)}{\bar{z}_A - \bar{z}_{i+1} + Q(\bar{z}_{i+1})} \right| + (\bar{z}_{i+1} - \bar{z}_i) \right] + (A \bar{z}_A + B) \ln \left| \frac{(Q(\bar{z}_{i+1}) - \bar{x}_A)(Q(\bar{z}_i) - \bar{x}_A)}{(\bar{z}_A - \bar{z}_i)^2 + \bar{y}_A^2} \right| \right\}.$$

Скорости в плоскости начала вихревой пелены находим, полагая $\bar{x}_A = 0$

$$\bar{v}_{y0}(\bar{z}_A) = \frac{1}{4\pi} \left\{ A(\bar{z}_{i+1} - \bar{z}_i) + (A \bar{z}_A + B) \ln \left| \frac{Q(\bar{z}_{i+1})Q_0(\bar{z}_i)}{(\bar{z}_A - \bar{z}_i)^2} \right| \right\}. \quad (14)$$

Здесь Q_0 – функция $Q(\bar{z})$ при $\bar{x}_A = \bar{y}_A = 0$: $Q_0(\bar{z}_{i+1}) = |\bar{z}_A - \bar{z}_{i+1}|$; $Q_0(\bar{z}_i) = |\bar{z}_A - \bar{z}_i|$.

Подставляя эти значения в (14), а также коэффициенты A и B по формулам (8), после упрощений получим выражение

$$\bar{v}_{y0}(\bar{z}_A) = \frac{1}{4\pi} \left[(\bar{\gamma}_{i+1} - \bar{\gamma}_i) + \frac{\bar{\gamma}_{i+1}(\bar{z}_A - \bar{z}_i) - \bar{\gamma}_i(\bar{z}_A - \bar{z}_{i+1})}{\bar{z}_{i+1} - \bar{z}_i} \ln \left| \frac{\bar{z}_A - \bar{z}_{i+1}}{\bar{z}_A - \bar{z}_i} \right| \right]. \quad (15)$$

Как видно из (15), на краях полосы при $\bar{z}_A = \bar{z}_i$ и $\bar{z}_A = \bar{z}_{i+1}$ имеет место особенность логарифмического типа. Это не дает возможности вычислить индуктивную скорость непосредственно на краю полосы при отличной от нуля циркуляции в этой точке. Если же циркуляция на краю полосы обращается в ноль, то скорость оказывается величиной конечной.

При расчете характеристик крыла задача упрощается, поскольку соседние полосы имеют общую границу, на которой особенность отсутствует и скорости конечны. Если рассмотреть две соседствующие друг с другом вихревые полосы $(\bar{z}_{i-1}, \bar{z}_i)$ и $(\bar{z}_i, \bar{z}_{i+1})$, то индуктивная скорость в начальной точке линии их соприкосновения $\bar{z}_A = \bar{z}_i$ будет равна

$$\bar{v}_{y0}(\bar{z}_i) = \frac{1}{4\pi} \left[(\bar{\gamma}_{i+1} - \bar{\gamma}_i) + \bar{\gamma}_i \ln \left| \frac{\bar{z}_i - \bar{z}_{i+1}}{\bar{z}_i - \bar{z}_{i-1}} \right| \right]. \quad (16)$$

При равной ширине участков $|\bar{z}_i - \bar{z}_{i+1}| = |\bar{z}_i - \bar{z}_{i-1}|$ скорость в точке $\bar{z}_i$ не зависит от величины связанной с ней циркуляции и определяется только циркуляцией соседних точек.

Формулы (15) и (16) полностью решают задачу определения индуктивных скоростей во всех сечениях крыла ($-1 < \bar{z}_A < 1$), в том числе и в тех, где заданы значения погонной циркуляции вихревого слоя ($\bar{z}_A = \bar{z}_i$), за исключением точек, расположенных на концах крыла ($\bar{z}_A = \bar{z}_1 = -1, \bar{z}_A = \bar{z}_N = 1$). Если точка $\bar{z}_A$ не совпадает ни с одной из границ вихревых полос $\bar{z}_i$, то расчет сводится к суммированию индукции от всех полосок вихревой пелены крыла

$$\bar{v}_{y0}(\bar{z}_A) = \frac{1}{4\pi} \sum_{i=1}^{N-1} \left[(\bar{\gamma}_{i+1} - \bar{\gamma}_i) + \frac{\bar{\gamma}_{i+1}(\bar{z}_A - \bar{z}_i) - \bar{\gamma}_i(\bar{z}_A - \bar{z}_{i+1})}{\bar{z}_{i+1} - \bar{z}_i} \ln \left| \frac{\bar{z}_A - \bar{z}_{i+1}}{\bar{z}_A - \bar{z}_i} \right| \right], \quad \bar{z}_A \neq \bar{z}_i. \quad (17)$$

Если точка $\bar{z}_A$ совпадает с какой-либо из внутренних границ вихревых полос $\bar{z}_k$ ($1 < k < N$), то расчет сводится к суммированию по формуле (15) индукции от всех полосок вихревой пелены, за исключением двух, примыкающих к $\bar{z}_k$, и с учетом индуктивного воздействия двух последних по формуле (16)

$$\begin{aligned} \bar{v}_{y0}(\bar{z}_k) = & \frac{1}{4\pi} \left\{ \sum_{i=1}^{k-2} \left[(\bar{\gamma}_{i+1} - \bar{\gamma}_i) + \frac{\bar{\gamma}_{i+1}(\bar{z}_k - \bar{z}_i) - \bar{\gamma}_i(\bar{z}_k - \bar{z}_{i+1})}{\bar{z}_{i+1} - \bar{z}_i} \ln \left| \frac{\bar{z}_k - \bar{z}_{i+1}}{\bar{z}_k - \bar{z}_i} \right| \right] + \right. \\ & + (\bar{\gamma}_{k+1} - \bar{\gamma}_{k-1}) + \bar{\gamma}_i \ln \left| \frac{\bar{z}_k - \bar{z}_{k+1}}{\bar{z}_k - \bar{z}_{k-1}} \right| + \\ & \left. + \sum_{i=k+1}^{N-1} \left[(\bar{\gamma}_{i+1} - \bar{\gamma}_i) + \frac{\bar{\gamma}_{i+1}(\bar{z}_k - \bar{z}_i) - \bar{\gamma}_i(\bar{z}_k - \bar{z}_{i+1})}{\bar{z}_{i+1} - \bar{z}_i} \ln \left| \frac{\bar{z}_k - \bar{z}_{i+1}}{\bar{z}_k - \bar{z}_i} \right| \right] \right\} \quad (2 < k < N-1). \quad (18) \end{aligned}$$

Определение закона распределения циркуляции по размаху крыла

Расчет поля индуктивных скоростей сводится к выбору рационального закона распределения дискретных сечений $\bar{z}_i$ по размаху крыла и вычислению в этих точках значений погонной циркуляции вихревого слоя $\bar{\gamma}_i(\bar{z}_i)$ на основе известных циркуляций $\bar{\Gamma}(\bar{z}_i)$. В большинстве случаев законы распределения циркуляции по размаху крыла близки к эллиптическим, для корректного описания которых распределение расчетных точек должно сгущаться к концам крыла. Оптимальное их количество должно составлять 8 – 10 на полуразмах [1; 2].

Вычисление значений $\bar{\gamma}_i(\bar{z}_i)$ по известным циркуляциям $\bar{\Gamma}_i(\bar{z}_i)$ согласно (7) связано с численным дифференцированием зависимости $\bar{\Gamma}(\bar{z})$ в точках $\bar{z} = \bar{z}_i$. Применим способ, предложенный А.В. Чесаловым [6], и опишем закон $\bar{\Gamma}(\bar{z})$ на участке $[\bar{z}_i, \bar{z}_{i+1}]$ полиномом

$$\bar{\Gamma}'(\bar{z}) = 0,5A\bar{z}^2 + B\bar{z} + C, \quad \bar{z}_i \leq \bar{z} \leq \bar{z}_{i+1}. \quad (19)$$

Производная $\bar{\Gamma}'(\bar{z})$ будет линейной функцией от $\bar{z}$, что соответствует допущению (8), принятому при выводе формул индуктивной скорости от вихревой полоски

$$\bar{\Gamma}'(\bar{z}) = \gamma(\bar{z}) = A\bar{z} + B, \quad \bar{z}_i \leq \bar{z} \leq \bar{z}_{i+1}. \quad (20)$$

Коэффициенты А, В, С найдем из условий, что парабола проходит через две заданные точки $\bar{\Gamma}_i(\bar{z}_i)$, $\bar{\Gamma}_{i+1}(\bar{z}_{i+1})$, а в первой из них имеет заданную производную $\bar{\Gamma}'_i(\bar{z}_i)$:

$$\bar{\Gamma}(\bar{z}_i) = \bar{\Gamma}_i; \bar{\Gamma}(\bar{z}_{i+1}) = \bar{\Gamma}_{i+1}; \bar{\Gamma}'(\bar{z}_i) = \bar{\Gamma}'_i. \quad (21)$$

Определение коэффициентов А, В, С по условиям (21) сводится к системе линейных уравнений, решение которой имеет вид:

$$\begin{aligned} A &= 2 \frac{(\bar{\Gamma}_{i+1} - \bar{\Gamma}_i) - \bar{\Gamma}'_i(\bar{z}_{i+1} - \bar{z}_i)}{(\bar{z}_{i+1} - \bar{z}_i)^2}; \\ B &= \frac{\bar{\Gamma}'_i(\bar{z}_{i+1}^2 - \bar{z}_i^2) - 2\bar{z}_i(\bar{\Gamma}_{i+1} - \bar{\Gamma}_i)}{(\bar{z}_{i+1} - \bar{z}_i)^2}; \\ C &= \bar{\Gamma}_i + \frac{\bar{\Gamma}'_i\bar{z}_i\bar{z}_{i+1}(\bar{z}_{i+1} - \bar{z}_i) + \bar{z}_i^2(\bar{\Gamma}_{i+1} - \bar{\Gamma}_i)}{(\bar{z}_{i+1} - \bar{z}_i)^2}. \end{aligned} \quad (22)$$

Далее, по (20) можно найти значение $\bar{\Gamma}'(\bar{z}_{i+1})$ на конце отрезка $[\bar{z}_i, \bar{z}_{i+1}]$

$$\bar{\Gamma}'(\bar{z}_{i+1}) = \bar{\gamma}(\bar{z}_{i+1}) = A\bar{z}_{i+1} + B = 2 \frac{\bar{\Gamma}_{i+1} - \bar{\Gamma}_i}{\bar{z}_{i+1} - \bar{z}_i} - \bar{\Gamma}'_i, \quad (23)$$

которое может быть принято в качестве начального условия для построения аппроксимирующего полинома на следующем отрезке $[\bar{z}_i, \bar{z}_{i+1}]$. Тем самым обеспечивается гладкость сплайна $\bar{\Gamma}(\bar{z})$ во всем диапазоне задания точек $\bar{\Gamma}_i(\bar{z}_i)$.

Идея описанного приема аппроксимации закона $\bar{\Gamma}(\bar{z})$ заключается в том, что при обтекании крыла невозмущенным потоком без скольжения этот закон всегда является симметричной функцией относительно корневого сечения крыла. Поэтому производная $\bar{\Gamma}'(\bar{z})$ в этом сечении равна нулю, что позволяет построить аппроксимирующие сплайны $\bar{\Gamma}_i(\bar{z}_i)$, двигаясь влево и вправо от корневого сечения крыла.

Таким образом, алгоритм определения закона распределения циркуляции по размаху крыла сводится к последовательным приближениям. Переход к следующему приближению выполняется одновременно для всех сечений крыла, используя общий коэффициент релаксации μ

$$\bar{\Gamma}^{(v+1)}(\bar{z}_i) = \bar{\Gamma}^{(v)}(\bar{z}_i) + \mu(\bar{\Gamma}(\bar{z}_i) - \bar{\Gamma}^{(v)}(\bar{z}_i)), \quad 2 \leq i \leq N - 1. \quad (24)$$

Для устойчивой аperiodической сходимости на всех углах атаки крыла, включая закритические, коэффициент релаксации должен лежать в диапазоне $0,05 \leq \mu \leq 0,2$. Описанный алгоритм последовательных приближений устойчиво сходится как в линейной области зависимости $c_{yp} = c_{yp}(\alpha)$, так и на закритических углах атаки.

В качестве примера приведем результаты расчетов характеристик прямого крыла $\lambda = 5$, $\eta = 1$ на базе профиля NACA 0012 в диапазоне углов установки $5^\circ \leq \varphi \leq 30^\circ$. Как видно из рис. 3, зависимости $\bar{\Gamma}(\bar{z})$ и $\bar{v}_y(\bar{z})$ являются достаточно гладкими функциями, несмотря на то что по размаху крыла взято всего 17 сечений.

В соответствии с формулами (4) коэффициенты подъемной силы и сопротивления крыла вычисляются интегрированием по его размаху законов $c_{yp}(\bar{z})$, $c_{xp}(\bar{z})$, $b(\bar{z})$, $\bar{v}_y(\bar{z})$, $\bar{W}(\bar{z})$. Поскольку эти законы заданы значениями функций в дискретных точках $\bar{z}_i$, вычисление обоих интегралов может быть выполнено методом Симпсона, полагая, что значения подынтегральных функций на концах крыла равны нулю.

На рис. 4 показаны зависимости коэффициента подъемной силы крыла $c_{yk}(\varphi, \lambda)$ и коэффициента сопротивления крыла $c_{xk}(\varphi, \lambda)$ в диапазоне изменения угла установки $-30^\circ \leq \varphi \leq 30^\circ$ для различных удлинений крыла $\lambda = 3, 5, 7, 10$. Видно, что качественный характер этих зависимостей полностью соответствует общепринятым представлениям теории крыла конечного размаха [1 – 4; 6; 8].

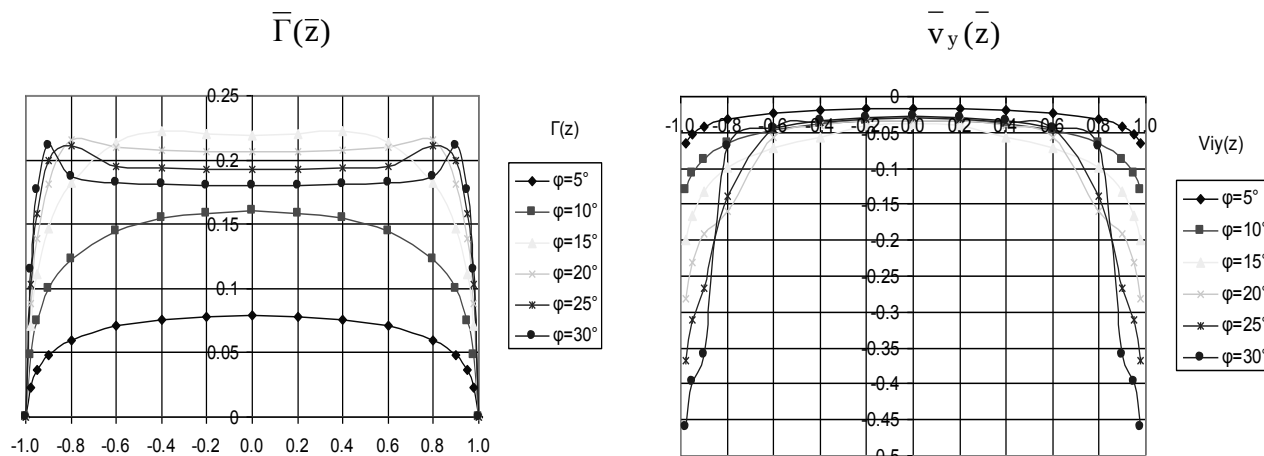


Рис. 3. Законы изменения циркуляции и индуктивной скорости по размаху крыла

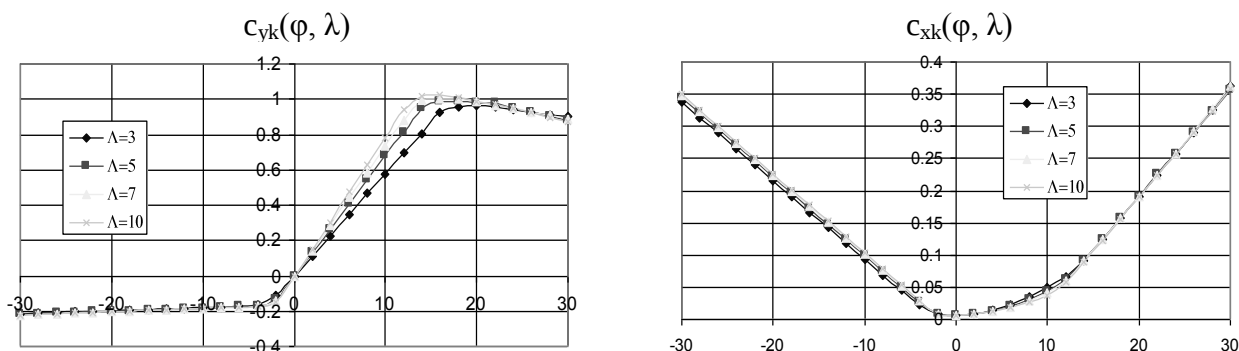


Рис. 4. Аэродинамические характеристики крыльев различных удлинений

Выводы

1. Математическая модель крыла, построенная на основе вихревой пелены с непрерывно распределенной по ее участкам погонной циркуляцией, дает возможность вычислять индуктивные скорости в произвольной точке пространства, непосредственно на вихревой пелене и на поверхности, с которой сходит вихревой слой.

2. Алгоритм вычисления компонентов индуктивной скорости, сведенный к элементарным функциям, позволяет строить на его основе итерационные методы расчета воздушной нагрузки, распределенной по размаху несущей поверхности крыла, и его интегральные аэродинамические характеристики на режимах как досрывного, так и засрывного обтекания.

3. Работоспособность алгоритма продемонстрирована в широком диапазоне углов атаки профиля ($-5^\circ \leq \alpha \leq 25^\circ$) и чисел Маха ($0,3 \leq M \leq 0,9$), а достоверность подтверждена сопоставлением с результатами ЦАГИ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Юрьев Б.Н. Крыло с изменяющейся по размаху циркуляцией: избранные труды. - М.: Изд-во АН СССР, 1961. - Т. 2.
2. Бурого Г.Ф. Опыт расчета распределения подъемной силы по размаху крыла на закритических углах атаки // Труды ВВИА им. Н.Е. Жуковского. - 1944.
3. Майкапар Г.И. К аэродинамическому расчету крыла конечного удлинения // Труды ЦАГИ. - 1944. - № 547.
4. Каменков Г.В. Теория крыла в закритической области // Труды КАИ. - 1947. - Вып. 18.

5. Сиразетдинов Т.К. Крыло конечного размаха на больших углах атаки // Труды КАИ. - 1956. - Вып. 31.
6. Чесалов А.В. Построение поляры Лилиентала монопланного крыла произвольной формы // Труды ЦАГИ. - 1929. - № 342.
7. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. - М.: Наука, 1973.
8. Карафоли Е. Аэродинамика крыла самолета // Несжимаемая жидкость. - М.: Изд-во АН СССР, 1956.
9. Миль М.Л. и др. Вертолеты // Расчет и проектирование // Аэродинамика. - М.: Машиностроение, 1966. - Т. 1.

VORTICAL MODEL OF THE WING COVERED WITH CONTINUOUSLY DISTRIBUTED CIRCULATION OF THE VORTICAL LAYER

Artamonov B.L.

The linear vortical model of the final shape of a wing is examined. It represents the flat rectangular spatial veil covered with continuously distributed vortical layer. Elements of digitization of a veil are the quadrangular panels laying on its surface. Method, algorithms and the program of calculation of three making vectors of inductive speed from any guided rectangular platform covered with a vortical layer are created. Its intensity linearly changes on the surface of a platform. The decision is received in elementary functions. The numerical way solves the task of a definition of the law of circulation of the attached whirlwinds in scope of a wing and calculation of its aerodynamic characteristics, being based on the accepted vortical model and a hypothesis of flat sections.

Key words: wing, circulation, vortical layer, linear vortical model.

Сведения об авторе

Артамонов Борис Лейзерович, 1947 г.р., окончил МАИ (1972), старший научный сотрудник, кандидат технических наук, заместитель заведующего кафедрой проектирования вертолетов МАИ (НИУ), автор более 180 научных работ, область научных интересов – аэромеханика винтокрылых летательных аппаратов вертикального взлета и посадки.

УДК 629.735.33.014.16:533.662.6

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФИЛЯ ПО ПОЛЯРЕ КРЫЛА КОНЕЧНОГО РАЗМАХА

Б.Л. АРТАМОНОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

Изложен численный метод расчета аэродинамических характеристик профиля на основе полученных из эксперимента аэродинамических характеристик прямоугольного крыла конечного удлинения. Задача решается методом последовательных приближений с использованием матрицы частных производных коэффициентов подъемной силы и аэродинамического сопротивления крыла по соответствующим характеристикам профиля.

Ключевые слова: численный метод, расчет аэродинамических характеристик, профиль.

В практике аэродинамических расчетов обычно необходимо иметь аэродинамические характеристики профиля на режимах досрывного и засрывного обтекания при различных числах Маха или Рейнольдса. Такие характеристики можно получить либо по результатам продувок дренированной модели профиля в плоской аэродинамической трубе, либо пересчетом аэродинамических характеристик модели крыла на бесконечное удлинение. Наиболее часто используется второй путь.

Пересчет аэродинамических характеристик крыла на бесконечное удлинение обычно базируется на методе Прандтля [1], который дает хорошие результаты в линейной области зависимости $c_y(\alpha)$. При расчете аэродинамических характеристик винтов этого диапазона недостаточно и необходимо иметь результаты в закритической области, причем как в зоне положительных, так и отрицательных углов атаки. Для решения этой задачи воспользуемся методом расчета аэродинамических характеристик крыла, основанным на его вихревой модели с непрерывно распределенной циркуляцией вихревого слоя по его размаху [2]. Решим обратную задачу: имея зависимости $c_{yk}(\varphi_k)$ и $c_{xk}(\varphi_k)$, получим зависимости $c_{yp}(\alpha_p)$ и $c_{xp}(\alpha_p)$ в диапазоне углов α_p , необходимым для расчета аэродинамических характеристик крыла.

Она осложняется тем, что при решении прямой задачи коэффициент подъемной силы и коэффициент сопротивления крыла зависят одновременно от $c_{yp}(\alpha_p)$ и $c_{xp}(\alpha_p)$, которые, как показано в [2], находятся под знаком интеграла по размаху крыла

$$\begin{aligned} c_{yk} &= \frac{2}{S} \int_0^1 \left[c_{yp}(\alpha) \cos \beta(\bar{z}) + c_{xp}(\alpha) \sin \beta(\bar{z}) \bar{W}^2(\bar{z}) \bar{b}(\bar{z}) d\bar{z} \right]; \\ c_{xk} &= \frac{2}{S} \int_0^1 \left[c_{xp}(\alpha) \cos \beta(\bar{z}) - c_{yp}(\alpha) \sin \beta(\bar{z}) \bar{W}^2(\bar{z}) \bar{b}(\bar{z}) d\bar{z} \right], \end{aligned} \quad (1)$$

где $W(z) = \sqrt{V^2 + v_y^2(z)}$ – результирующий вектор скорости в сечении крыла; v_y – вертикальный компонент индуктивной скорости в сечении крыла; $\beta(z) = \text{Arctg}[v_y(z)/V]$ – угол притекания потока в сечении крыла; $\alpha(z) = \varphi(z) - \beta(z)$ – угол атаки результирующего вектора скорости в сечении крыла.

С математической точки зрения задача сводится к численному решению системы интегральных уравнений (1) относительно неизвестных функций $c_{yp}(\alpha_p)$ и $c_{xp}(\alpha_p)$ при заданных начальных условиях. Применим для ее решения метод последовательных приближений с использованием частных производных.

Суть предлагаемого метода заключается в том, что зависимости $c_{yp}(\alpha_p)$ и $c_{xp}(\alpha_p)$ последовательно выстраиваются относительно начальной точки α_0 , в которой коэффициенты подъемной силы и сопротивления профиля однозначно определяются характеристиками крыла.

Для плоского прямоугольного крыла имеют место следующие соотношения:

$$c_{yp}(\alpha_0) = c_{yk}(\alpha_0) = 0; \quad c_{xp}(\alpha_0) = c_{xk}(\alpha_0). \quad (2)$$

Предположим, что характеристики крыла заданы в некоторых дискретных точках $c_{yki} = c_{yk}(\varphi_{ki})$, $c_{xki} = c_{xk}(\varphi_{ki})$, $0 \leq i \leq M$. Тогда характеристики профиля могут быть получены в виде дискретного набора точек $c_{ypi}(\alpha_{pi})$, $c_{xpi}(\alpha_{pi})$, количество которых будет равно M .

Допустим, что зависимости $c_{yp}(\alpha_p)$, $c_{xp}(\alpha_p)$ в диапазоне $\alpha_0 \leq \alpha_p \leq \alpha_{pn}$ уже найдены и аппроксимируются линейными сплайнами, проходящими через точки $c_{ypi}(\alpha_{pi})$, $c_{xpi}(\alpha_{pi})$, $0 \leq i \leq n$. Требуется расширить область определения искомых зависимостей и определить характеристики профиля в следующей точке $\alpha_{p\ n+1}$: $c_{yp\ n+1}(\alpha_{p\ n+1})$ и $c_{xp\ n+1}(\alpha_{p\ n+1})$, исходя из условий $c_{yk\ n+1} = c_{yk}(\varphi_{k\ n+1})$, $c_{xk\ n+1} = c_{xk}(\alpha_{k\ n+1})$.

Будем искать характеристики профиля для угла атаки $\alpha_{p\ n+1} = \varphi_{k\ n+1}$. Поскольку на докритических режимах обтекания углы атаки в сечениях крыла не превосходят его угла установки по отношению к невозмущенному потоку, задание характеристик профиля линейным сплайном в диапазоне $\alpha_0 \leq \alpha_p \leq \alpha_{k\ n+1}$ является достаточным для вычисления по ним характеристик крыла при угле установки $\varphi_{k\ n+1}$.

Для нахождения $c_{yp\ n+1}(\alpha_{p\ n+1})$ и $c_{xp\ n+1}(\alpha_{p\ n+1})$ воспользуемся методом последовательных приближений. Допустим, что после v -го приближения характеристики профиля на угле атаки $\alpha_{p\ n+1}$ равны $c_{yp\ n+1}^{(v)}$ и $c_{xp\ n+1}^{(v)}$, а вычисленные по ориентированным на них сплайнам характеристики крыла на $\varphi_{k\ n+1}$ равны $c_{yk\ n+1}^{(v)}$ и $c_{xk\ n+1}^{(v)}$. Тогда невязка на этой итерации составит:

$$\Delta c_{yk\ n+1}^{(v)} = c_{yk\ n+1}^{(v)} - c_{yk\ n+1}; \quad \Delta c_{xk\ n+1}^{(v)} = c_{xk\ n+1}^{(v)} - c_{xk\ n+1}. \quad (3)$$

Найдем, на сколько должны измениться аэродинамические характеристики профиля $c_{yp\ n+1}$ и $c_{xp\ n+1}$, чтобы невязка обратилась в ноль. Для этого вычислим по формулам (1) частные производные функций c_{yk} и c_{xk} по искомым переменным $c_{yp\ n+1}$ и $c_{xp\ n+1}$ при $\varphi_k = \varphi_{k\ n}$:

$$\left. \frac{\partial c_{yk}}{\partial c_{yp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}}; \quad \left. \frac{\partial c_{yk}}{\partial c_{xp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}}; \quad \left. \frac{\partial c_{xk}}{\partial c_{yp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}}; \quad \left. \frac{\partial c_{xk}}{\partial c_{xp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}} \quad (4)$$

и решим систему двух линейных уравнений

$$\begin{cases} \left. \frac{\partial c_{yk}}{\partial c_{yp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}} \Delta c_{yp\ n+1} + \left. \frac{\partial c_{yk}}{\partial c_{xp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}} \Delta c_{xp\ n+1} = \Delta c_{yk\ n+1}^{(v)} \\ \left. \frac{\partial c_{xk}}{\partial c_{yp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}} \Delta c_{yp\ n+1} + \left. \frac{\partial c_{xk}}{\partial c_{xp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}} \Delta c_{xp\ n+1} = \Delta c_{xk\ n+1}^{(v)} \end{cases}$$

относительно искомых поправок $\Delta c_{yp\ n+1}$ и $\Delta c_{xp\ n+1}$. Получим:

$$\begin{aligned} \Delta c_{yp\ n+1} &= \frac{\left. \frac{\partial c_{xk}}{\partial c_{xp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}} \Delta c_{yk\ n+1}^{(v)} - \left. \frac{\partial c_{yk}}{\partial c_{xp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}} \Delta c_{xk\ n+1}^{(v)}}{\left. \frac{\partial c_{yk}}{\partial c_{yp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}} \left. \frac{\partial c_{xk}}{\partial c_{xp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}} - \left. \frac{\partial c_{yk}}{\partial c_{xp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}} \left. \frac{\partial c_{xk}}{\partial c_{yp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}}}; \\ \Delta c_{xp\ n+1} &= \frac{\left. \frac{\partial c_{yk}}{\partial c_{yp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}} \Delta c_{xk\ n+1}^{(v)} - \left. \frac{\partial c_{xk}}{\partial c_{yp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}} \Delta c_{yk\ n+1}^{(v)}}{\left. \frac{\partial c_{yk}}{\partial c_{yp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}} \left. \frac{\partial c_{xk}}{\partial c_{xp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}} - \left. \frac{\partial c_{yk}}{\partial c_{xp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}} \left. \frac{\partial c_{xk}}{\partial c_{yp\ n+1}} \right|_{\varphi_k = \varphi_{k\ n}}}. \end{aligned} \quad (5)$$

Следующее приближение искомых переменных формируем, используя общий для обеих переменных коэффициент релаксации μ :

$$c_{\text{ур}n+1}^{(v+1)} = c_{\text{ур}n+1}^{(v)} + \mu \Delta c_{\text{ур}n+1}; \quad c_{\text{хр}n+1}^{(v+1)} = c_{\text{хр}n+1}^{(v)} + \mu \Delta c_{\text{хр}n+1}. \quad (6)$$

Отметим, что для обеспечения устойчивой аperiodической сходимости итерационного процесса на всех углах атаки крыла, включая закритические, коэффициент релаксации должен лежать в диапазоне $0,4 \leq \mu \leq 1$. Приближения повторяются до тех пор, пока не удовлетворится условие окончания итерационного процесса:

$$|\Delta c_{\text{ук}n+1}^{(v)}| \leq \varepsilon_y; \quad |\Delta c_{\text{хк}n+1}^{(v)}| \leq \varepsilon_x, \quad (7)$$

где $\varepsilon_y, \varepsilon_x$ – абсолютные точности вычисления аэродинамических характеристик крыла, принятые равными $\varepsilon_y = 0,01$; $\varepsilon_x = 0,001$.

При удовлетворении этих условий переходят к расчету следующей точки поляры. По окончании расчета одной ветви кривых (при $c_y > 0$) переходят к другой ветви (при $c_y < 0$), начиная с той же исходной точки (2).

Работоспособность алгоритма, определяемого формулами (3) – (7), подтверждена расчетами аэродинамических характеристик профилей NASA 00-12 и NASA 230-10, испытания отсеков которых с $\lambda = 5$ были проведены в ЦАГИ при различных числах Маха ($0,3 \leq M \leq 0,9$) в достаточно широком диапазоне углов установки ($-5^\circ \leq \varphi_k \leq 22^\circ$).

На рис. 1 показаны исходные аэродинамические характеристики отсека крыла $c_{yk} = c_{yk}(\varphi_k, M)$, $c_{xk} = c_{xk}(\varphi_k, M)$ с профилем NASA 00-12, включающие в себя как досрывную, так и засрывную области обтекания. Видно, что при больших числах Маха закон изменения коэффициента подъемной силы по углу атаки крыла существенно отличается от линейного, а максимальное значение коэффициента подъемной силы не превосходит 0,95 при $M = 0,3$. Поэтому применение методики пересчета, основанной на гипотезе линейности зависимости $c_y(\alpha)$, было бы неправомерным.

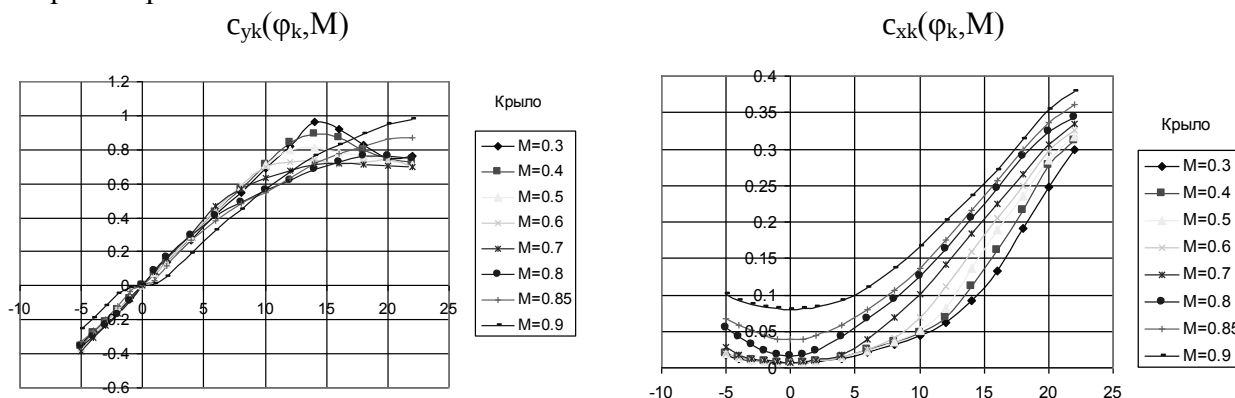


Рис. 1. Аэродинамические характеристики отсека крыла $\lambda = 5$ с профилем NASA 00-12

На рис. 2 показаны аэродинамические характеристики профиля NASA 00-12 $c_{yp} = c_{yp}(\alpha_p, M)$, $c_{хр} = c_{хр}(\alpha_p, M)$, полученные расчетом по вышеописанному алгоритму. Анализ показывает, что они качественно повторяют характер исходных кривых, но имеют более высокие максимальные значения коэффициента подъемной силы $c_{y \max} = 1,05$ при $M = 0,3$, что соответствует данным для этого профиля, приведенным в [3].

На рис. 3 те же аэродинамические характеристики представлены в виде семейств поляр крыла $c_{xk}(c_{yk}, M)$ и профиля $c_{хр}(c_{yp}, M)$. Видно, что при всех числах Маха поляры профиля получены и в засрывной области обтекания, а точка ветвления поляр профиля смещена от аналогичной точки поляр крыла примерно на 0,1 в сторону меньших значений коэффициента сопротивления, что обусловлено отсутствием индуктивного сопротивления.

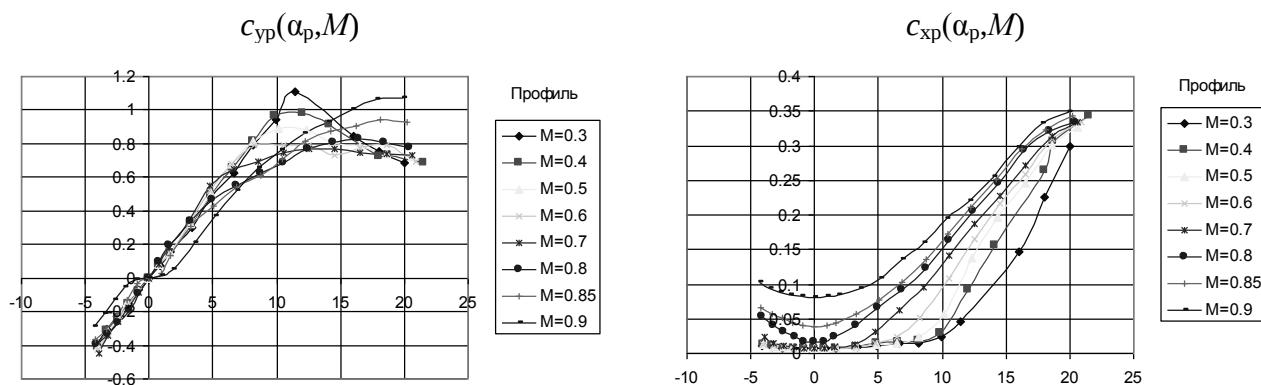


Рис. 2. Аэродинамические характеристики профиля NASA 00-12

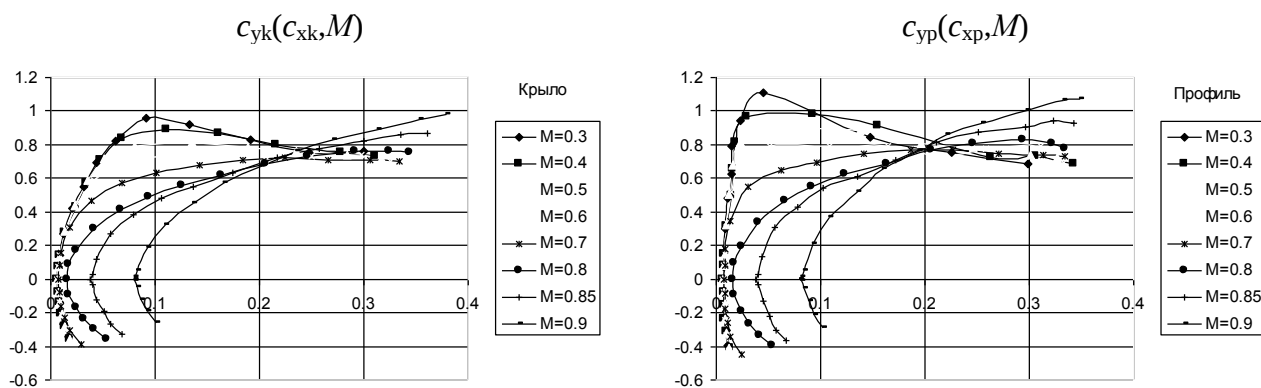


Рис. 3. Поляры профиля и крыла с профилем NASA 00-12

Более наглядное отличие поляр профиля NASA 0012 от поляр крыла с тем же профилем следует из рис. 4, где они совмещены для одних и тех же чисел Маха. Там же треугольными маркерами нанесены поляры профиля, полученные на МВЗ им. М.Л. Миля пересчетом из тех же поляр крыла. Видно, что в досрывной области для всех чисел Маха они практически идентичны предлагаемому нами, а в засрывной области дают более высокие значения коэффициента подъемной силы. Причина этого обстоятельства заключается в том, что на МВЗ им. М.Л. Миля в досрывной и засрывной областях обтекания применялись разные методики пересчета, поскольку алгоритм, использовавшийся в досрывной области, за срывом не обеспечивал сходимости.

Предлагаемый в настоящей статье метод построен на единой схеме итерационного процесса в обеих областях, что и обусловило полученный результат. Расчеты показали, что если по характеристикам профиля, полученным на МВЗ им. М.Л. Миля, обратно рассчитать характеристики крыла, то в досрывной области они совпадут с исходными, а в засрывной области – дадут более высокие значения коэффициента подъемной силы, чем исходные. Полученные нами характеристики профиля этих недостатков не имеют.

Следует отметить, что при $M = 0,3 - 0,4$ в досрывной области при равных углах установки коэффициент подъемной силы профиля всегда больше, чем коэффициент подъемной силы крыла. Этот факт свидетельствует о том, что на крыле имеет место одновершинный закон циркуляции $\Gamma(z)$, создающий индуктивное поле, уменьшающее углы атаки в сечениях крыла по сравнению с углом установки. На закритических углах установки крыла и закритических углах атаки профиля в сечениях это обстоятельство может привести не к уменьшению, а к увеличению коэффициента подъемной силы, поскольку зависимость $c_{yp} = c_{yp}(\alpha_p)$ имеет отрицательный градиент. Поэтому коэффициент подъемной силы крыла может оказаться больше коэффициента подъемной силы профиля, особенно в тех случаях, когда зависимость $c_{yp} = c_{yp}(\alpha_p)$ в зоне срыва имеет резкое падение, что характерно для малых чисел Маха.

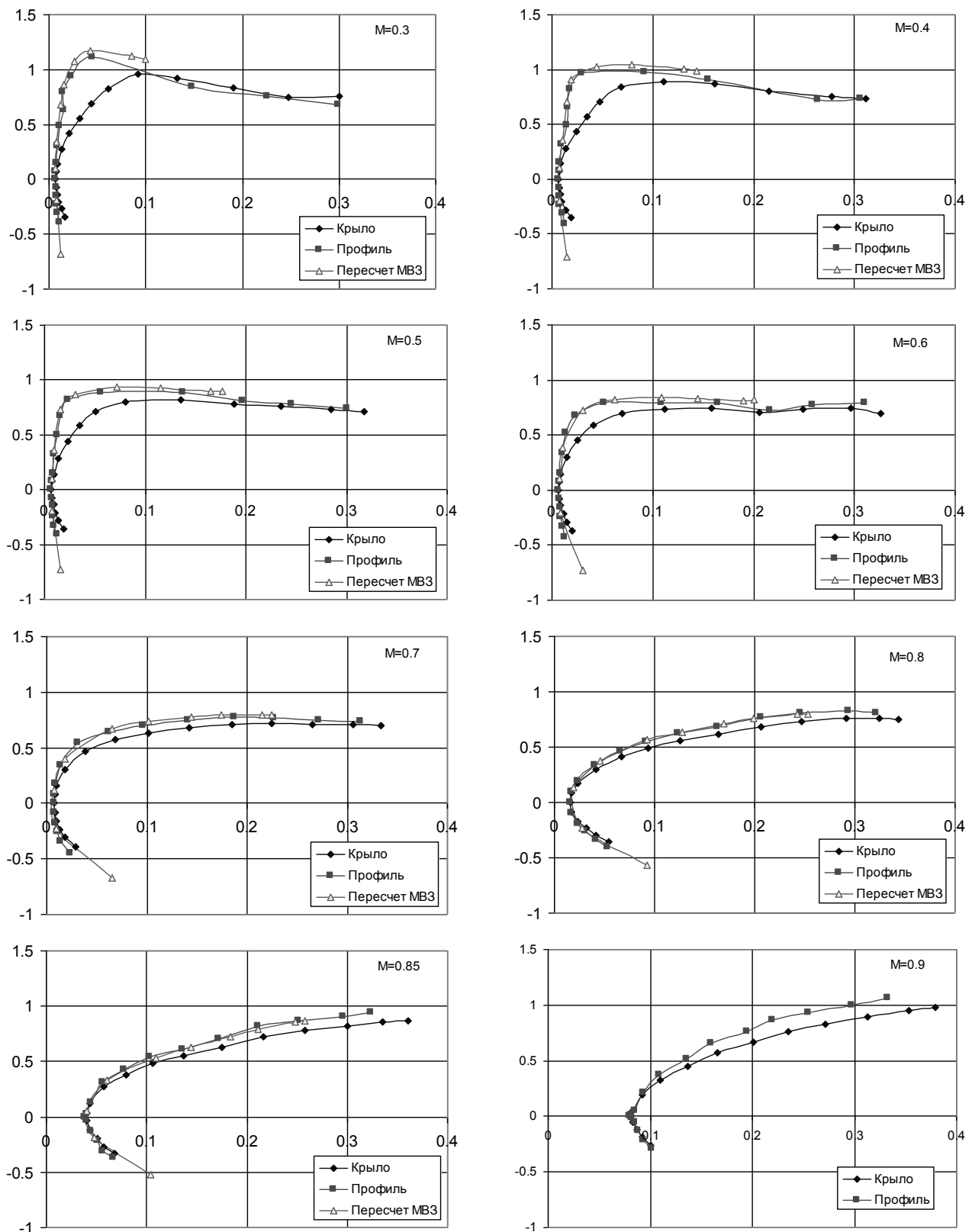


Рис. 4. Сравнение поляр профиля NASA 00-12 и крыла с тем же профилем

Рассмотрим второй пример. На рис. 5 показаны исходные аэродинамические характеристики отска $c_{yк} = c_{yк}(\varphi_k, M)$, $c_{xк} = c_{xк}(\varphi_k, M)$ с профилем NASA 230-10, также включающие в себя как досрывную, так и засрывную области обтекания. В отличие от профиля NASA 0012,

закон изменения коэффициента подъемной силы по углу установки крыла при $M = 0,3$ и $M = 0,4$ имеет волнообразный характер, что обуславливает немонотонный характер зависимости $\Gamma(z)$ и затрудняет сходимость итерационного процесса.

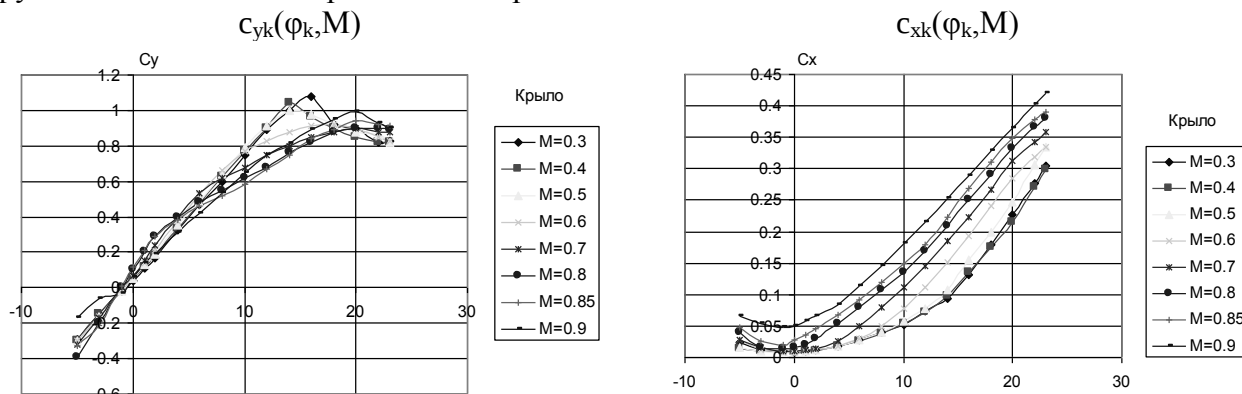


Рис. 5. Аэродинамические характеристики крыла $\lambda = 5$ с профилем NASA 230-10

Это обстоятельство потребовало некоторой корректировки описанного выше метода извлечения характеристик профиля из характеристик крыла путем формализации алгоритма вычисления коэффициента релаксации μ в формулах (6) в зависимости от знака и абсолютной величины частных производных (4). Это позволило обсчитывать и нелинейные зависимости $c_{yk}(\phi_k, M)$, $c_{xk}(\phi_k, M)$.

На рис. 6 показаны аэродинамические характеристики профиля NASA 230-10 $c_{yp} = c_{yp}(\alpha_p, M)$, $c_{xp} = c_{xp}(\alpha_p, M)$, полученные расчетом по модернизированному алгоритму. Анализ показывает, что зависимости $c_{yp}(\alpha_p, M)$ качественно повторяют волнообразный характер исходных кривых $c_{yk}(\phi_k, M)$, но имеют более высокие максимальные значения коэффициента подъемной силы профиля $c_{yp \max} = 1,2$ при $M = 0,3$ по отношению к коэффициенту подъемной силы крыла $c_{yk \max} = 1,04$. Отметим, что полученные значения $c_{yp \max}$ соответствуют аэродинамическим характеристикам профиля NASA 230-10, приведенным в [3].

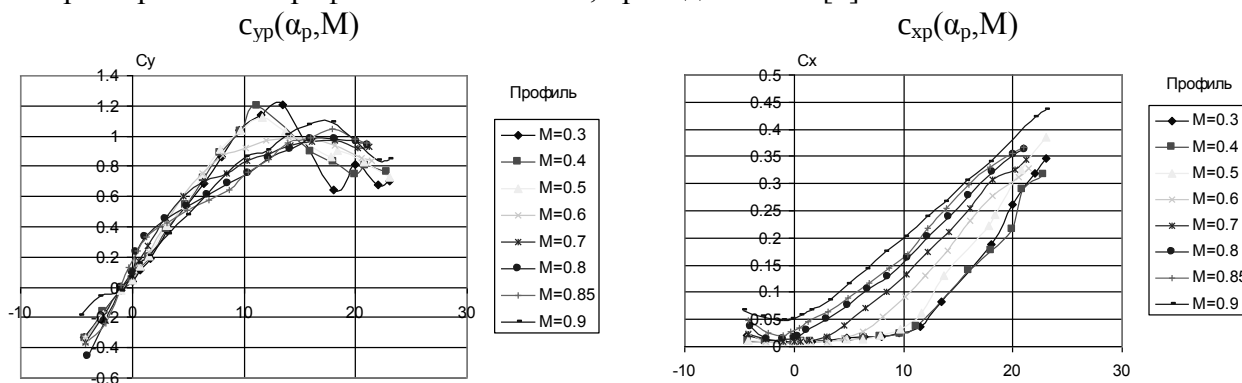


Рис. 6. Аэродинамические характеристики профиля NASA 230-10

На рис. 7 поляры профиля и крыла совмещены для одних и тех же чисел Маха. Треугольными маркерами нанесены поляры профиля, полученные в ЦАГИ пересчетом из тех же поляр крыла. Видно, что для всех чисел Маха и в досрывной, и в засрывной областях зависимости практически идентичны предлагаемым нами, но приведены в диапазоне углов атаки не превосходящем 15° . Этот факт может быть связан как с отсутствием данных в рассматриваемой области, так и с недостаточной корректностью использования единой вихревой модели для расчета характеристик крыла на больших закритических углах атаки, где характер обтекания и структура вихревого следа имеют принципиальные отличия от докритических режимов.

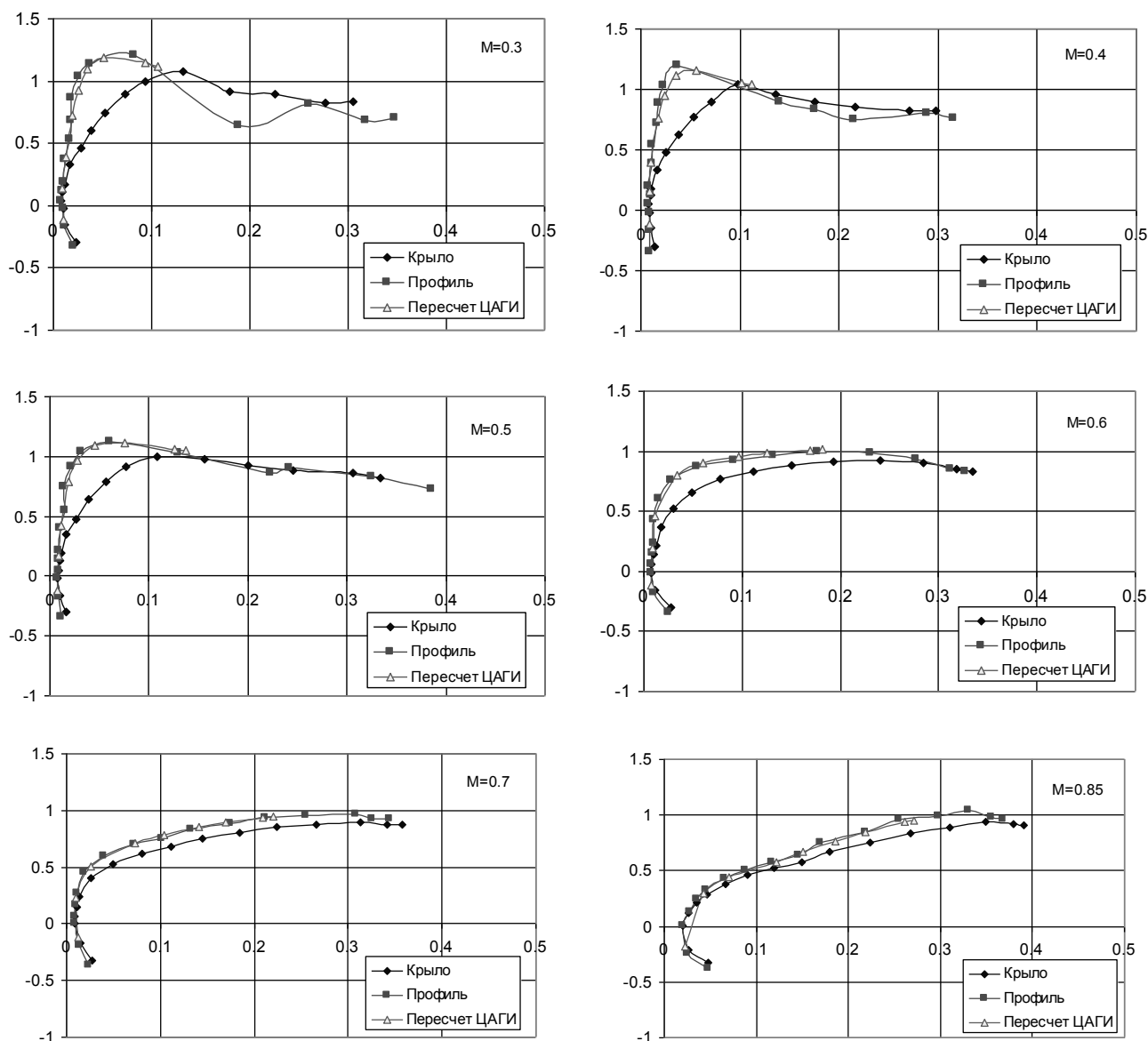


Рис. 7. Сравнение поляра профиля и крыла с профилем NACA 230-10

Аналогичное сравнение было выполнено для зависимостей коэффициента подъемной силы от угла атаки. И здесь результаты расчета характеристик профиля хорошо совпали с данными ЦАГИ.

Отметим, что по данным ЦАГИ при угле установки $\varphi_k = 15^\circ$ и $M = 0,3$ коэффициент подъемной силы крыла становится равным коэффициенту подъемной силы профиля. Это подтверждает сделанный выше вывод о том, что на засрывных режимах обтекания на крыле имеются участки, где угол атаки в сечении больше, чем угол установки.

Выводы

1. Математическая модель крыла конечного размаха, построенная на основе вихревой пелены с непрерывно распределенной по ее участкам погонной циркуляцией вихревого слоя, дает возможность получать расчетным путем аэродинамические характеристики профиля, основываясь на аэродинамических характеристиках крыла, взятых из эксперимента.

2. Метод последовательных приближений с использованием частных производных позволяет получать аэродинамические характеристики профиля из аэродинамических характеристик крыла конечного удлинения в области докритических и закритических режимов обтекания как при положительных, так и при отрицательных углах атаки.

3. Работоспособность алгоритма продемонстрирована в диапазоне углов атаки профиля - $5^\circ \leq \alpha \leq 25^\circ$ и чисел Маха $0,3 \leq M \leq 0,9$, а достоверность подтверждена сопоставлением полученных результатов с данными ЦАГИ и МВЗ им. М.Л. Миля.

ЛИТЕРАТУРА

1. Юрьев Б.Н. Крыло с изменяющейся по размаху циркуляцией: избранные труды. - М.: Изд-во АН СССР, 1961. - Т. 2.
2. Артамонов Б.Л. Вихревая модель крыла с непрерывно распределенной циркуляцией вихревого слоя // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2014. - № 200. (В настоящем вестнике).
3. Миль М.Л. и др. Вертолеты // Расчет и проектирование // Аэродинамика. - М.: Машиностроение, 1966. - Т. 1.

DEFINITION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE PROFILE UNDER THE DRAG POLAR OF THE FINITE WING

Artamonov B.L.

The numerical method of calculation of aerodynamic characteristics of a profile is stated on the basis of the experiment of aerodynamic characteristics of a rectangular wing of a final lengthening. The problem is solved by a method consecutive approximation with the use of a matrix of private derivative factors of elevating force and aerodynamic resistance of a wing under the appropriate characteristics of a profile.

Key words: numerical method, calculation of aerodynamic characteristics, profile.

Сведения об авторе

Артамонов Борис Лейзерович, 1947 г.р., окончил МАИ (1972), старший научный сотрудник, кандидат технических наук, заместитель заведующего кафедрой проектирования вертолетов МАИ (НИУ), автор более 180 научных работ, область научных интересов – аэромеханика винтокрылых летательных аппаратов вертикального взлета и посадки.

УДК 629.735.015

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОТ УСТАНОВКИ ПЕРЕГОРОДОК НА ПРОФИЛИРОВАННОЙ ПЛАСТИНЕ С ЗАКРЫЛКОМ

П.В. ЕРОХИН, Л.Г. АРТАМОНОВА, А.О. СКОРЫНИНА

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

Представлены результаты сравнительного анализа аэродинамических характеристик (C_{y_a} , C_{x_a} , mz , K), полученных путем численного моделирования профилированной пластины с перегородками и без них при различных углах отклонения органа управления (закрылка). Демонстрируется получение приращения момента тангажа с увеличением аэродинамического качества от установки перегородок.

Ключевые слова: профилированная пластина, отрыв потока, численные методы, аэродинамические коэффициенты, закрылок.

Введение

Полеты на больших углах атаки современных ЛА неразрывно связаны с его обтеканием и образованием отрывного течения разного типа как замкнутых отрывных зон, так и полного срыва потока на крыле. Это в свою очередь приводит к существенному изменению аэродинамических характеристик летательного аппарата. В данной связи вызывает интерес исследования, направленные на изучение управляемого отрыва и создание замкнутых отрывных зон [1]. Одним из вариантов решений задачи "полезного отрыва" является использование перегородок [2-4], которые устанавливаются поперек потока на верхней поверхности крыла. В данной работе представлены результаты исследований и приведены примеры по улучшению за счет перегородок аэродинамических характеристик, таких как коэффициенты подъемной силы C_{y_a} , лобового сопротивления C_{x_a} , момента тангажа mz_a и аэродинамического качества K в зависимости от установки перегородок на профилированной пластине.

Описание модели

На рис. 1 изображена геометрия модели. Модель рассматриваемого профиля представляет собой пластину длиной $b = 1000$ мм с закругленным носиком $R = 10$ мм, относительной толщиной $\bar{c} = 0,02$. На расстоянии $x = 700$ мм толщина профиля начинает уменьшаться, задняя кромка

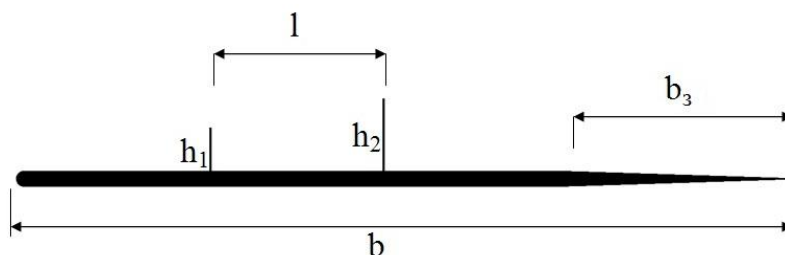


Рис. 1

профиля переходит в окружность $r = 0,5$ мм. Длина дополнительного органа управления (закрылка) составляет $b_3 = 300$ мм $= 0,3b$. Угол отклонения закрылка задавался равным $d_3 = 0^\circ; 5^\circ; 10^\circ; 15^\circ; 20^\circ$. Место установки первой перегородки $x = 0,25b$, расстояние до места установки второй перегородки $l = 4h_1$, высота первой перегородки $h_1 = 0,056$ м, высота второй перегородки $h_2 = 0,093$ м.

Расчеты проводились на программном комплексе Ansys Fluent на базе МАИ (лицензия № 632255).

Задача решалась в двухмерной постановке на структурированной сетке, количество ячеек не превышало 250 тыс. На входных границах задавалась скорость потока $V = 30$ м/с, что соответствовало числам Рейнольдса $Re \approx 2 \times 10^6$.

Результаты расчетов

Проводится анализ результатов численного моделирования путем сравнения вариантов профиля без перегородок на верхней поверхности крыла и с установленными перегородками.

Были просчитаны следующие варианты в диапазоне углов атаки $0^\circ \div 20^\circ$:

1) без перегородок, угол отклонения механизации задней кромки $d = 0^\circ$;

2) с установленными перегородками, $d = 0^\circ$;

3) без перегородок, $d = 5^\circ$;

4) с установленными перегородками, $d = 5^\circ$;

5) без перегородок, $d = 10^\circ$;

6) с установленными перегородками, $d = 10^\circ$;

7) без перегородок, $d = 15^\circ$;

8) с установленными перегородками, $d = 15^\circ$;

9) без перегородок, $d = 20^\circ$;

10) с установленными перегородками, $d = 20^\circ$.

Результаты моделирования представлены в виде графиков (рис. 2 – 5), на которых изображены зависимости коэффициента подъемной силы C_{y_a} , коэффициента лобового сопротивления C_{x_a} и момента тангажа mz_a от угла атаки и аэродинамическое качество K .

Анализ результатов (рис. 2) свидетельствует, что установка перегородок на профиле при $d = 0^\circ$ на углах атаки от 0° до 2° приводит к росту коэффициента подъемной силы. Прирост появляется из-за образования замкнутых отрывно-вихревых зон между перегородками и за второй перегородкой. С увеличением угла атаки до $2^\circ \div 12^\circ$ в отрывных зонах интенсивность вихрей снижается, что приводит к падению коэффициента подъемной силы на $\approx 0,11$ в сравнении с вариантом без перегородок. Также с ростом угла атаки происходит перестроение течения на профиле. При увеличении угла атаки под действием положительного градиента давления поток начинает отрываться с передней кромки профиля и замыкаться на первой перегородке, образуя тем самым еще одну локальную отрывную зону. Отрывная зона, которая образовывалась за второй перегородкой, с ростом угла атаки увеличивается, точка присоединения оторвавшегося потока движется к задней кромке, после чего поток перестает присоединяться к поверхности профиля, происходит полный срыв. На углах атаки больших 12° рост коэффициента подъемной силы объясняется падением давления на верхней поверхности в

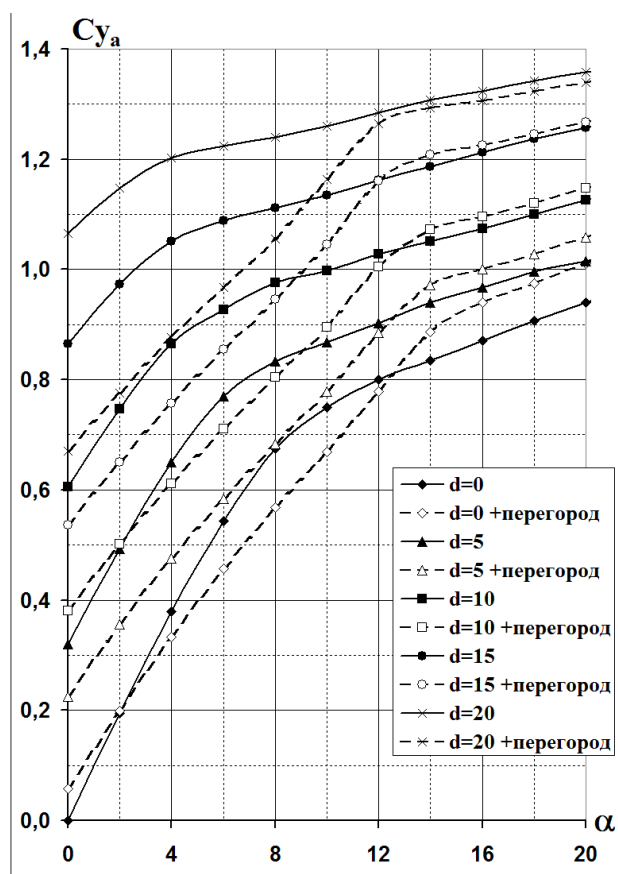


Рис. 2

результате образования замкнутого отрывного течения перед первой перегородкой и между перегородками. Прирост подъемной силы от установки перегородок при углах атаки $12^\circ \div 20^\circ$ составляет $\approx 0,07$.

При отклонении органа управления на $d = 5^\circ; 10^\circ; 15^\circ$ положительный эффект от установки перегородок на углах атаки $12^\circ \div 20^\circ$ сохраняется. Прирост коэффициента подъемной силы от установки перегородок численно уменьшается. Связано это с тем, что отрыв с задней кромки происходит на меньших углах атаки, чем в случае, когда угол отклонения закрылка $d = 0^\circ$. На верхней части закрылка при этом образуется застойная зона, в результате чего возрастает давление. Чем больше угол отклонения дополнительного органа управления, тем больше прирост давления. В результате чего в варианте при отклонении закрылка на $d = 20^\circ$ прироста от установки перегородок не наблюдается.

Во всех вариантах отклонения закрылка установка перегородок на верхней поверхности оказывала одно и то же влияние на коэффициент лобового сопротивления (рис. 3). На углах атаки $0^\circ \div 6^\circ$ от установки перегородки возрастает давление перед ней, что приводит к росту сопротивления. С увеличением угла атаки давление перед первой перегородкой уменьшается, уменьшается и прирост сопротивления от установки перегородок.

Образование замкнутой отрывной зоны (от носика профиля до первой перегородки) приводит к перераспределению C_{x_a} по верхней поверхности и образованию разряжения на носике профиля, что приводит к росту подсосывающей силы и в итоге уменьшает суммарный коэффициент лобового сопротивления. С увеличением угла отклонения закрылка, возрастает и прирост давления на нижней поверхности. В результате растет разница между давлением на нижней и верхней поверхностях. В итоге при увеличении угла отклонения закрылка возрастает прирост подсосывающей силы. Поэтому на углах атаки больших 10° падение коэффициента лобового сопротивления от установки перегородок наибольшее при отклонении на $d = 20^\circ$ в сравнении с вариантами, где отклонение закрылка происходило на меньший угол.

На рис. 4 показано изменение коэффициента момента тангажа профиля при отклоненном закрылке $d = 0,5^\circ; 10^\circ; 15^\circ; 20^\circ$ с перегородками

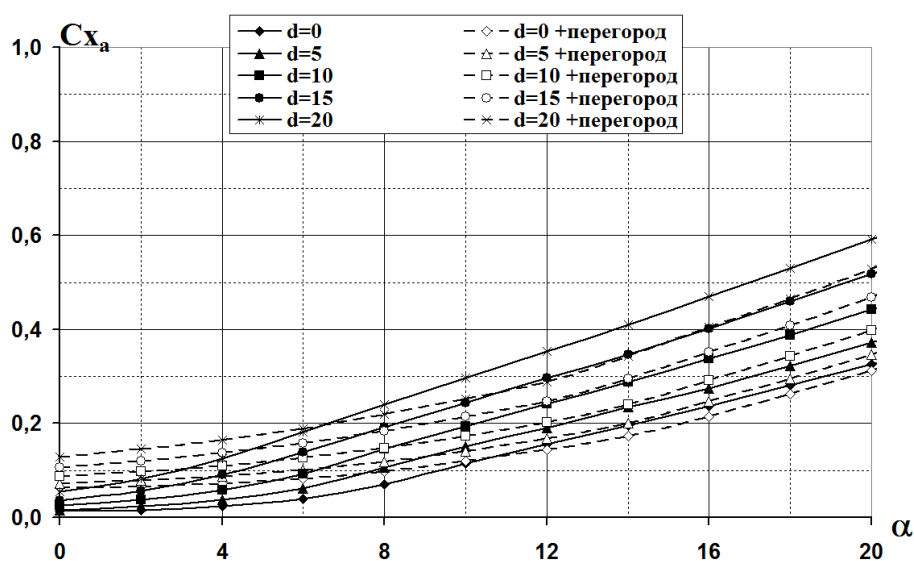


Рис. 3

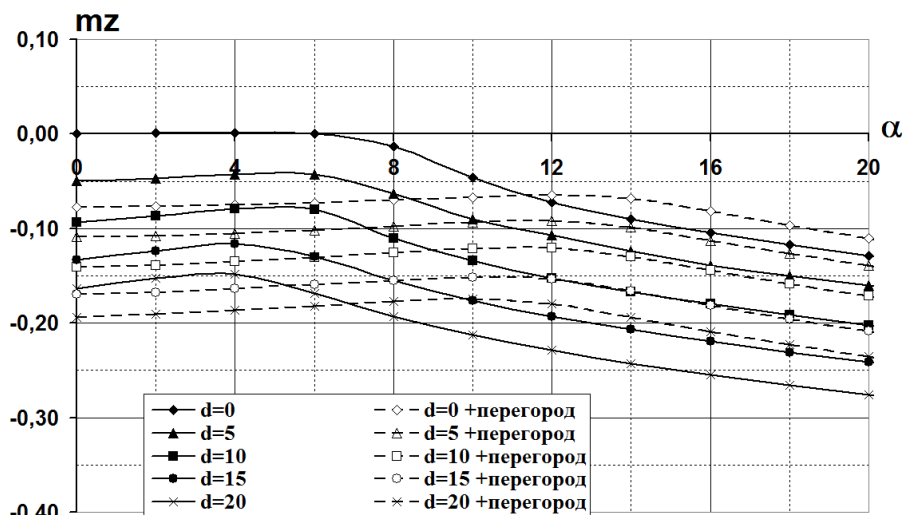


Рис. 4

на верхнем контуре профиля и без них. Центр тяжести (точка, относительно которой проводился расчет моментных характеристик) располагался на четверти хорды профиля ($x_T = 0,25b$). При данном центре масс на малых углах атаки падение коэффициента давления между перегородками и за второй перегородкой приводят к росту пикирующего момента по сравнению с вариантами без перегородок. Появление момента на кабрирование на углах атаки больших 10° обусловлено образованием замкнутой вихревой зоны с пониженным давлением перед первой перегородкой (перед центром тяжести), а также с возрастанием давления из-за полного срыва потока на верхней поверхности закрылка.

Перестроение потока на верхней поверхности профиля от установки перегородок приводит к изменению аэродинамического качества (рис. 5). На углах атаки $0^\circ \div 10^\circ$ установка перегородок приводит к снижению коэффициента подъемной силы и увеличению коэффициента лобового сопротивления, что в итоге приводит к тому, что аэродинамическое качество меньше по сравнению с

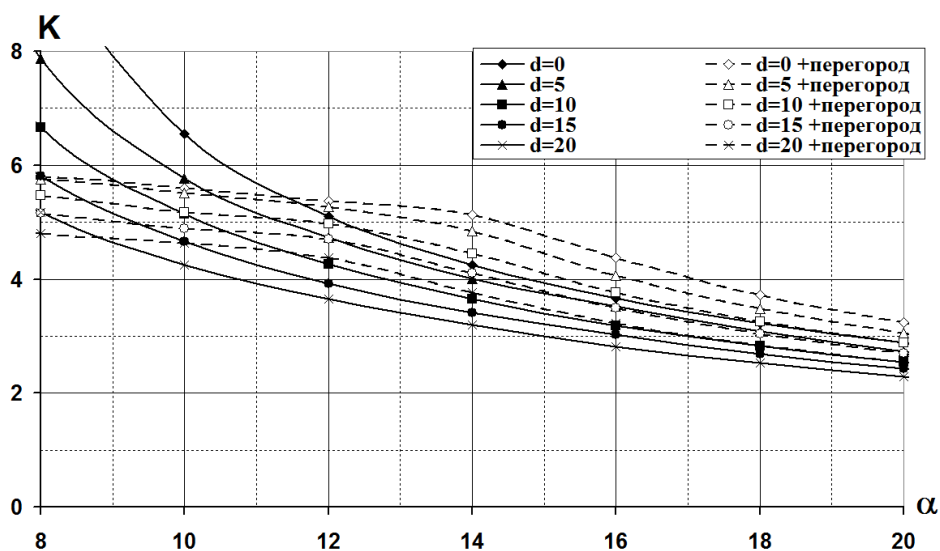


Рис. 5

вариантами без перегородок. На углах атаки $10^\circ \div 20^\circ$ за счет перестроения течения и образования замкнутых зон (на носике профиля и между перегородками) появляется дополнительное разрежение, что приводит к падению сопротивления и росту подъемной силы по сравнению с вариантами без перегородок, аэродинамическое качество возрастает. Максимальный прирост аэродинамического качества от установки перегородки наблюдается на угле атаки 14° при неотклоненном положении закрылка $d = 0^\circ$ и составляет $\Delta K \approx 0,9$. При установке перегородок на профиль с отклонением дополнительного органа управления на $d = 20^\circ$ максимальный прирост аэродинамического качества реализуется на угле атаки 12° и составляет $\Delta K \approx 0,75$.

Заключение

В результате численного моделирования продемонстрировано использование перегородок на профиле крыла для создания эффекта "полезного отрыва", при этом получено приращение момента тангажа без снижения несущих свойств на углах атаки больше 12° , т.е. с увеличением аэродинамического качества. Для увеличения несущих свойств на других углах атаки необходимо менять геометрические размеры перегородок и место установки на профиле. На углах атаки меньше 12° приращение момента тангажа от установки перегородок сопровождается увеличением коэффициента лобового сопротивления, падением коэффициента подъемной силы и, как следствие, снижением аэродинамического качества.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ерохин П.В., Артамонова Л.Г., Скорынина А.О. Влияние верхней кромки перегородки на присоединение сорванного потока // Труды МАИ. - 2012. - № 50.

2. Артамонова Л.Г., Белов И.А., Мамчур В.И., Радциг А.Н., Чернов Л.Г. Численное и физическое моделирование турбулентного обтекания пластины с поперечными ребрами // Инженерно-физический журнал. - 1987. - Т. 52. - № 1. - С. 43 – 51.

3. Свирщевский С.Б., Артамонова Л.Г., Радциг А.Н., Семенчиков Н.В. Управление взаимодействием пространственных отрывно-вихревых структур с несущими элементами самолета // Вестник МАИ. - 2002. - Т. 9. - № 1.

4. Белов И.А., Мамчур В.И. Расчет обтекания пластины с поперечными ребрами // Ученые записки ЦАГИ. - 1985. - Т. 16. - № 2. - С. 93 – 97.

DETERMINATION OF CHANGE OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS FROM INSTALLATION OF PARTITIONS ON PROFILED PLATE WITH FLAP

Erokhin P.V., Artamonova L.G., Skorynina A.O.

In this paper numerical investigation of airodynamic characteristics (C_y , C_x , m_z , K) of non-modified (without partitions) and modified (with partitions) profiled plate with flap are presented. Different pitch angles of flap were considered. Comparison of results showed increase of pitching moment and lift coefficient for modified plate.

Key words: profiled plate, flow separation, CFD, aerodynamic coefficients, flap.

Сведения об авторах

Ерохин Павел Васильевич, 1985 г.р. окончил МАИ (2009), аспирант МАИ, автор 2 научных работ, область научных интересов – аэродинамика ЛА.

Артамонова Любовь Георгиевна, окончила МАИ (1955), кандидат технических наук, доцент кафедры 105 МАИ, автор более 50 научных работ, область научных интересов – аэродинамика ЛА.

Скорынина Алена Олеговна, студентка МАИ, автор 1 научной работы, область научных интересов – аэродинамика ЛА.

УДК: 533.601 (075.8)

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДИРИЖАБЛЯ МЯГКОГО ТИПА ВБЛИЗИ ЭКРАНА С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ СТРУЙ ОТ ВИНТОВ

ЛЕ КУОК ДИНЬ, ДАНГ НГОК ТХАНЬ, Н.В. СЕМЕНЧИКОВ, О.В. ЯКОВЛЕВСКИЙ

По заказу редакционной коллегии

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

Приводятся результаты численного исследования аэродинамических характеристик дирижабля мягкого типа с работающими винтами в дозвуковом потоке вязкого газа вблизи экрана. Показано влияние работы винтов и относительного расстояния дирижабля до экрана на величины его аэродинамических нормальной и продольной сил, а также момента тангажа при изменении углов атаки дирижабля.

Ключевые слова: дирижабль мягкого типа, аэродинамические характеристики, влияние винтов и экрана.

Изучение аэродинамических характеристик дирижаблей вблизи и вдали от экрана проводится в мире в течение многих лет. Известны как экспериментальные исследования [1; 2], так и численные исследования [3-5] и в том числе, для дирижаблей с работающими винтами [4; 5]. Тем не менее ощущается недостаток сведений об особенностях изменения аэродинамических характеристик дирижабля, особенно с работающими винтами вблизи экрана при его маневрировании в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

В данной работе представлены результаты численного моделирования пространственного обтекания вязким газом и расчета аэродинамических характеристик дирижабля с работающими винтами вблизи экрана, когда дирижабль перемещается в плоскости, параллельной экрану, а плоскость вращения его винтов перпендикулярна продольной оси корпуса (оболочки) дирижабля. Схема дирижабля с винтами представлена на рис. 1.

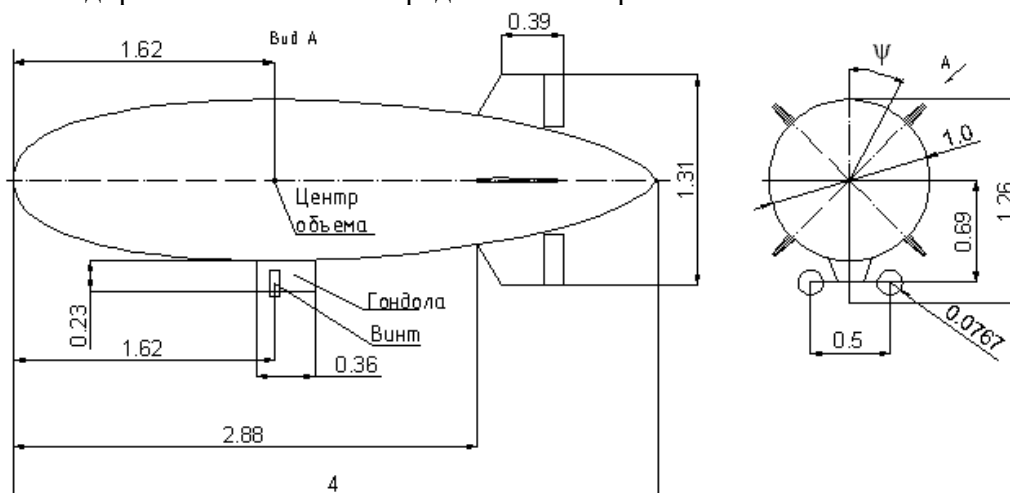


Рис. 1. Схема дирижабля с винтами

Исследования проведены для случая поступательного движения дирижабля без скольжения в спокойной атмосфере с постоянной скоростью, равной $V_\infty = 20$ м/с. Дирижабль перемещался вблизи неподвижного экрана с углами атаки $\alpha = -10^\circ \div 10^\circ$. В расчетах число оборотов винта принималось равным 3000 об/мин. Относительное расстояние дирижабля от экрана изменялось в пределах $\bar{H} = H/D = 1,2 \div 2,69$, где H – расстояние от центра объема корпуса дирижабля до экрана, а D – диаметр миделевого сечения корпуса дирижабля. Течение в окрестности дирижабля считалось турбулентным.

Объект исследований – малоразмерный дирижабль мягкого типа – имел два свободных двухлопастных воздушных винта, установленных на гондоле симметрично относительно его базовой плоскости, оболочку с удлинением $\lambda = 4$, гондолу, ориентированные относительно его базовой плоскости по схеме "х" трапецевидные консоли оперения с профилем NACA 0006 и неотклоненными рулями (рис. 1). Носовое усиление оболочки и крепление винтов в расчетах не учитывались.

В сечениях лопастей винта использовался модифицированный профиль RAF-6. Геометрические параметры винта в виде зависимостей крутки $\bar{\varphi} = \varphi - \varphi_{0,75}$, относительной ширины лопасти $\bar{b} = b/D_B$, толщины $\bar{c} = c/b$ и кривизны $\bar{f} = f/b$ от относительного радиуса $\bar{r} = 2r/D_B$ представлены на рис. 2. Здесь r – радиус сечения его лопасти; φ – угол ее установки; $\varphi_{0,75}$ – угол установки при $\bar{r} = 0,75$; b, c, f – хорда, толщина и кривизна средней линии профиля.

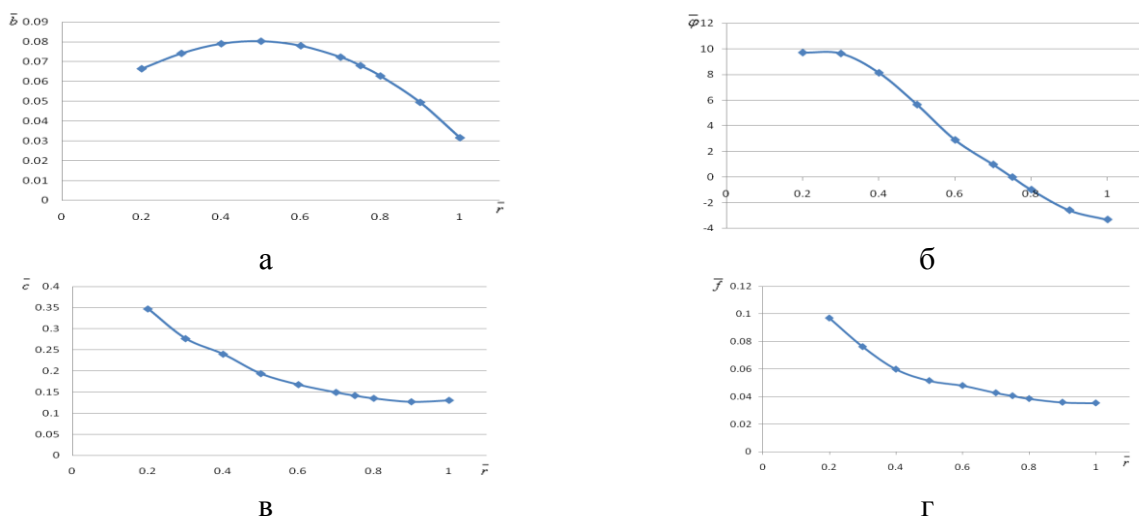


Рис. 2. Зависимости относительной ширины (а), крутки (б), толщины (в) и кривизны (г) профиля лопасти винта от относительного радиуса

Задача решалась численно. Использовались записанные для пространственного течения осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса [6; 7], замкнутые моделью турбулентности "SST k- ω ", и метод контрольного объема [8]. Для расчетов был применен комплекс вычислительных программ, содержащий адаптированный авторами к поставленной задаче программный комплекс ANSYS 12.0 (лицензия № 00241d277c88), а также специальные дополнительные программы, разработанные авторами. На поверхности дирижабля и винтов, а также на экране ставилось условие прилипания. Кроме того, выставлялись условия на границах расчетной области.

Расчетная область представляла собой полуцилиндр, опирающийся на экран и имеющий длину и диаметр, равные двадцати длинам корпуса модели дирижабля. Расчетная сетка имела блочную структуру. Структура расчетной области выбиралась из условия минимизации количества ячеек, форма которых ухудшала сходимость и аппроксимацию дифференциальных уравнений. Сетка была адаптирована к особенностям течения и имела сгущение вблизи поверхности тела.

В результате расчетов были получены параметры потока в расчетных точках, найдены коэффициенты давления и трения, определены в связанной системе координат коэффициенты аэродинамических сил и моментов, действующих на дирижабль и винты. Коэффициенты давления и трения, а также аэродинамических сил и момента тангажа подсчитывались по общепринятым формулам. Коэффициенты аэродинамических сил дирижабля были отнесены к $W^{2/3}$, а коэффициенты его аэродинамического момента тангажа, подсчитанного относительно центра объема оболочки, отнесены к W , где W – объем оболочки дирижабля.

Анализ картин линий тока в окрестности дирижабля вблизи экрана показывает, что область следа за дирижаблем с работающими винтами расширяется по сравнению со случаем отсутствия винтов. При этом картина линий тока вблизи оболочки почти не зависит от того, работают винты или нет. При работе винтов обтекание консолей оперения на наветренной стороне корпуса улучшается. Удаление дирижабля от экрана в целом слабо влияет на картины линий тока в окрестности дирижабля с работающими винтами и конфигурацию следа за ним и в большей степени сказывается на обтекании консолей оперения.

Слабое различие картин течения в окрестности дирижабля без винтов и с работающими винтами позволяет предположить, что характер распределения сил трения и давления по оболочке дирижабля без винтов и с работающими винтами должен быть примерно одинаковым. На графиках, представленных для примера на рис. 3, видно, что работа винтов и в самом деле практически не отражается на особенностях распределения давления и сил трения вдоль оболочки, но вызывает изменение величин коэффициентов давления и трения при $x/L = \text{const}$ в рассматриваемой точке обвода оболочки. Наиболее сильно работа винтов отражается на распределении сил трения по оболочке за гондолой и винтами (рис. 3а, $\psi = 180^\circ$, $x/L > 0,5$). В то же время влияние работы винтов на величины коэффициентов давления оказывается значительно слабее (рис. 3б).

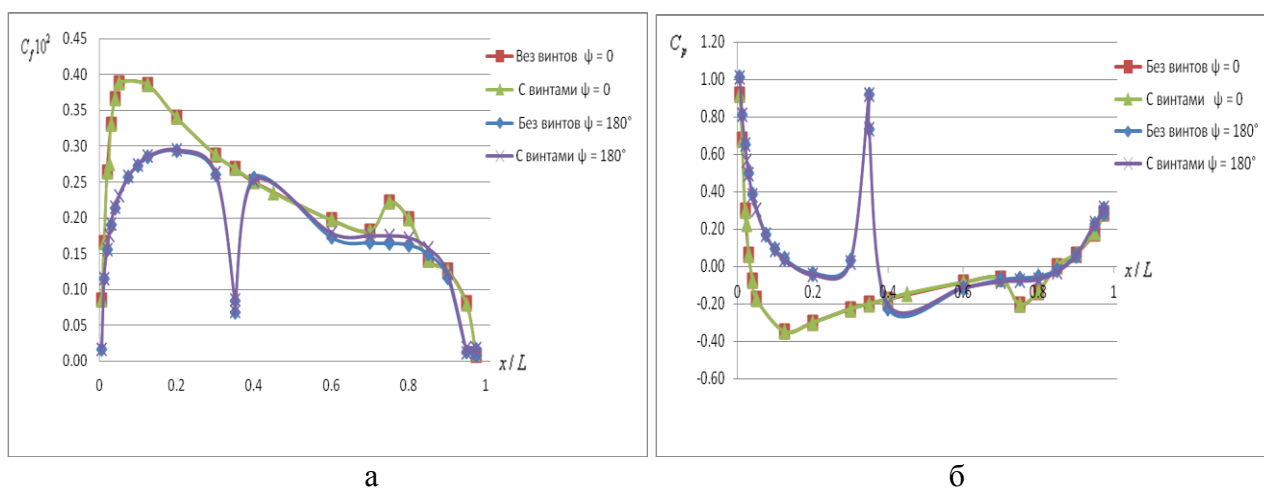


Рис. 3. Примеры распределения коэффициентов трения и давления вдоль оболочки дирижабля в ее базовой плоскости при $\alpha = 10^\circ$, $H/D = 1,2$:
а – коэффициенты трения; б – коэффициенты давления

Эти особенности распределения давления и сил трения по оболочке определяют изменение суммарных аэродинамических сил и моментов дирижабля под влиянием работы винтов по сравнению со случаем отсутствия винтов.

На рис. 4 показан пример сравнения аэродинамических характеристик дирижабля вблизи экрана при наличии работающих винтов и при их отсутствии (при $H/D = 1,2$). Видно, что характер изменения по углу атаки коэффициентов нормальной силы и момента тангажа, действующих на дирижабль вблизи экрана, одинаков как при работающих винтах, так и без них, а величины указанных коэффициентов в данном примере при всех рассмотренных углах атаки близки. Нормальная сила дирижабля практически не зависит от того, работают винты или нет (рис. 4а). Тяга винтов оказывает влияние на момент тангажа. Из графиков (рис. 4в) видно, что в данном примере это особенно заметно проявляется при положительных углах атаки дирижабля, когда струи от винтов проходят вблизи поверхности оболочки. Кривая $m_z = f(\alpha)$ дирижабля с работающими винтами под влиянием момента от тяги винтов относительно центра объема оболочки смещена относительно аналогичной кривой для дирижабля без винтов. При этом модуль производной $dm_z/d\alpha$ при углах $\alpha \rightarrow 0$ почти не изменяется, а при $\alpha > 2^\circ$ и $\alpha < -2^\circ$ растет по сравнению со случаем дирижабля без винтов.

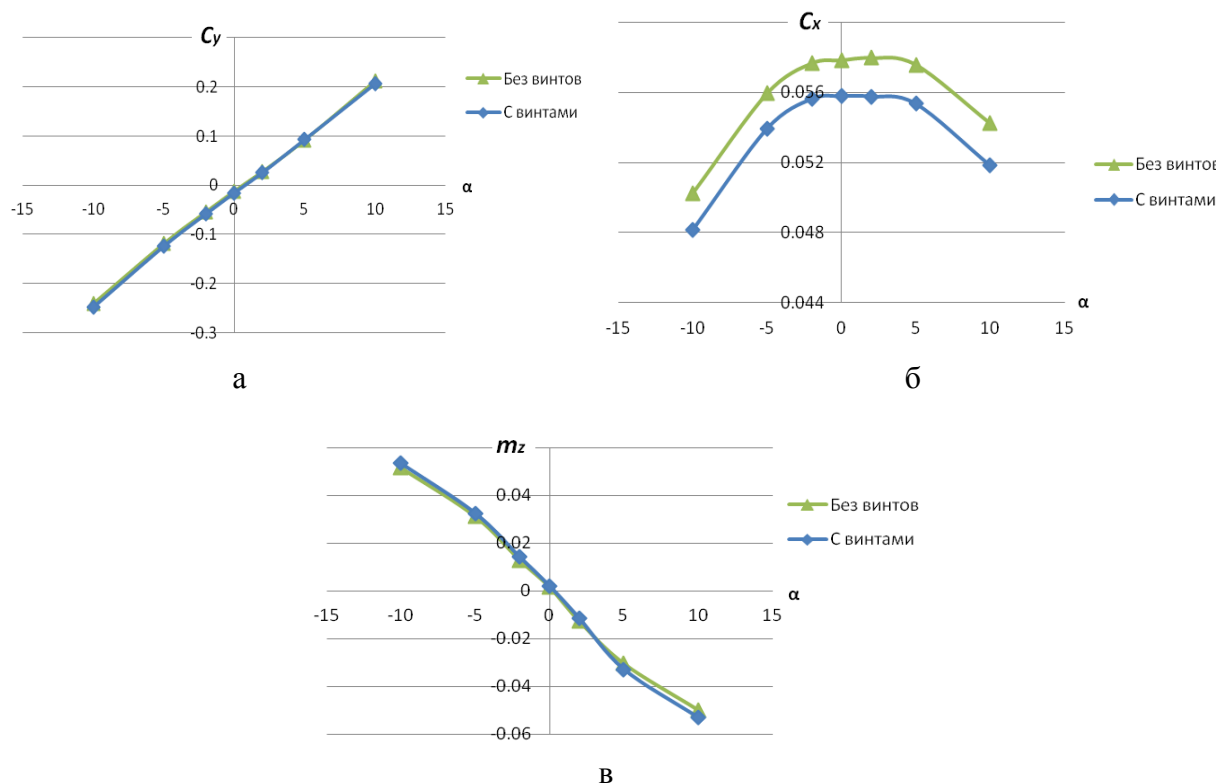


Рис. 4. Сравнение аэродинамических характеристик дирижабля в присутствии работающих винтов при $H/D = 1,2$: а – коэффициент нормальной силы; б – коэффициент продольной силы; в – коэффициент момента тангажа

В наибольшей степени влияние работы винтов сказывается на величинах коэффициентов продольной силы дирижабля. Продольная сила дирижабля в присутствии работающих винтов уменьшается при всех углах атаки по сравнению со случаем дирижабля без винтов. Это уменьшение при $-10^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$ и $H/D = 1,2$ составляет не менее 3 % – 4%, что с практической точки зрения представляет значительный интерес.

На рис. 5 представлены графики, позволяющие судить об изменении аэродинамических характеристик винтов и дирижабля при $\alpha = \text{var}$ и $H/D = \text{var}$ в присутствии работающих винтов. Коэффициенты аэродинамических характеристик: нормальной силы $C_{yк}$, продольной силы $C_{xк}$ и момента тангажа $m_{зк}$ дирижабля подсчитаны и приведены на этих графиках без учета тяги работающих винтов.

Как видим, коэффициент тяги винтов в присутствии дирижабля изменяется как по углам атаки, так и в зависимости от величины относительного расстояния H/D дирижабля от экрана. Коэффициент тяги винта достигает максимального значения при $\alpha = 0$ и уменьшается с ростом модуля угла атаки. Однако это уменьшение составляет не более 12 % от величины коэффициента тяги при $\alpha = 0$ при всех рассмотренных относительных расстояниях H/D .

Влияние при постоянном угле атаки изменения расстояния дирижабля до экрана на коэффициент тяги винтов оказывается слабее. Видно, что чем ближе дирижабль к экрану, тем меньше при всех углах атаки величина коэффициента тяги винта. Но это уменьшение коэффициента тяги не превышает 3 %.

На графиках рис. 5б, 5в, 5г видно, что приближение дирижабля к экрану не изменяет характера протекания по углу атаки коэффициентов нормальной и продольной сил, а также момента тангажа дирижабля в присутствии работающих винтов, но в определенной степени влияет на производные этих коэффициентов по углу атаки. Величины указанных производных оказываются различными при одинаковых по модулю углах атаки при $\alpha < 0$ и при $\alpha > 0$. Видно, что, например, при $\alpha = 5^\circ$ модуль производной $dm_z/d\alpha$ больше, чем при $\alpha = -5^\circ$ на 10 %.

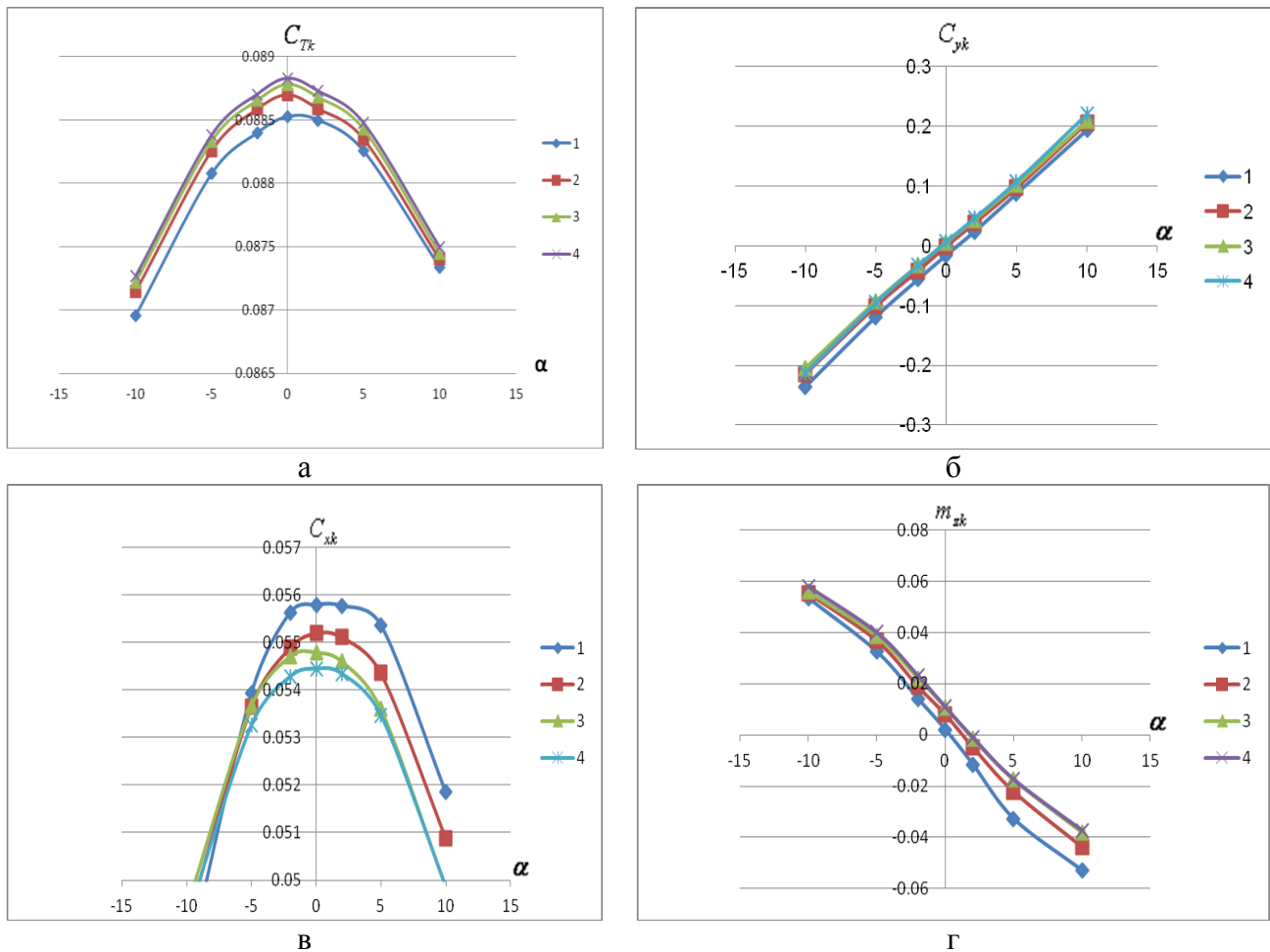


Рис. 5. Аэродинамические характеристики винтов и дирижабля без учета силы тяги работающих винтов: а – коэффициент тяги винтов; б – коэффициент нормальной силы дирижабля; в – коэффициент продольной силы дирижабля; г – коэффициент момента тангажа дирижабля; 1 – $H/D = 1,2$; 2 – $H/D = 1,69$; 3 – $H/D = 2,69$; 4 – вдали от экрана

При всех положительных углах атаки дирижабля приближение дирижабля к экрану приводит к уменьшению величины коэффициентов нормальной силы, росту величин коэффициентов продольной силы и модуля коэффициентов момента тангажа. При отрицательных углах атаки с приближением дирижабля к экрану модули коэффициентов нормальной силы растут, а коэффициенты момента тангажа уменьшаются. При $\alpha < 0$ поведение коэффициента продольной силы по углу атаки оказывается более сложным. На графиках рис. 5в видно, что при $\alpha > -5^\circ$ коэффициенты C_x с приближением к экрану растут, а при $\alpha < -5^\circ$ – уменьшаются.

Таким образом, анализ результатов выполненного численного решения позволяет сделать следующие выводы о влиянии работы движителя (воздушных винтов) и относительного расстояния H/D дирижабля от экрана (земной поверхности) на его аэродинамические характеристики:

- учет тяги винтов изменяет величины коэффициентов продольной силы и момента тангажа, но при малых углах атаки практически не влияет на величины коэффициентов нормальной силы дирижабля с работающими винтами, следовательно, коэффициенты нормальной силы можно определять без учета влияния работы винтов, например, по данным аэродинамического эксперимента с моделями дирижаблей вблизи подвижного экрана;

- в значения коэффициентов момента тангажа необходимо вносить соответствующие поправки на влияние винтов, причем при определении величин коэффициентов момента тангажа

достаточно учитывать их изменение, добавляя к моментам тангажа дирижабля без винтов момент тангажа, создаваемый тягой винтов;

– при вычислении величин коэффициентов продольной силы необходимо вносить в их величины найденные без учета тяги винтов интерференционные поправки, обусловленные влиянием работы винтов и образующихся за ними струй; эти поправки могут быть найдены, например, с помощью результатов численного эксперимента.

ЛИТЕРАТУРА

1. Броуде Б.Г. Аэродинамические исследования аэростата-крана: труды IV Чтений К.Э. Циолковского, секция Авиация и воздухоплавание. - М., 1971. - С. 30 – 40.
2. Кураев А.А., Саленко С.Д. Аэродинамика дирижабля вблизи поверхности земли: труды XIX Чтений К.Э. Циолковского, секция Авиация и воздухоплавание. - Калуга, 1984. - С. 65 – 71.
3. Семенчиков Н.В., Чжоу Цзяньхуа, Яковлевский О.В. Аэродинамические характеристики дирижабля в неравномерном потоке вблизи экрана // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2010. - № 151. - С. 55 – 62.
4. Разов А.А. Численный анализ эффективности расположения винта в вязком следе с помощью уравнений Навье - Стокса // Ученые записки ЦАГИ. - 2009. - Т. XL. - № 3.
5. Ле Куок Динь, Семенчиков Н.В., Чан Куанг Дык, Яковлевский О.В. Влияние струй от винтов на аэродинамические характеристики дирижабля вблизи экрана // Труды МАИ. - 2012. - № 52.
6. Бондарев Е.Н., Дубасов В.Т., Рыжов Ю.А. и др. Аэрогидромеханика. - М.: Машиностроение, 1993.
7. Юн А.А. Теория и практика моделирования турбулентных течений. - М.: Книжный дом "ЛИБРОКОМ", 2009.
8. Аэродинамика / под ред. В.Т. Калугина. - М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010.

THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A SOFT TYPE AIRSHIP NEAR TO A SCREEN IN VIEW OF A PROPELLER JETS INFLUENCE

Le Quoc Dinh, Dang Ngock Than, Semenchikov N.V., Yakovlevsky O.V.

The results of numerical research of a soft type airship aerodynamic characteristics in subsonic flow of viscous gas are received for the airship locating near to a screen and having the working propellers. The influence of propeller rotation and relative distance of the airship to the screen on values of its aerodynamic normal and longitudinal forces, and also pitching moment is shown at various airship angles of attack.

Key words: soft type airship, aerodynamic characteristics, influence of propeller rotation and the screen.

Сведения об авторах

Ле Куок Динь, 1983 г.р., окончил МАИ (НИУ) (2009), аспирант МАИ (НИУ), автор 10 научных работ, область научных интересов – аэродинамика летательных аппаратов.

Данг Нгок Тхань, 1968 г.р., кандидат технических наук, декан аэрокосмического факультета технического института им. Ле Куй Дона (Социалистическая Республика Вьетнам), автор более 20 научных работ, область научных интересов – аэродинамика и проектирование летательных аппаратов.

Семенчиков Николай Витальевич, 1941 г.р., окончил МАИ им. С. Орджоникидзе (1964), кандидат технических наук, профессор кафедры аэродинамики ЛА МАИ (НИУ), автор более 120 научных работ, область научных интересов – вихревые, струйные и отрывные течения, аэродинамика летательных аппаратов.

Яковлевский Олег Васильевич, 1932 г.р., окончил МФТИ (1955), кандидат технических наук, профессор кафедры аэродинамики ЛА МАИ (НИУ), автор более 130 научных работ, область научных интересов – турбулентные струйные течения, аэроакустика, аэродинамика летательных аппаратов и промышленная аэродинамика.

УДК 629.735

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ НЕСУЩЕГО И РУЛЕВОГО ВИНТОВ ВЕРТОЛЕТА НА ОСОБЫХ РЕЖИМАХ ПОЛЕТА

Ю.М. ИГНАТКИН, П.В. МАКЕЕВ, А.И. ШОМОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

Работа посвящена моделированию и исследованию аэродинамических характеристик комбинации несущего винта (НВ) и рулевого винта (РВ) вертолета классической одновинтовой схемы. Используется нелинейная лопастная вихревая модель винта со свободным диффундирующим вихревым следом, разработанная на кафедре проектирования вертолетов МАИ. Рассмотрен ряд особых режимов полета вертолета. Рассчитаны аэродинамические характеристики винтов.

Ключевые слова: численное исследование, интерференция, несущий винт, рулевой винт, особые режимы.

Вопросы обеспечения безопасности полета одновинтового вертолета с попаданием рулевого винта (РВ) в критические режимы работы, когда резко падает его тяга и эффективность как органа путевого управления, являются весьма актуальными, поскольку большой процент авиационных происшествий (АП) на вертолетах связан с ошибками экипажа при пилотировании вертолета в сложных ситуациях. Согласно представленному МАК [1] анализу АП на вертолетах за 2005–2010 гг. в гражданской авиации 73,5 % АП связано с ошибками экипажа. Европейская группа по безопасности полетов вертолетов в результате анализа АП выделила четыре ситуации, при попадании в которые летчики наиболее часто не смогли выбрать правильную стратегию управления:

- 1) дезориентация пилота в сложных метеорологических условиях;
- 2) попадание НВ в режим "вихревого кольца";
- 3) потеря эффективности РВ, включая его попадание в режим "вихревого кольца";
- 4) переворот вертолета при маневрировании на земле или вблизи препятствий.

Анализ сложных критических ситуаций резкого снижения эффективности работы РВ, полученных на основе результатов летных испытаний вертолетов, изложен в работах [2 – 6]. В работе [3] представлены результаты расчетно-экспериментальных исследований интерференции НВ и РВ, выполненных на основе полей индуктивных скоростей, замеренных в эксперименте в месте расположения РВ.

Расчетные исследования интерференции НВ и РВ стали возможны при определенном развитии вычислительной техники, а также при разработке нелинейных лопастных вихревых моделей винтов. Результаты первых отечественных исследований в этом направлении выполнены на базе нелинейной нестационарной лопастной вихревой модели винта, разработанной в ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского [7].

Интерференция НВ и РВ при малых поступательных скоростях горизонтального полета вертолета со скольжением связана с особенностями формирования вихревого следа за винтом, установленными как в результате экспериментальных [8 – 10], так и теоретических [7; 11; 12] исследований. М.Л. Миль и М.К. Сперанский на основе экспериментальных исследований, выполненных в аэродинамической трубе ЦАГИ [8], показали, что вихревая система НВ уже на малых скоростях полета преобразуется в систему, похожую на вихревую систему крыла, когда на краях образуются мощные вторичные вихревые жгуты. Формирование этих вихревых жгутов отмечено в работе В.Э. Баскина при расчете нелинейного вихревого следа за винтом [12]. В работе [11] определены основные параметры этих вторичных вихревых жгутов большой интенсивности для различных режимов работы винта. В частности, установлено, что углы наклона вихревых жгутов по

отношению к вектору скорости невозмущенного потока существенно меньше, чем углы наклона скошенного вихревого цилиндра в непосредственной близости от диска винта. Также установлено, что циркуляция этих вихревых жгутов интенсивно возрастает на малых скоростях полета и достигает максимума при относительной скорости $\tilde{V} \approx 1$ (соответствует $\mu \approx 0,05$ при $c_T \approx 0,01$), а затем, с ростом скорости, уменьшается (здесь $\tilde{V} = V/v_{yB}$, где v_{yB} – индуктивная скорость на режиме висения, вычисленная по теории идеального винта). Отмеченное свойство вихревой системы подтверждено результатами летных испытаний по визуализации вихревых систем вертолетов Ми-4 и Ми-8, выполненных в ЛИИ [10], а также результатами модельных экспериментальных исследований по замеру индуктивных скоростей в следе за винтом [9].

Данная статья посвящена численному исследованию индуктивного влияния нелинейного вихревого следа НВ на аэродинамические характеристики РВ на режиме крутого снижения НВ (когда НВ попадает в режим "вихревого кольца"), а также на режиме горизонтального полета вертолета с небольшими скоростями со скольжением. Численные исследования выполнены на основе программного комплекса, разработанного на базе нелинейной лопастной вихревой модели винта со свободным диффундирующим следом [13 – 15]. В качестве объекта исследования рассматривается модель комбинации НВ и РВ вертолета Ми-2 [16].

Расчетная модель несущего и рулевого винтов одновинтового вертолета

На рис. 1 показана расчетная модель комбинации несущего и рулевого винтов вертолета Ми-2 [16]. При проведении расчетов несущий винт моделировался с учетом колебаний лопастей относительно горизонтальных шарниров, а рулевой винт считался абсолютно жестким.

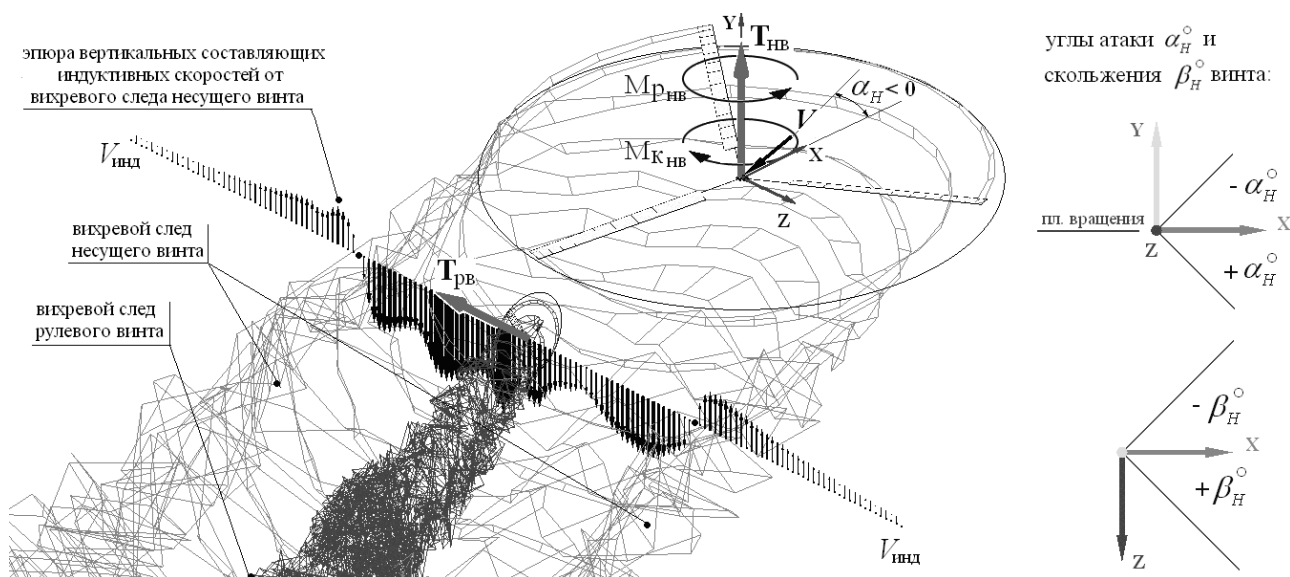


Рис. 1. Расчетная модель комбинации несущего и рулевого винтов

За время одного оборота РВ (360°) НВ проходит около 63° по азимуту. Таким образом, для совместного расчета двух винтов необходима увязка расчетного шага по времени, для чего в ходе расчета использовалось укрупнение сетки вихревого следа НВ. Для ускорения расчетов в случае совместного расчета винтов РВ начинал работу не с начала расчета, а с момента выхода НВ на устойчивый режим работы, когда за ним наблюдался устойчивый и протяженный вихревой след, а аэродинамические характеристики выходили "на полку". Далее производился совместный расчет комбинации винтов, который продолжался до получения достаточно протяженного вихревого следа от РВ, необходимого для анализа его аэродинамических характеристик (около 18 оборотов винта).

Расчет интерференции между НВ и РВ на режиме "вихревого кольца" НВ

Как показывает предварительный анализ векторного поля индуктивных скоростей, создаваемого НВ при работе на режиме "вихревого кольца", РВ может попасть в область неблагоприятного индуктивного влияния со стороны НВ [17].

На рис. 2а изображена картина обтекания изолированного НВ на режиме "вихревого кольца" (угол атаки винта $\alpha_n = 90^\circ$; скорость снижения $V_y = 7$ м/с) с помощью линий тока, построенных в плоскости, перпендикулярной плоскости вращения лопастей винта и проходящей через вал винта [17]. Видно, что РВ приближается к ядру "вихревого кольца" НВ, в котором наблюдается мощное циркуляционное вращение с окружной скоростью до 35 м/с. Мощность, потребляемая НВ в этом случае ($\alpha_n = 90^\circ$; $V_y = 7$ м/с), близка к максимальной. Воздействие со стороны вихревого следа НВ на РВ на этом режиме проявляется не только в наличии окружной составляющей скорости, которая уменьшает или увеличивает окружную скорость вращения лопастей РВ в зависимости от направления его вращения, но также осевой составляющей индуктивной скорости, направленной вдоль оси "вихревого кольца".

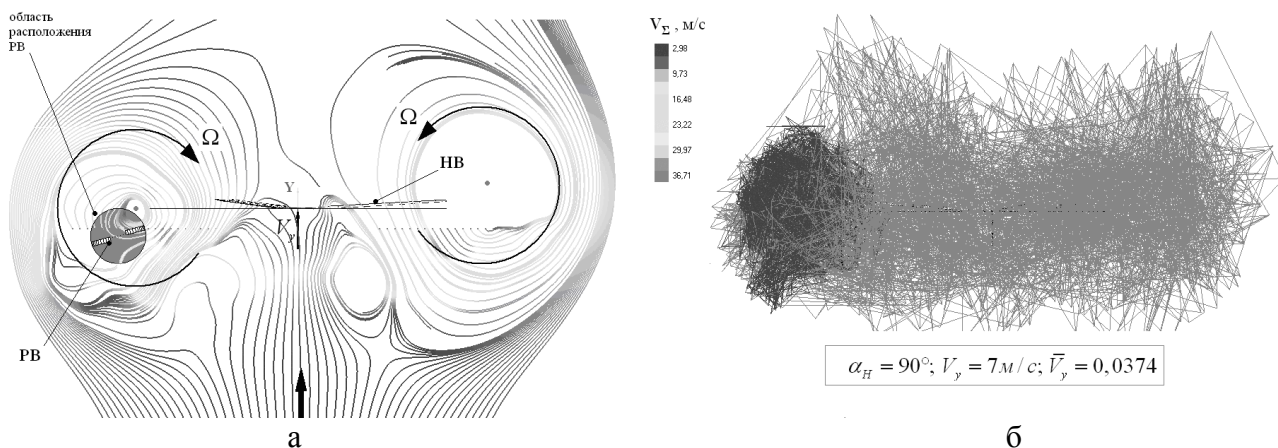


Рис. 2 а - линии тока в потоке, обтекающем изолированный несущий винт на режиме "вихревого кольца"; б - вихревой след несущего и рулевого винтов с учетом взаимной интерференции

При исследовании интерференции винтов сначала рассчитывался изолированный РВ и определялся угол установки его лопастей φ_7 , необходимый для обеспечения тяги, потребной для компенсации реактивного крутящего момента НВ, работающего на режиме "вихревого кольца". Затем при этом же значении угла φ_7 проводился совместный расчет НВ и РВ с учетом интерференции.

Форма вихревого следа НВ (светло-серый цвет) и РВ (темно-серый цвет), полученная на указанном режиме работы с учетом взаимной интерференции, представлена на рис. 2б. Видно, что вихревой след НВ оказывает значительное влияние на форму следа РВ.

На рис. 3 представлены зависимости тяги РВ от числа оборотов этого винта для случаев изолированной работы и работы с учетом интерференции (для двух направлений вращения РВ). Крутящий момент на данном режиме "вихревого кольца" НВ более чем на 50 % больше, чем на висении [17]. Потребная для уравнивания крутящего момента от НВ тяга РВ на данном режиме "вихревого кольца" НВ без учета интерференции составляет, как показали расчеты, около 324 кгс. Из графиков видно, что тяга РВ с учетом интерференции в среднем на 14 % меньше, чем для изолированного рулевого винта при равных значениях угла φ_7 при прямом направлении вращения РВ, когда верхняя лопасть движется вперед (вращение по часовой стрелке). При изменении направления вращения на обратное, когда верхняя лопасть движется назад (вращение против часовой стрелки), тяга РВ, напротив, становится на 8 % больше. Разница в тягах при различном направлении вращения РВ достигает 22 % (рис. 3).

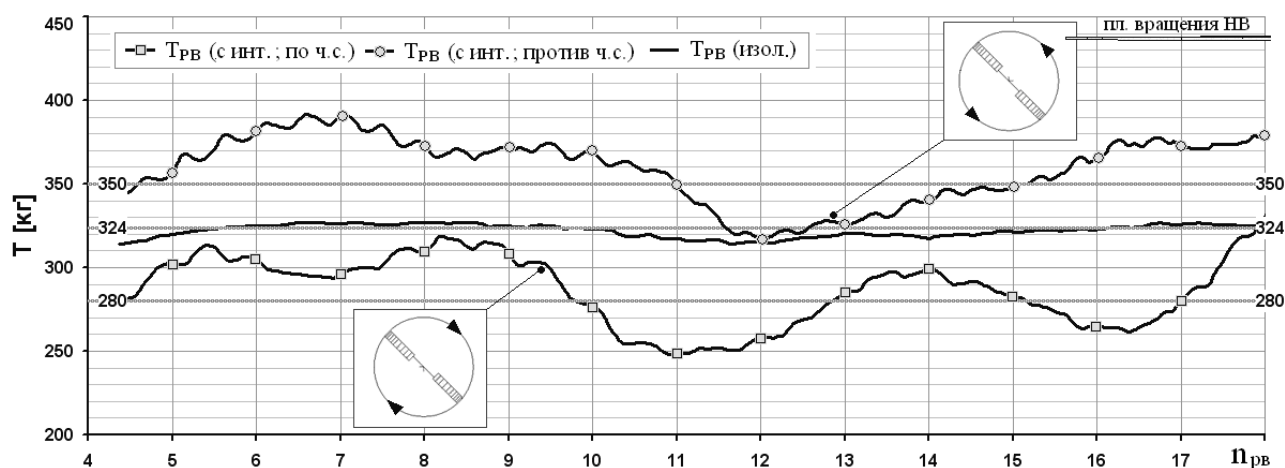


Рис. 3. Зависимость тяги изолированного РВ и РВ с учетом интерференции от НВ на режиме "вихревого кольца" ($\alpha_n = 90^\circ$; $V_y = 7$ м/с) от $n_{рв}$

Расчет интерференции между НВ и РВ на режиме горизонтального полета со скоростью $V = 10$ м/с со скольжением

На рис. 1 представлен вихревой след НВ на режиме горизонтального полета, показаны только вихри, сходящие с концевых частей лопастей. Хорошо видны мощные вторичные вихревые жгуты, в которые сворачиваются края вихревого следа. Из анализа эпюр вертикальных составляющих индуктивных скоростей от вихревого следа НВ можно судить о характере индуктивного воздействия вторичных вихревых жгутов НВ на РВ. Наблюдается небольшой восходящий поток во внешней части и интенсивный нисходящий поток во внутренней части (между жгутами). Непосредственно в районе вихревых жгутов этот поток при попадании в него РВ вызывает изменение окружной скорости вращения РВ. Также можно выделить мощный осевой индуктивный поток, направленный вдоль оси вихревого жгута, изменяющий суммарную скорость потока в направлении, перпендикулярном плоскости диска РВ.

Для расчета аэродинамических характеристик РВ с учетом интерференции НВ были выбраны угол скольжения $\beta_n = 0^\circ$, а также два угла скольжения $\beta_n = -50^\circ$; 50° , при которых РВ попадает непосредственно в зону левого или правого жгутов, соответственно. На рис. 4 показан вихревой след от НВ (светло-серый цвет) и РВ (темно-серый цвет), рассчитанный с учетом интерференции ($\beta_n = 0^\circ$). На рис. 5 представлены графики зависимости тяги РВ от числа его оборотов для случаев изолированного РВ и РВ с учетом интерференции при разных направлениях его вращения. Видно, что эффект интерференции оказывает положительный эффект на РВ, в обоих случаях увеличивая его тягу до 15 % при обратном направлении вращения РВ, и соответственно, уменьшая угол установки лопастей РВ, требуемый для компенсации реактивного момента от НВ. На рис. 6, 8 показан вихревой след от НВ и РВ, рассчитанный при $\beta_n = -50^\circ$ и $\beta_n = 50^\circ$. Вихревой след РВ с учетом интерференции значительно деформирован, что ведет к существенному изменению аэродинамических характеристик РВ и пульсациям тяги. На рис. 7, 9 представлены графики зависимости тяги РВ от $n_{рв}$ для случаев изолированного РВ и РВ с учетом интерференции при разном направлении вращения РВ. Видно, что при $\beta_n = -50^\circ$ интерференция оказывает отрицательный эффект на РВ, уменьшая его тягу на 22 % при прямом направлении вращения РВ. При изменении направления вращения этот эффект преодолевается, что дает уже прирост тяги до 14 %. Таким образом, разница в тягах при различном направлении вращения РВ достигает 36 %. При $\beta_n = 50^\circ$ тяга рулевого винта за счет эффекта интерференции увеличивается на 46 % при прямом направлении вращения РВ и на 26 % - при обратном направлении вращения РВ.

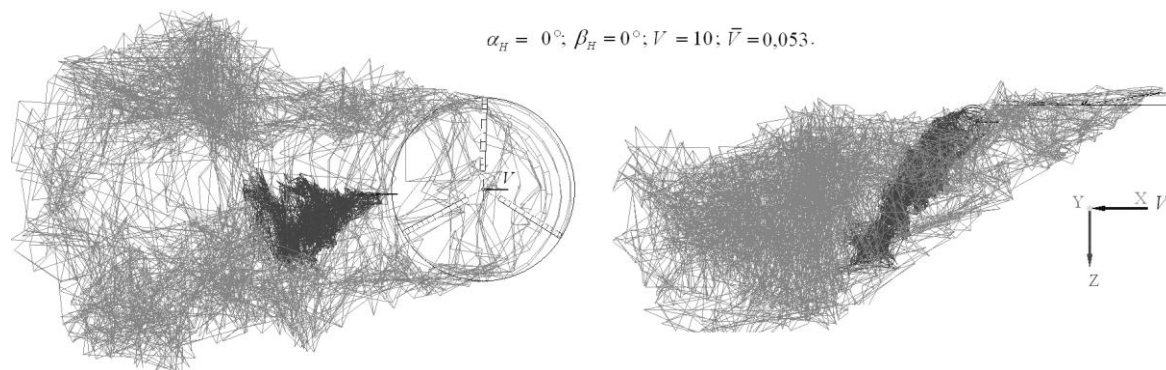


Рис. 4. Вихревой след НВ и РВ с учетом интерференции ($\alpha_H = 0^\circ; \beta_H = 0^\circ; V = 10$ м/с)

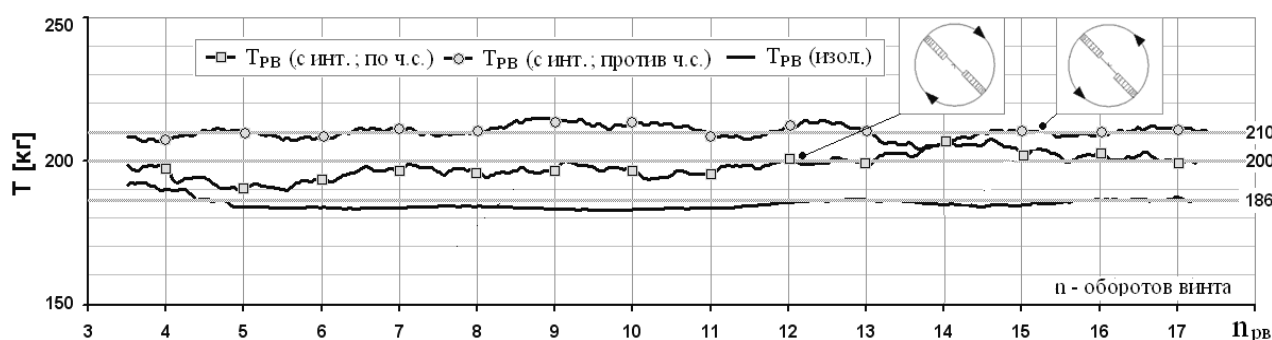


Рис. 5. Зависимость тяги изолированного РВ и РВ с учетом интерференции со стороны НВ ($\alpha_H = 0^\circ; \beta_H = 0^\circ; V = 10$ м/с)

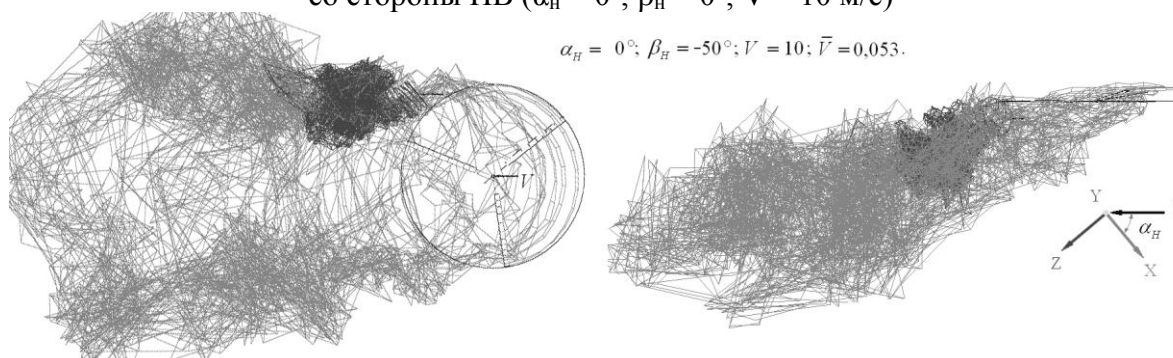


Рис. 6. Вихревой след НВ и РВ с учетом интерференции ($\alpha_H = 0^\circ; \beta_H = -50^\circ; V = 10$ м/с)

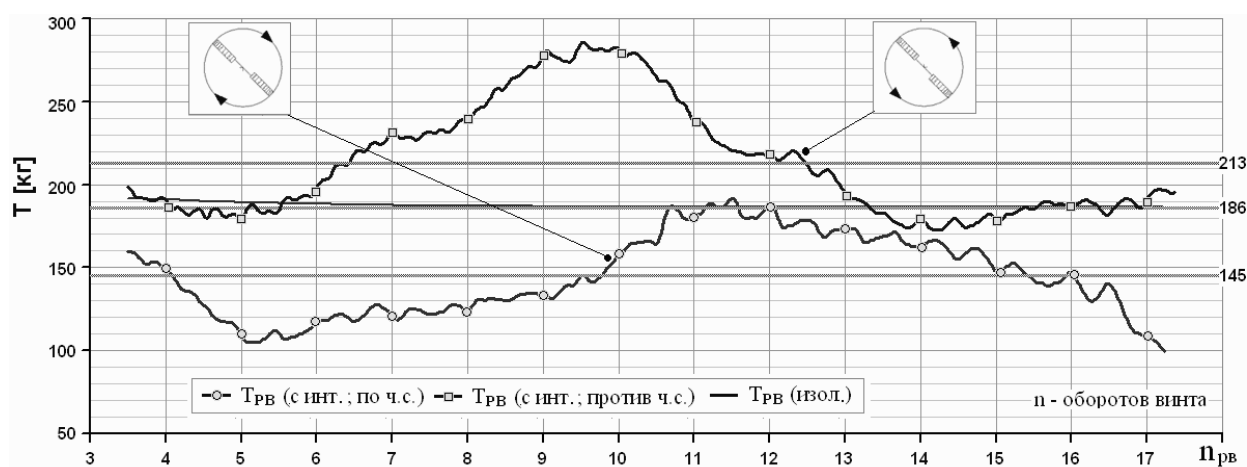


Рис. 7. Зависимость тяги изолированного РВ и РВ с учетом интерференции со стороны НВ ($\alpha_H = 0^\circ; \beta_H = -50^\circ; V = 10$ м/с)

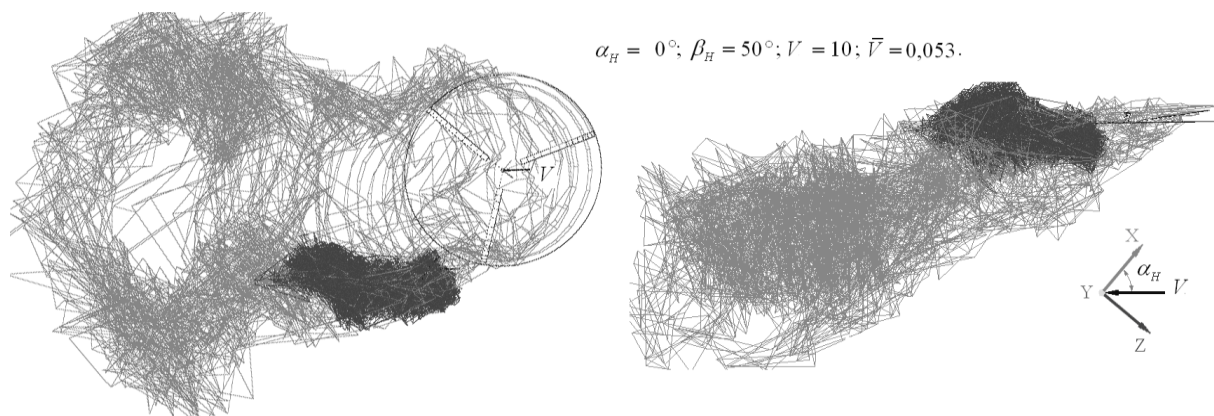


Рис. 8. Вихревой след НВ и РВ с учетом интерференции ($\alpha_H = 0^\circ; \beta_H = 50^\circ; V = 10$ м/с)

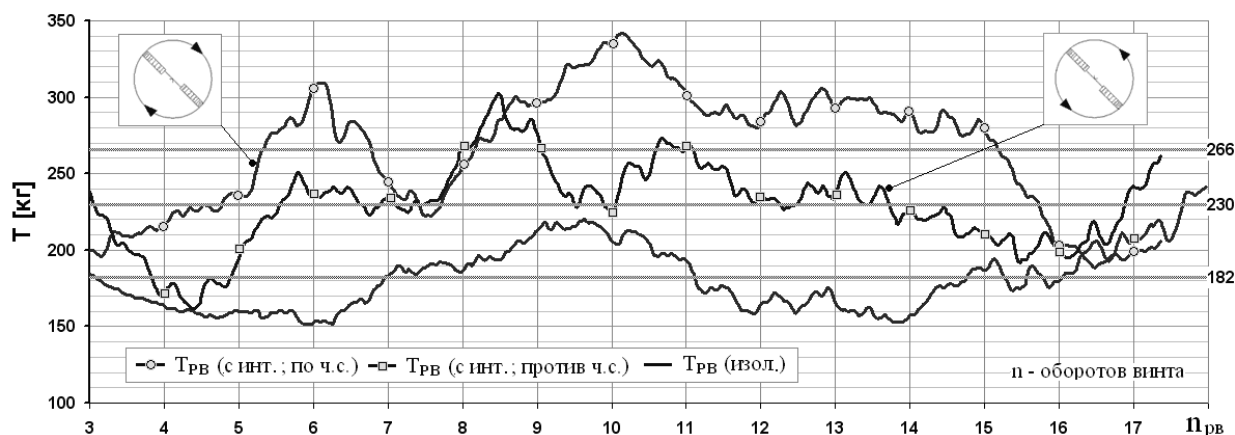


Рис. 9. Зависимость тяги изолированного РВ и РВ с учетом интерференции со стороны НВ ($\alpha_H = 0^\circ; \beta_H = 50^\circ; V = 10$ м/с)

Выводы

На базе нелинейной лопастной вихревой модели винта со свободным диффундирующим вихревым следом разработан метод совместного расчета аэродинамических характеристик НВ и РВ с учетом их интерференции.

В статье рассмотрены особые режимы полета вертолета, когда индуктивное воздействие НВ на РВ проявляется в значительной степени: режим отвесного снижения, когда НВ попадает в режим вихревого кольца, а РВ находится практически в ядре вихревого "бублика" ($V_y = 7$ м/с, $\alpha_H = 90^\circ$), и режимы горизонтального полета со снижением ($V = 10$ м/с, $\alpha_H = 90^\circ$, $\beta_H = -50^\circ; 0^\circ; 50^\circ$).

Расчеты выполнены для двух направлений вращения РВ – прямого (против часовой стрелки), когда верхняя лопасть движется назад, и обратного (по часовой стрелке), когда верхняя лопасть движется вперед.

Установлено, что на режиме вихревого кольца НВ ($V_y = 7$ м/с, $\alpha_H = 90^\circ$) при прямом направлении вращения РВ его тяга увеличивается на 8 %, а при обратном направлении вращения РВ тяга уменьшается на 14 % по сравнению с тягой изолированного винта на этом же режиме работы.

В горизонтальном полете ($V = 10$ м/с, $\alpha_H = 90^\circ$) при $\beta_H = 50^\circ$ при прямом направлении вращения РВ его тяга возрастает на 46 % и на 26 % при обратном направлении вращения в сравнении с тягой изолированного РВ на том же режиме работы. При отрицательных углах скольжения $\beta_H = -50^\circ$ тяга РВ при прямом вращении увеличивается на 14 %, а при обратном уменьшается на 22 % по сравнению с его тягой при изолированной работе. При $\beta_H = 0^\circ$ индуктивное воздействие НВ на РВ приводит к увеличению тяги последнего при обоих направлениях вращения (до 13 % при прямом направлении вращения) по сравнению с тягой изолированного винта.

Во всех рассмотренных случаях воздействие РВ на НВ проявляется незначительно.

Разработанный расчетный метод позволяет рассчитать области режимов полета, где неблагоприятное воздействие НВ на РВ проявляется в наибольшей степени, и может привести к неуправляемому вращению вертолета.

Исследование выполнено при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (соглашение 14.B37.21.1836).

ЛИТЕРАТУРА

1. Шибяев В., Фаворова Т., Аполлонов Д. Тренировки пилотов в расширенной области параметров движения воздушного судна как залог безопасности полетов // Аэрокосмический курьер. - 2011. - № 5. - С 48 – 49.
2. Браверманн А.С., Вайнтриб А.П. Динамика полета // Предельные режимы полета. - М.: Машиностроение, 1988.
3. Анимица В.А., Головкин В.А., Крайнов М.В., Новак В.Н., Тарасов Н.Н., Щеглова В.М. Расчетно-экспериментальные исследования влияния полей индуктивных скоростей за несущим винтом на аэродинамические характеристики рулевого винта на малых скоростях полета вертолета: труды 6-го форума Российского вертолетного общества. - М., 2004. - С. 49 – 64.
4. Анимица В.А., Леонтьев В.А. О "самопроизвольном" вращении одновинтовых вертолетов // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2012. - № 172. - С. 96 – 102.
5. Володко А.М. Безопасность полета вертолетов. - М.: Транспорт, 1981.
6. Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А. Практическая аэродинамика вертолета. - М.: Воениздат, 1980.
7. Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Ништ М.И. Исследование на ЭВМ аэродинамических и упругих характеристик винтов вертолета. - М.: Машиностроение, 1992.
8. Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверманн А.С., Гродко Л.Н., Лейканд М.А. Вертолеты // Расчет и проектирование // Аэродинамика. - М.: Машиностроение, 1966. - Т 1.
9. Heyson H.H., Katzoff S. Induced Velocities Near a Lifting Rotor with No uniform Disc Loading. NASA Report 1319. 1957.
10. Бутов В.П. Структура, геометрия и интенсивность спутного вихревого следа несущих винтов одновинтовых и соосных вертолетов в реальных условиях полета: труды 4-го форума Российского вертолетного общества. - М., 2000. - С 19 - 34.
11. Шайдаков В.И., Игнаткин Ю.М. Методы расчета индуктивных скоростей за пределами диска несущего винта вертолета на базе приближенной модели вихревого следа // Аэродинамика крыла и корпуса летательного аппарата. - М.: МАИ, 1982.
12. Баскин В.Э., Вильдгрубе Л.С., Вожаев Е.С., Майкапар Г.И. Теория несущего винта. - М.: Машиностроение, 1973.
13. Игнаткин Ю.М., Гревцов Б.С., Макеев П.В., Шомов А.И. Метод расчета аэродинамических характеристик несущих винтов вертолета на режимах осевого и косоугольного обтекания на основе нелинейной лопастной вихревой модели: труды 8-го форума Российского вертолетного общества. - М., 2008. - С. 53 – 72.
14. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Исследование аэродинамических характеристик несущего винта вертолета на режиме "вихревое кольцо" на базе нелинейной лопастной вихревой теории // Вестник МАИ. - 2009. - Т. 16. - № 6. - С. 11 – 15.
15. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Программный комплекс для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолетов на базе нелинейной лопастной вихревой теории // Труды МАИ. - 2010. - № 38.
16. Зозуля В.Б. и др. Практическая аэродинамика вертолета Ми-2. - М.: Воздушный транспорт, 1984.
17. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И., Константинов С.Г. Моделирование режима "вихревое кольцо" несущего винта вертолета на базе нелинейной вихревой модели и методов CFD // Труды МАИ. - 2012. - № 59. - С. 1 – 20 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy>.

COMPUTATIONAL MODELING OF AERODYNAMIC INTERFERENCE OF HELICOPTER MAIN AND TAIL ROTORS AT THE SPECIAL FLIGHT REGIMES

Ignatkin Y.M., Makeev P.V., Shomov A.I.

This article is concentrated on modeling and researching of aerodynamic characteristics of main and tail rotors' combination of a single-rotor helicopter scheme. Non-linear free wake vortical model with diffusion of free wake is used. The model is constructed on the base of Helicopter Design Faculty, MAI. There was analyzed a number of special flight regimes of a helicopter. There were counted aerodynamic characteristics of rotors.

Key words: computational modeling, interference, main rotor, tail rotor, special flight regimes.

Сведения об авторах

Игнаткин Юрий Михайлович, 1941 г.р., окончил МАИ (1964), кандидат технических наук, заведующий кафедрой проектирования вертолетов МАИ, автор более 100 научных работ, область научных интересов – аэродинамика вертолета.

Макеев Павел Вячеславович, 1984 г.р., окончил МАИ (2007), кандидат технических наук, доцент кафедры проектирования вертолетов МАИ, автор более 20 научных работ, область научных интересов – аэродинамика вертолета.

Шомов Александр Иванович, 1983 г.р., окончил МАИ (2007), аспирант МАИ, автор более 20 научных работ, область научных интересов – аэродинамика вертолета.

УДК 629.735.45.015

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ХВОСТОВОЙ БАЛКИ ВЕРТОЛЕТА С ГРЕБНЕМ

В.А. ИВЧИН, В.Г. СУДАКОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

Рассматриваются возможности применения и оценка эффективности установки аэродинамического гребня на хвостовой балке вертолетов марки Ми. На основе методов вычислительной аэродинамики (CFD) проводится исследование по определению аэродинамических эффектов от положения аэродинамического гребня на хвостовой балке цилиндрического сечения и производится оценка постоянных и переменных сил, действующих в зависимости от углового положения гребня.

Ключевые слова: вычислительный эксперимент, характеристики, хвостовая балка вертолета с гребнем.

Введение

Одним из основных методов решения вопроса парирования реактивного момента на одновинтовых вертолетах является применение хвостовых винтов. Однако в ряде обстоятельств может возникнуть недостаток тяги винтов, который может привести к аварийным ситуациям. Наиболее тяжелым режимом полета, с точки зрения нагружения хвостового винта, является режим висения, так как на режимах поступательного полета можно использовать вертикальное оперение для парирования реактивного момента несущего винта вертолета. На режиме висения воздушный поток от несущего винта является наиболее интенсивным, и хвостовая балка одновинтового вертолета находится непосредственно в зоне этого потока. В связи с этим появилась идея использовать обтекание хвостовой балки потоком несущего винта для создания дополнительной аэродинамической силы, которая позволит разгрузить рулевой винт для компенсации реактивного момента.

Первое упоминание, что проблему малого запаса по путевой устойчивости удастся решить с помощью установки спойлера, по-видимому, сделано в 1975 г. в работе [1]. В 1978 г. данный недостаток был отмечен на вертолетах YAH-64 [2]. Во время боевых действий на Фолклендских островах (1982 г.) на вертолетах Westland Sea King при неблагоприятных условиях (максимальная взлетная масса и порывистый ветер) не хватало мощности рулевого винта и было затруднено путевое управление вертолетом. Проблема была решена установкой пластины вдоль хвостовой балки на эти вертолеты. Результаты этой работы приведены в [3]. Brocklehurst [3] показал эффективность простой модификации, которая вызывает ранний отрыв потока и препятствует созданию большой подъемной силы у профиля хвостовой балки. При этом небольшая (5 % – 10 % характерного размера балки) металлическая пластина (спойлер), размещенная на левой стороне балки близко к гаргроту (рис. 1), вызывала отрыв и уменьшала силу, действующую влево. В русскоязычной литературе для этого употребляется термин "аэродинамический гребень" (АГ), а в иностранной – термин "strake". Пример установки АГ на вертолет Sea King показан на рис. 2.

В 2004 г. с помощью современной техники измерения и визуализации потока в аэродинамической трубе (АДТ) были проведены экспериментальные исследования модели данной хвостовой балки [4]. Исследовалась двумерная конфигурация (рис. 3) в однородном потоке трубы. На рис. 4, 5, заимствованных из [4], показаны измеренные коэффициенты подъемной силы (перпендикулярно модели) и сопротивления (параллельно модели), соответственно.

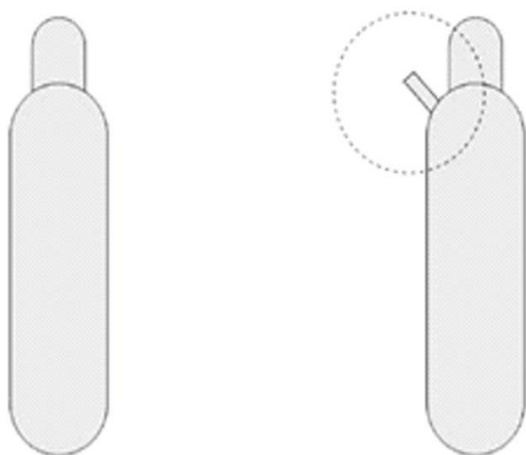


Рис. 1



Рис. 2

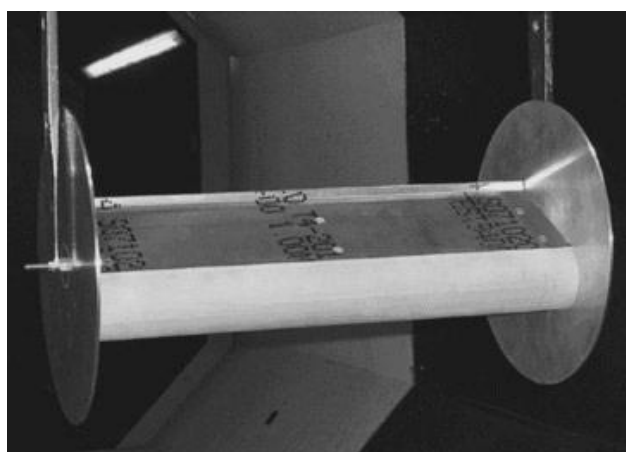


Рис. 3

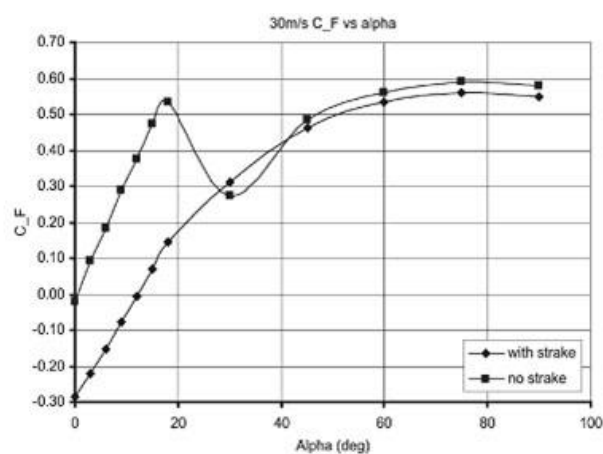


Рис. 4

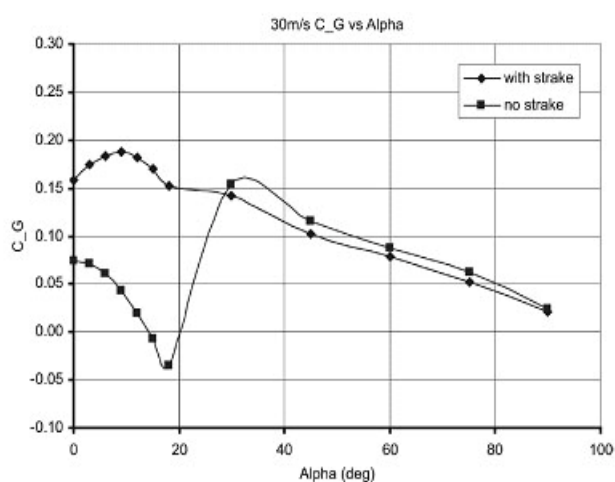


Рис. 5

На рис. 4 представлены графики коэффициента подъемной силы хвостовой балки (перпендикулярно модели) при наличии и без АГ, а на рис. 5 — коэффициенты сопротивления хвостовой балки (параллельно модели) при наличии и без АГ. На рис. 4 хорошо видно влияние установки АГ на подъемную силу профиля для углов атаки до 30°. Аномальное поведение коэффициента сопротивления при малых углах атаки вызвано взаимодействием обтекания гаргрота и хвостовой балки. Данные исследования подтвердили, что установка АГ в левой верхней части хвостовой балки создает ранний срыв потока, уменьшает подъемную силу балки (направленную влево) при малых боковых скоростях и улучшает путевое управление.

В середине 80-х гг. в NASA были начаты систематические исследования различных форм хвостовых балок и АГ для улучшения путевого управления на режиме висения и при полете на малых скоростях.

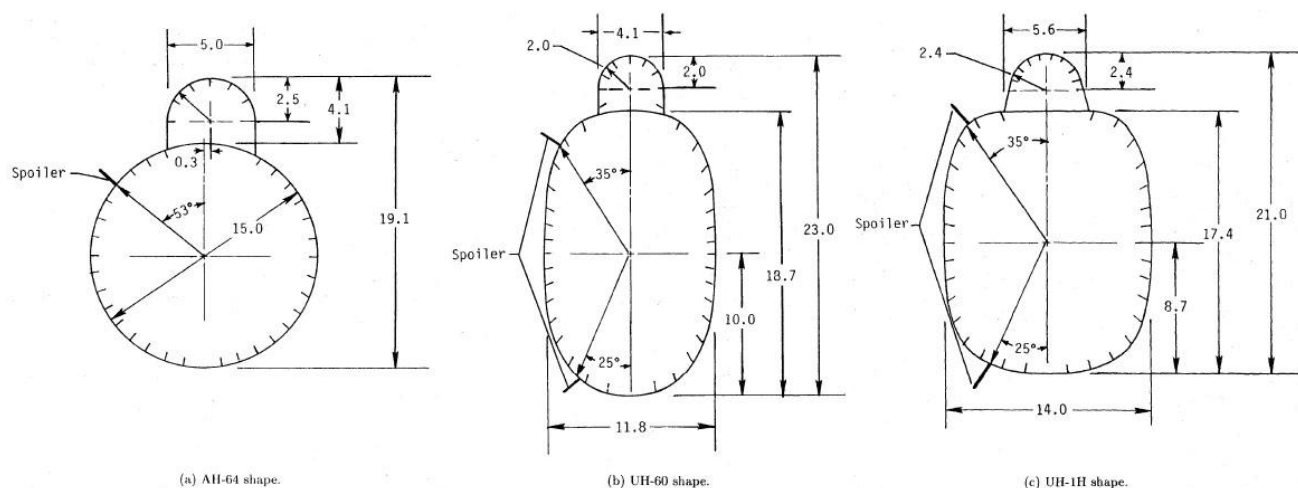


Рис. 6

В центре Лэнгли [5] (1986 г.) были проведены испытания трех репрезентативных хвостовых балок вертолетов АН-64, УН-60 и УН-1Н. Были получены силы и распределения давления, действующие на двумерные модели балок данных вертолетов, в широком диапазоне углов атаки (от -45° до 90°) и скорости набегающего потока. При этом использовались крупномасштабные модели (50 % для АН-64, УН-60 и 82 % для УН-1Н) балок с поперечным сечением, взятым на 80 % радиуса несущего винта (это положение примерно соответствует максимальной скорости в следе за несущим винтом на режиме висения). Формы хвостовых балок и соответствующие им системы координат показаны на рис. 6. Все они показали снижение потребляемой рулевым винтом мощности и положения педали управления на 10 % – 15 %.

Появление современных методов расчета аэродинамики на базе решения уравнений Навье-Стокса позволили проводить вычислительные эксперименты по оценке влияния на аэродинамические характеристики хвостовых балок с АГ [2].

В настоящей работе представлены результаты вычислительного эксперимента по исследованию нестационарного обтекания цилиндрической балки с одним установленным аэродинамическим гребнем. Задача решалась в рамках уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу.

Геометрия модели и расчетная сетка

Для решения поставленной задачи были исследованы различные конфигурации балок. Сначала были проведены расчеты цилиндрической балки без гребней, т.е. поперечное обтекание цилиндра. Диаметр цилиндра составлял $d = 1$ м. Затем на балку была добавлена бесконечно тонкая пластина высотой $0,05 \cdot d$. При этом пластина (АГ) направлена по нормали к поверхности цилиндра и расположена в различных положениях по азимуту балки. Исследовано обтекание цилиндра с одним АГ, расположенным от 0° до 180° с шагом 10° (отсчитывается от вертикали), поскольку принимается гипотеза о симметрии обтекании при расположении АГ в диапазоне 180° до 360° . Геометрии балки с АГ показаны на рис. 7.

Для данной конфигурации была создана многоблочная структурированная расчетная сетка. Применение многоблочной сетки определяется необходимостью создания более мелких ячеек в местах, где течение является определяющим на все результаты расчетов. Поэтому каждый блок расчетной сетки имеет собственное структурирование с соответствующей густотой сетки и ее размерами. На рис. 8 показана блочная схема, которая состоит из 10 блоков. Полная схема сетки во всей расчетной области состоит из 65 тысяч ячеек и показана на рис. 9. Вдоль поверхности хвостовой балки расположено 340 ячеек расчетной сетки.

Численно решались уравнения Навье-Стокса, осредненные по Рейнольдсу (RANS – Reynolds Averaged Navier-Stokes) для несжимаемой жидкости. Эти уравнения замыкались с помощью однопараметрической модели турбулентности Спалара-Аллараса. Исследовался режим обтекания, при котором число Рейнольдса, посчитанное по диаметру цилиндра и параметрам набегающего потока $Re = 0,96 \cdot 10^6$. При этом в расчетах использовалась скорость набегающего потока 14 м/с, а отношение коэффициентов турбулентной вязкости к ламинарной на входной границе составляло $\mu_t/\mu = 10$.

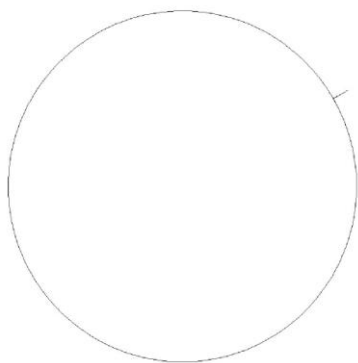


Рис. 7

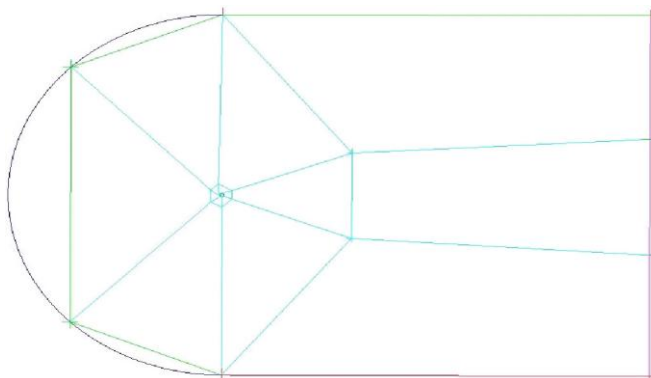


Рис. 8

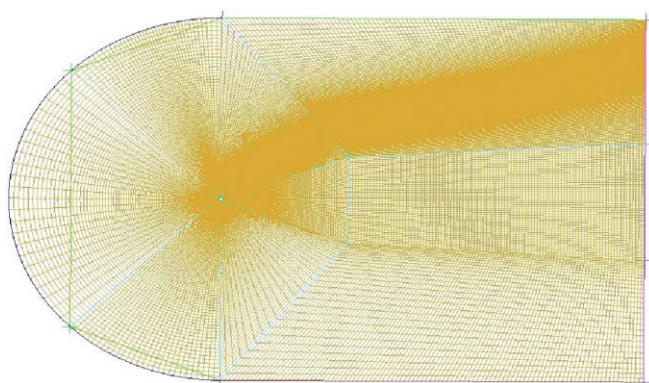


Рис. 9

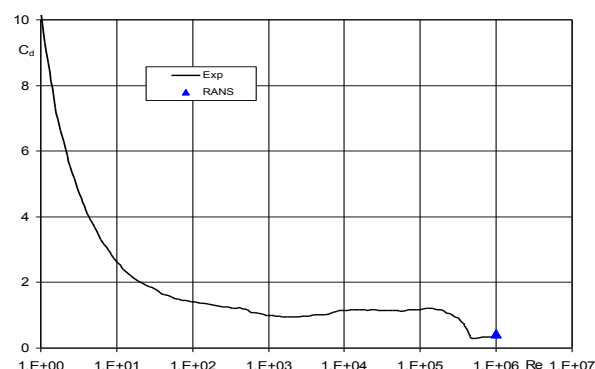


Рис. 10

На внешней границе расчетной области ставились условия набегающего потока совместно с растяжением ячеек расчетной сетки по направлению к этой границе. Кроме того, внешняя граница была отодвинута от профиля на 50 диаметров цилиндра вверх по потоку и вбок и на 100 диаметров вниз по потоку, чтобы не вносить возмущения в рассчитанные аэродинамические характеристики. Положение ламинарно-турбулентного перехода не фиксировалось. Аэродинамические характеристики отнесены к диаметру цилиндра. Течение около цилиндра нестационарное, в следе за цилиндром образуется дорожка Кармана. Поэтому задача решалась в нестационарной постановке с шагом по времени $5 \cdot 10^{-4}$ с.

Результаты расчета

Сначала были проведены расчеты обтекания цилиндра без АГ. Эта задача является классическим примером течения около плохообтекаемого тела. Коэффициент сопротивления цилиндра в несжимаемой жидкости в зависимости от числа Рейнольдса, измеренный экспериментально, показан на рис. 10. Маркером отмечена точка, полученная расчетом в данной работе. Видна хорошая сходимость результатов расчета с экспериментом.

На рис. 11 показан пример обтекания цилиндрической балки, где приведено поле скоростей в один из моментов времени. Для цилиндрической балки разрежение из-за разгона потока с бо-

ков примерно одинаково. На рис. 12 – 15 показаны результаты расчетов хвостовой балки с АГ, установленным под углами 50° и 140° . При установке АГ в верхней четверти балки (рис. 12 – 13) характер обтекания существенно изменяется. В этом случае разрежения со стороны АГ практически не наблюдается, т.к. АГ вызывает отрыв потока. На рис. 12 показано поле скорости около цилиндрической балки, а на рис. 13 – поле давления около цилиндрической балки с АГ. Таким образом, давление со стороны АГ больше, чем в случае его отсутствия, и возникает сила, направленная влево.

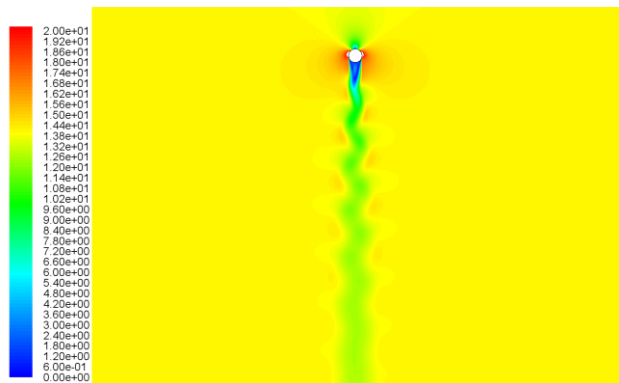


Рис. 11

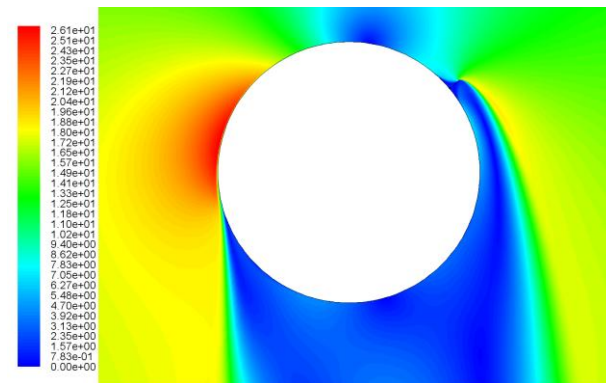


Рис. 12

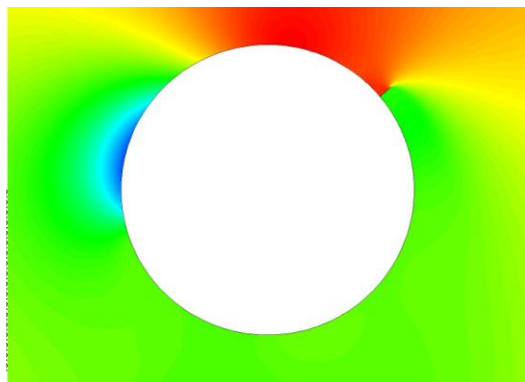


Рис. 13

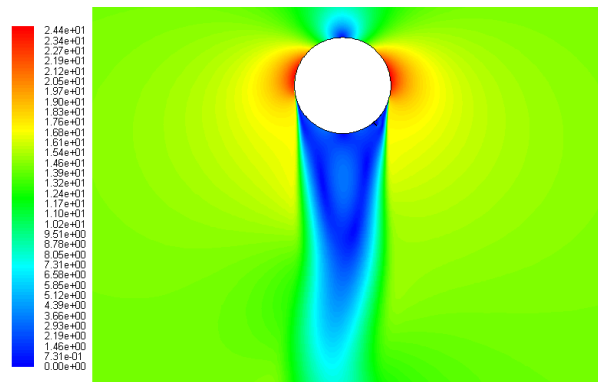


Рис. 14

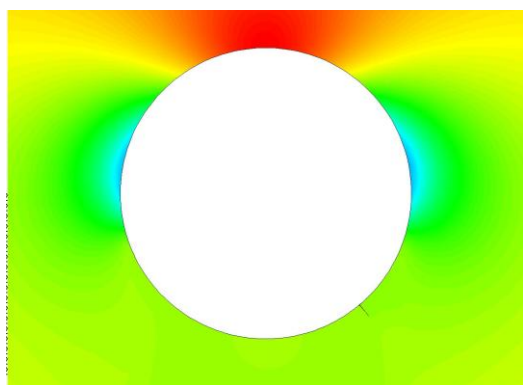


Рис. 15

На рис. 14, 15 показаны результаты расчетов хвостовой балки с АГ, установленным под углами 50° и 140° . На рис. 14 показано поле скорости около цилиндрической балки, а на рис. 15 показано поле давления около цилиндрической балки с АГ. В случае, когда АГ установлен на 140° , эффект практически аналогичен для балки без гребня. АГ находится в области отрыва, который происходит до места установки АГ. Поэтому разгон потока с обеих сторон балки примерно одинаков, и разрежение с обеих сторон балки тоже примерно одинаково, и влияние АГ практически отсутствует.

На рис. 16 представлены результаты расчетов для двух вариантов установки АГ на хвостовой балке (50° и 140°) в виде графиков изменения давления на поверхности балки в зависимости от углового положения расчетной точки. Левый график показывает распределение давления для гребня под углом, равным 50° , а правый – под углом 140° . Данные результаты соответствуют мгновенным величинам в заданный момент времени.

Для иллюстрации нестационарности процесса на рис. 17 приведено распределение изменения коэффициента сопротивления c_x и боковой силы c_y хвостовой балки с установленным АГ под углом 50° . При этом положительное направление боковой силы – вправо, а положительное направление силы сопротивления – вниз. Из графиков рис. 17 видно, что через 4 с происходит установление процесса обтекания в виде изменения величины аэродинамических коэффициентов хвостовой балки с постоянной частотой и амплитудой.

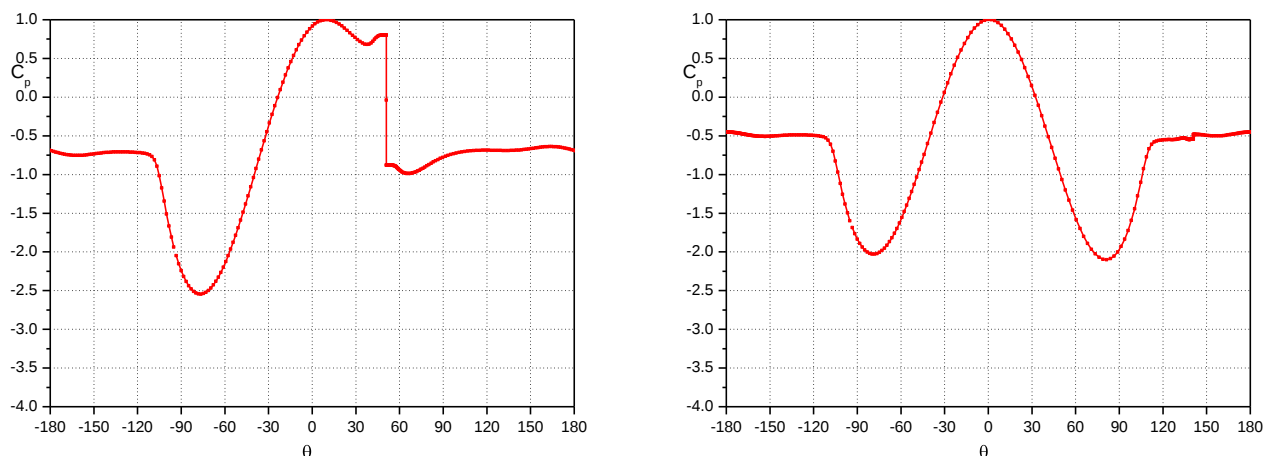


Рис. 16

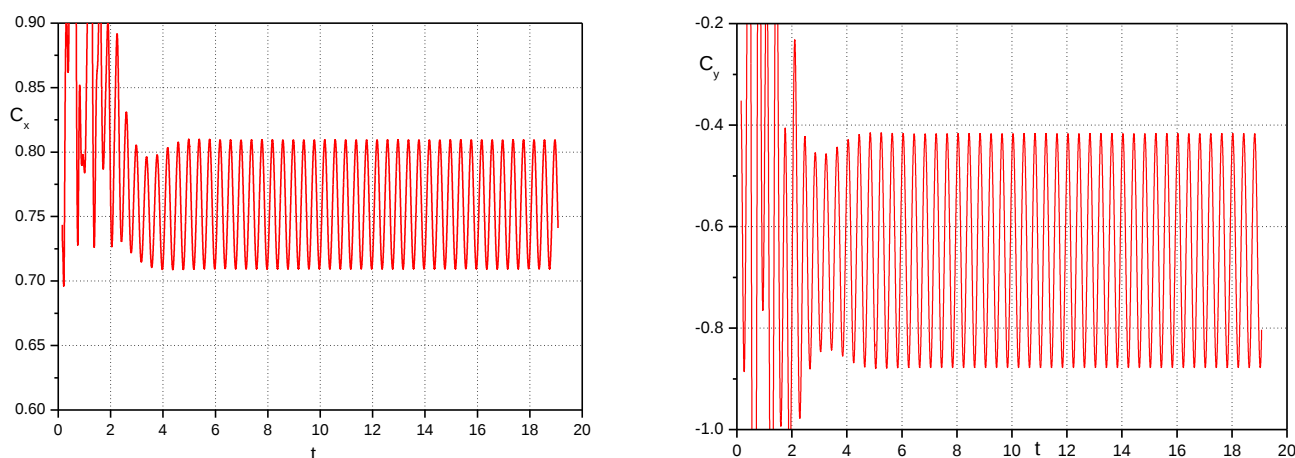


Рис. 17

Вычисленные средние величины аэродинамических коэффициентов c_x и c_y после процесса установления для каждого расчетного положения АГ были затем представлены в виде графиков (рис. 18).

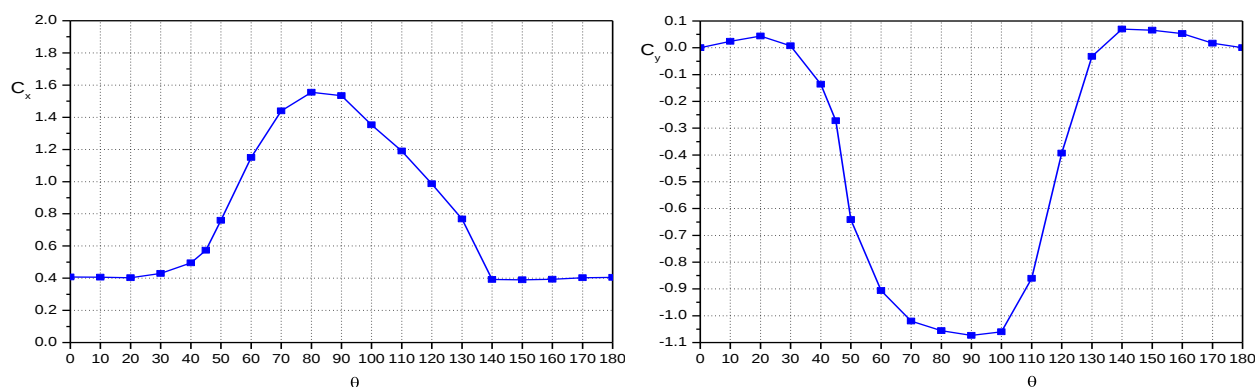


Рис. 18

Отметим, что силы давления и трения посчитаны по всей поверхности балки, включая АГ, а приведенные на рис. 16 коэффициенты давления визуализируют только давление на цилиндрической части. Значение силы для случая цилиндрической балки без АГ близко к случаю установки АГ на 0° .

При углах установки АГ до 30° сопротивление балки меняется слабо, а небольшая боковая сила направлена вправо. При увеличении угла установки АГ до $\theta = 90^\circ$ сопротивление значительно растет, увеличиваясь почти в 4 раза. Увеличивается и боковая сила, направленная влево, достигая максимума при $\theta = 90^\circ$. При дальнейшем увеличении углового положения АГ сопротивление и боковая сила начинают уменьшаться. При углах $\theta > 140^\circ$ сопротивление практически сравнивается по величине с сопротивлением балки с АГ при $\theta = 0^\circ$, а боковая сила при этом мала и направлена вправо.

Таким образом, наибольшая боковая сила получается при установке АГ в положении $\theta \approx 90^\circ$. При этом сила направлена влево, а АГ был установлен справа. В этом же положении балка имеет максимальное сопротивление.

Другой важной характеристикой нестационарного обтекания балки является амплитуда колебаний коэффициентов сил на балке. Эти величины характеризуют нестационарные нагрузки на балку. На рис. 19 представлены результаты расчетов амплитуд переменных сил, возникающих на хвостовой балке с гребнем, в зависимости от углового положения АГ. При угле установки АГ $\theta = 90^\circ$ колебания силы сопротивления достигают 50 %, а колебания боковой силы – до 200 % от средней величины. Видно, что происходят значительные колебания сил, действующих на балку, которые необходимо учитывать при конструировании. Величина колебаний сил для случая цилиндрической балки без АГ близка к случаю установки АГ на 0° . Более подробные результаты вычислительного эксперимента с хвостовой балкой с гребнем представлены в работе [6].

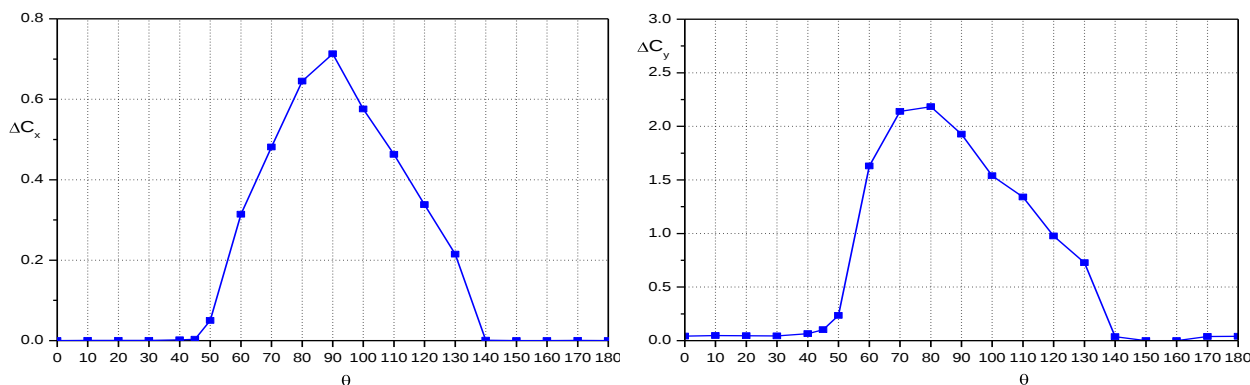


Рис. 19

Выводы

1. В настоящей работе выполнено численное моделирование обтекания цилиндрической балки с одним установленным АГ (угол установки варьировался от 0° до 180°) на основе решения уравнения Рейнольдса в нестационарной постановке.
2. Проведенные исследования показали, что установка АГ на угле 90° приводит к максимальному выигрышу в боковой силе, однако при этом значительно (до 4 раз) увеличивается сопротивление балки потоку от несущего винта, что приведет к увеличению его мощности.
3. Проведенные исследования показали, что установка АГ приведет к возрастанию переменных нагрузок, действующих на хвостовую балку с АГ.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Wilson J.C.** Rotorcraft Low-Speed Download Drag Definition and Its Reduction // 31st Annual Forum of the American Helicopter Society, May 14-15, 1975.
2. **Kazemifar F., Molai M., Firoozabadi B., Ahmadi G.** A numerical study of geometrical effects on the Strouhal number of a circular cylinder // Proceedings of IMECE2008, ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, October 31-November 6, 2008, Boston, Massachusetts, USA.
3. **Brocklehurst A.** A Significant Improvement to the Low Speed Yaw Control of the Sea King Using a Tail Boom Strake // 11th European Rotorcraft Forum, City University, London, UK, 1985.
4. **Adams M., Newman S.** The tail boom strake // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2004. V. 76. No 2. P. 143–159.
5. **Lockwood R.A., Kelly W.A., Cason R.W.** Flight Characteristics Test of the UH-60A With Tail Boom Mounted Strake // US Army Aviation Engineering Flight Activity, AD-A180 791, October 1986.
6. **Ивчин В.А., Судаков В.Г.** Математическое моделирование обтекания хвостовой балки вертолета с аэродинамическим гробом: труды 9-го форума Российского вертолетного общества. - М.: МАИ, 2010.

COMPUTING EXPERIMENT BY DEFINITION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A CYLINDRICAL BEAM WITH A STRAKE

Ivchin V.A., Sudakov V.G.

On the basis of methods of computing aerodynamics (CFD) research by definition of aerodynamic effects from the strake on a tail boom of cylindrical section is conducted and the estimation of the constants and variable forces operational depending on the strake angular rule.

Key words: computing experiment, characteristics, cylindrical beam with a strake.

Сведения об авторах

Ивчин Валерий Андреевич, 1951 г.р., окончил МАИ (1974), кандидат технических наук, начальник отдела аэродинамики и динамики вертолета ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля", автор более 60 научных работ, область научных интересов – аэродинамика и динамика несущих винтов, динамика вертолета, математическое моделирование вертолета на пилотажных стендах, экспериментальные исследования аэродинамики винтов вертолета.

Судаков Виталий Георгиевич 1975 г.р., окончил МФТИ (2000), кандидат физико-математических наук, инженер 1 категории отдела аэродинамики и динамики вертолета ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля", автор более 30 научных работ, область научных интересов – внешняя аэродинамика, численные методы решения уравнения Навье-Стокса.

УДК 629.735.45.015

РЕЗУЛЬТАТЫ ПЕРВОГО ЭТАПА ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ВЕРТОЛЕТА – ЛЕТАЮЩЕЙ ЛАБОРАТОРИИ МИ-171А2

В.А. ИВЧИН, К.Ю. САМСОНОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

В настоящей работе представлены результаты первого этапа летных испытаний летающей лаборатории модернизированного вертолета Ми-171А2 на базе летающей лаборатории Ми-171А, оборудованного несущим винтом с новыми лопастями из композитных материалов и новым рулевым винтом.

Ключевые слова: Ми-171А2, результаты летных испытаний.

Введение

Во всем мире идет постоянная модернизация серийных вертолетов для улучшения их эксплуатационных характеристик. Для этого применяют новые разработки в области двигателестроения, композитных материалов, оборудования и т.д. Российские вертолеты марки Ми-8, находящиеся в серийной эксплуатации уже более пятидесяти лет, постоянно совершенствуются. В современных условиях поставлена задача достижения более высоких летных характеристик вертолета за счет установки новых несущего и рулевого винтов, а также принципиально нового пилотажного комплекса оборудования.

В настоящей работе представлены результаты первого этапа летных испытаний летающей лаборатории (вертолет Ми-171) на ОАО "Московский вертолетный завод им. М.И. Миля".



Рис. 1

Испытания агрегатов несущего винта с лопастями из полимерных композиционных материалов и Х-образного рулевого винта на летающей лаборатории Ми-171 № 14987 (рис. 1) проведены в рамках программы по модификации вертолета Ми-171А.

Необходимость использования новых конструктивных решений на вертолетах типа Ми-8 назрела уже давно, но фактически эта задача поставлена управляющей компанией ОАО "Вертолеты России" в 2009 г., а ТЗ на ОКР оформлено в марте 2011 г. Концепция программы модернизации вертолета Ми-171М предусматривает следующие изменения:

- внедрение в серийное производство лопастей несущего винта из композитных материалов;
- повышение аэродинамического качества вертолета;
- увеличение показателей ресурсов и сроков службы основных агрегатов вертолета Ми-171А2;
- увеличение экономической эффективности использования и поддержание устойчивого дохода от продаж вертолетов типа Ми-8/Ми-17.

Техническим заданием были определены следующие требования к летно-техническим характеристикам вертолета Ми-171А2 для повышения его конкурентоспособности:

Максимальная взлетная (посадочная) масса по категории А и В.....	13000 кг
Максимальная взлетная масса с грузом на внешней подвеске	13500 кг
Нормальная взлетная (посадочная) масса.....	11100 кг

Количество пассажиров, перевозимых на энергопоглощающих креслах	не менее 18
Максимальная дальность полета с основными топливными баками.....	800 км
Максимальная дальность полета с дополнительными топливными баками.....	1000 км
Крейсерская скорость полета с нормальной взлетной массой	не менее 260 км/ч
Непревышаемая скорость полета.....	не менее 280 км/ч
Статический потолок с нормальной взлетной массой.....	не менее 4000 м
Максимальная барометрическая высота полета.....	6000 м

В связи с большим объемом мероприятий по модернизации вертолета Ми-171А2 предварительные испытания по оценке уровня нагрузок в агрегатах несущей системы и Х-образного рулевого винта были запланированы на летающей лаборатории в 2 этапа: на 1-м этапе в серийной конфигурации планера, с двигателями ТВ3-117ВМ; на 2-м этапе: с новой килевой балкой, стабилизатором и усиленной хвостовой балкой, с двигателями ВК-2500ПС-03. Первый этап летных испытаний завершен в феврале 2013 г., второй будет осуществлен до конца 2013 г.

Авторы выражают благодарность В.А. Никифорову, И.Г. Пискову, С.Р. Замуле и А.И. Орлову за помощь в проведении данной работы и подготовке статьи.

Объект испытаний

Объектом летных испытаний является серийный вертолет Ми-171А, имеющий конструктивные изменения в несущей системе и рулевом винте. На серийной пятилопастной втулке несущего винта установлены лопасти несущего винта вертолета Ми-38 из полимерных композиционных материалов (ПКМ) с аэродинамическими профилями ЦАГИ в комбинации с традиционным вертолетным профилем НАСА-230. Лопасти несущего винта вертолета Ми-38 имеют большую крутку по сравнению с серийными лопастями. Лопасти крепятся к серийной втулке через специальные переходники. На три лопасти наклеены тензодатчики для замера нагрузок. В процессе испытаний также проводились контрольные замеры углов отгиба закрылков лопастей.

На летающей лаборатории установлен модифицированный автомат перекоса с тканевыми и металлофторопластовыми подшипниками с уменьшенным количеством точек смазки, которые позволяют существенно повысить эксплуатационные характеристики вертолета с точки зрения затрат времени и средств на техническое обслуживание вертолета.

Для повышения комфорта перевозимых пассажиров, а также снижения вибрационных нагрузок на конструкцию вертолета, на летающую лабораторию установлен надвтулочный гаситель вибраций с комплектом штатных и доработанных маятников, предназначенных для увеличения его ресурса.

Впервые для вертолетов типа Ми-8 установлен Х-образный четырехлопастной рулевой винт, который ранее устанавливался на вертолеты Ми-28 и Ми-35М. Эта модификация позволяет увеличить эффективность путевого управления вертолетом и увеличить запасы управления в путевом канале для реализации увеличенной мощности двигателей ВК-2500ПС-03, планируемых к установке на вертолете Ми-171М. Это же обстоятельство приводит к установке доработанного усиленного хвостового редуктора с удлиненным штоком для установки Х-образного рулевого винта, а также к доработке системы путевого управления для увеличения максимального шага лопастей рулевого винта до 24°.

Содержание летных испытаний

Программа летных испытаний предусматривала большой объем исследований, связанный как с оценкой летно-технических характеристик вертолета, так и с определением изменения нагрузок на несущую систему и рулевой винт в связи с конструктивными доработками вертолета Ми-171А. Для этого в летных испытаниях поэтапно были выполнены следующие работы:

- определение тяги несущего и рулевого винтов на земле и в полете;
- полеты на режимах висения, перемещения у земли с малыми скоростями;
- горизонтальные полеты до максимально возможной скорости для определения нагрузок на агрегатах вертолета;
- полеты для определения скороподъемности, времени набора высоты и практического потолка вертолета;
- полеты для определения влияния углов отгиба хвостовых (триммерных) пластин лопастей несущего винта на потребную мощность, балансировку и нагрузки на агрегатах вертолета;
- определение собственных частот и резонансных диаграмм несущего и рулевого винтов;
- определение собственных частот рукавов гасителя вибрации;
- проверка запасов до изгибно-крутильного флаттера лопастей несущего винта;
- специальные полеты с пятью конфигурациями маятников виброгасителя для оценки вибросостояния вертолета и уровня нагрузок в конструкции виброгасителя и выбора оптимального варианта маятников ВГУ.

Для получения объективных данных по эффективности выполненных конструктивных доработок несущей системы указанный объем испытаний проводился параллельно с двумя комплектами лопастей несущего винта: с серийными, металлическими лопастями вертолета Ми-171А и с опытными лопастями несущего винта вертолета Ми-38, изготовленными из композиционных материалов.

Преимущества главных изменений типовой конструкции вертолета Ми-171 в части лопастей несущего винта и рулевого винта

Основные направления модификации вертолета Ми-171А были определены большим опытом ОАО "МБЗ им. М.Л. Миля", накопленным в результате летных испытаний и эксплуатации в серийном производстве внедряемых агрегатов. Так лопасти несущего винта из композиционных материалов с новой компоновкой были испытаны ранее на вертолетах Ми-28, Ми-38 и Ми-35М и доказали преимущества перед металлическими лопастями. Поэтому в первую очередь было предложено заменить лопасти несущего винта вертолета на лопасти винта вертолета Ми-38 из композитных материалов. Основные преимущества этих лопастей следующие:

- силовые элементы не подвержены коррозии, что обеспечивает увеличение календарного срока службы;
- обладают низкой чувствительностью к механическим повреждениям в силу слоистой структуры материала, обеспечивающей "мягкий" и длительный характер развития трещин, что обеспечивает значительное повышение надежности лопастей при наличии эксплуатационных дефектов;
- существенно больший ресурс (10000 ч вместо 2000 ч), что обеспечивает снижение эксплуатационных расходов;
- увеличение КПД на висении и в горизонтальном полете, что обеспечивает, соответственно, прирост тяги несущего винта и уменьшение расходов топлива вертолета;
- увеличение крейсерской скорости полета на 20 км/ч – 30 км/ч.

Следующим по значимости изменением является установка Х-образного 4-лопастного рулевого винта, который в настоящее время эксплуатируется на вертолетах Ми-28 и Ми-35 и по сравнению с серийным 3-лопастным карданным рулевым винтом имеет следующие преимущества:

- лопасти изготавливаются из полимерных композиционных материалов с преимуществами, перечисленными выше;
- втулка рулевого винта имеет 2 точки смазки по сравнению с 8-ю на серийном;
- масса Х-образного рулевого винта на 24 кг меньше.

Летно-технические характеристики вертолета

Одним из основных свойств вертолета является его способность висения, поэтому при проведении летных испытаний на летающей лаборатории было определение тяговых характеристик вертолета. Испытания проводились по методике, разработанной на ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля". В результате таких испытаний строились графики изменения массы вертолета в зависимости от мощности двигателей и высоты висения над землей. На рис. 2 представлен пример таких зависимостей.

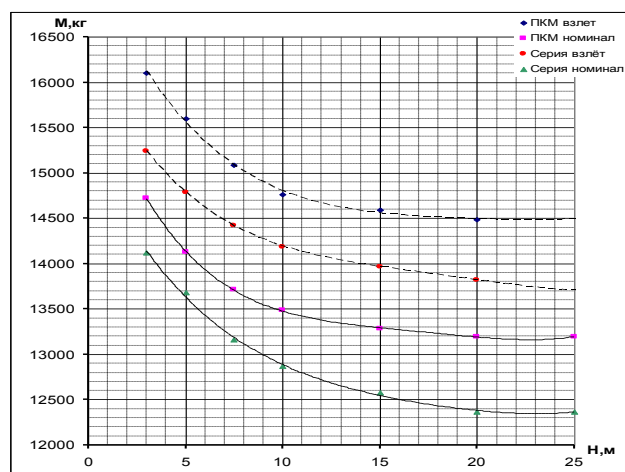


Рис. 2

в МСА с лопастями из ПКМ выше взлетной массы вертолета с серийными лопастями несущего винта: на номинальном режиме работы двигателей на ~ 750 кг, на взлетном – на ~ 700 кг.

Далее в летных испытаниях были получены зависимости потребной для горизонтального полета мощности от скорости полета. На рис. 3 представлена зависимость мощности двигателей и оборотов НВ от скорости полета по прибору $V_{пр}$ для вертолета с лопастями НВ из ПКМ и серийными. Как видно из представленных материалов, истинная максимальная скорость в фактических условиях ($H \cong 400$ м, $t_{нв} \cong +5^\circ\text{C} \div -10^\circ\text{C}$, $n_{нв} \cong 94\% \div 96\%$) для вертолета с лопастями несущего винта из ПКМ составляет $V = 293$ км/ч для $M_{взл} = 11100$ кг и $V = 268$ км/ч для $M_{взл} = 13000$ кг, а для вертолета с серийными лопастями $V = 287$ км/ч для $M_{взл} = 11100$ кг.

Важное значение для эксплуатационных характеристик вертолетов имеет расход топлива. Летные испытания показали (рис. 4, 5), что минимальные часовые и километровые расходы топлива вертолета в фактических условиях с $M_{взл} = 11100$ кг, лопастями НВ из ПКМ и серийными ЛНВ у земли практически совпадают и составляют $Q = 470$ кг/ч и $q = 2,8$ кг/км, соответственно.

Для вертолета также важна такая эксплуатационная характеристика, как максимальная высота полета. В летных испытаниях было получено сравнение практического потолка вертолета при полетной массе $M_{взл} = 11100$ кг, $X_{цт} = 120$ мм для двух комплектов лопастей при близких атмосферных условиях.

На рис. 6 представлены зависимости вертикальной скорости, времени набора высоты, скорости полета и мощности двигателей по высоте полета для вертолета с лопастями НВ из ПКМ и серийными. В табл. 2 представлены значения практического потолка в фактических условиях. Из полученных данных следует, что вертолет с лопастями из композитных материалов имеет практический потолок на 600 м выше, чем с серийными лопастями.

Таблица 1

Ндвиг, лс	Мвзл, кг	
	h = 20м	
	ПКМ	Серийные
Ном. 3400	13150	12400
Взл. 4000	14500	13800

В табл. 1 представлены сравнительные данные по величине максимальной взлетной массы вертолета для двух вариантов лопастей (серийных и из композитных материалов) для двух величин мощности силовой установки. Из данных (табл. 1) видно, что взлетная масса вертолета при висении вне зоны влияния земли

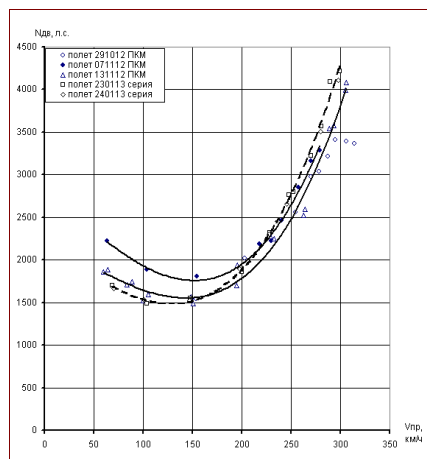


Рис. 3

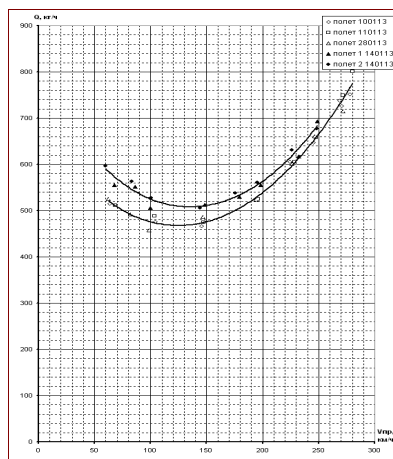


Рис. 4

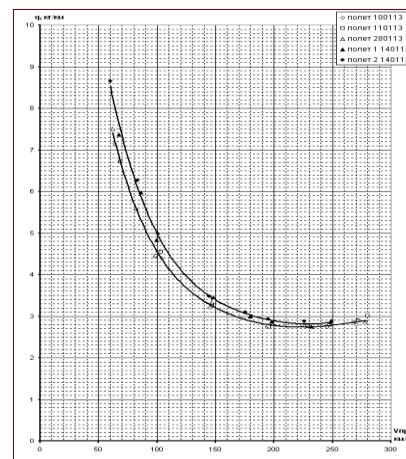


Рис. 5

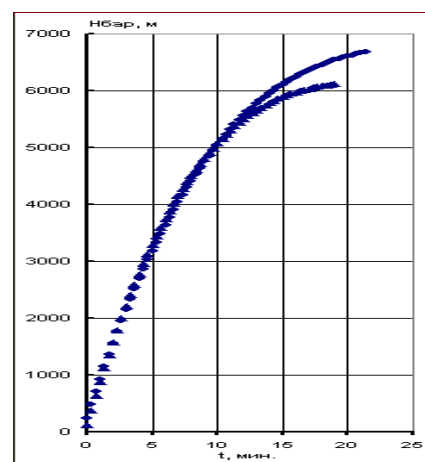
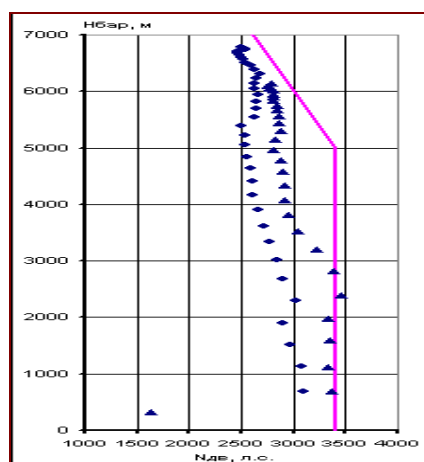
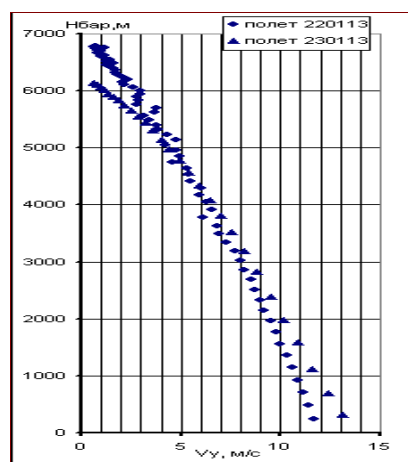


Рис. 6

Таблица 2

ЛНВ	Н, м	$t_{НВ}$, °С	$N_{ДВ}$, л.с.	$M_{пол}$, кг	$\eta_{НВ}$, %	$V_{пр}$, км/ч
ПКМ	6800	-39	2500	10700	95,3	82
Серийные	6200	-32	2800	10700	96,8	92

Нагрузки в агрегатах вертолета

Одним из важных показателей для ресурса лопастей несущих винтов вертолета является резонансная диаграмма. На летающей лаборатории особое значение имела эта характеристика для лопастей Х-образного рулевого винта, впервые установленного на вертолете типа Ми-8. Экспериментальные значения частот собственных колебаний лопасти Х-образного рулевого винта в плоскостях тяги и вращения представлены на рис. 7, 8. Полученные в летных испытаниях данные показывают, что значения частот собственных колебаний по различным формам близки к расчетным, за исключением колебаний лопасти в плоскости тяги по форме 3-го шарнирного тона, которые на (300 – 400) колебаний в мин меньше расчетных величин.

Также были получены и резонансные диаграммы для лопастей несущего винта, которые представлены на рис. 9. Экспериментальные значения частот колебаний лопасти несущего винта в плоскостях тяги и вращения по различным формам, полученные в наземных гонках, хорошо совпадали с расчетными величинами. Собственные частоты лопасти по формам 2-го, 3-го и 4-го тонов в плоскости тяги в диапазоне рабочих оборотов несущего винта 192 ± 5 об/мин близки к частотам возбуждения соответственно $4\omega_{НВ}$, $7\omega_{НВ}$ и $10\omega_{НВ}$.

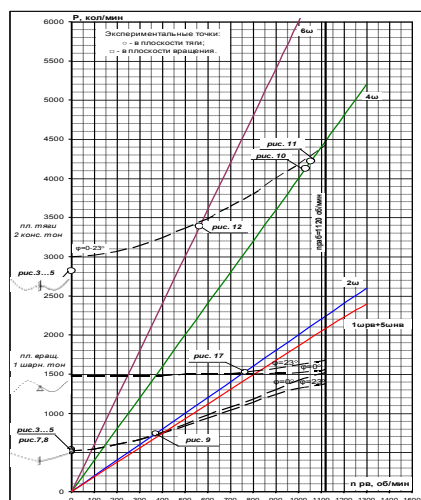


Рис. 7

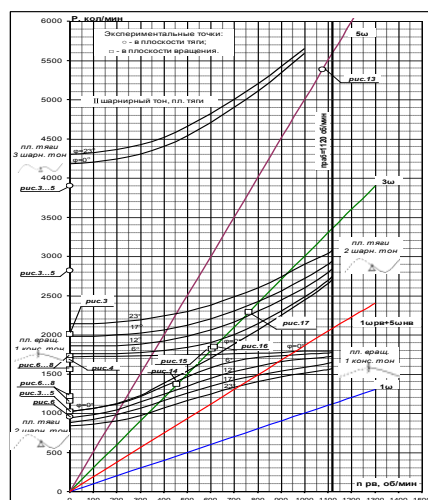


Рис. 8

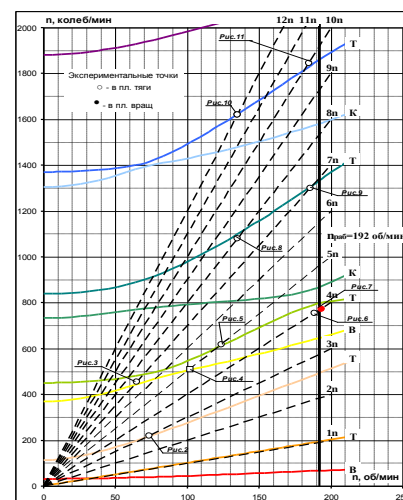


Рис. 9

Замеренные в летных испытаниях нагрузки на втулке несущего винта в полетах с лопастями из композитных материалов незначительно отличались от нагрузок, зарегистрированных в полетах с серийными (металлическими) лопастями и не превышали допустимых для данных испытаний величин. Переменные нагрузки в забустерной части управления, замеренные в летных испытаниях, в полетах с лопастями из композитных материалов на высотах 150 м – 400 м были выше переменных нагрузок, зарегистрированных в полетах с серийными лопастями на этих же высотах. На большинстве режимов эта разница составляла в среднем 20 – 30 %, доходя на малых скоростях $V_{пр} = 60 - 70$ км/ч в цепях общего и циклического управления до двукратной величины.

Изменение центровки вертолета и его взлетной массы приводило к незначительным изменениям величин переменных и постоянных нагрузок в системе управления.

Изменение высоты полета приводило к изменениям постоянных нагрузок в цепях общего и циклического шага, начиная с 3000 – 4000 м: в цепи общего шага – на 30 – 80 кгс на каждую 1000 м, в цепях циклического шага – до 19 – 35 кгс×м на каждую 1000 м.

В процессе летных испытаний производилась оценка величины тяги РВ, определенной по изгибающим моментам в горизонтальной плоскости на хвостовой балке, в наземной гонке и на режиме висения при изменении высоты висения от 3 м до 50 м в диапазоне шагов рулевого винта от -5° до $+14,5^\circ$: тяга РВ изменялась от -120 кгс до 1121 кгс и представлена на рис. 10. По сравнению с серийным трехлопастным рулевым винтом тяга Х-образного винта на максимальных обследованных углах установки $13^\circ - 14,5^\circ$ увеличилась с 930 – 1050 кгс до 1033 – 1121 кгс.

В процессе наземных и летных испытаний на всех режимах работы двигателей, в том числе и в горизонтальном полете до скоростей $V_{пр} = 306 - 317$ км/ч (до 317 км/ч – со снижением), в спектрах нагрузок $P_{ош}$, $M_{поп}$, $M_{прод}$ отсутствуют частоты, близкие к $3\omega_{нв}$, признаков изгибно-крутильного флаттера лопастей несущего винта не обнаружено.

Замеренный уровень вибраций вертолета с частотой $5\omega_{нв} = 16$ Гц с опытными лопастями практически идентичен уровню вибраций этого же вертолета с серийными лопастями, при установленном в обоих случаях гасителе вибраций. Уровень вертикальных вибраций с частотой $5\omega_{нв}$ в кабине пилотов в полетах с ВГУ на крейсерской скорости полета для $M_{взл} = 11,1$ т и 13 т (230 км/ч и 215 км/ч, соответственно) составлял 0,05 – 0,15 мм, что соответствует требованиям 171А.00.ТУ – 0,14 мм. При увеличении скорости полета до 300 км/ч уровень вибраций по $5\omega_{нв}$ уменьшался (рис. 11). Результаты проведенных испытаний также могут быть использованы для оценки соответствия экспериментального вертолета в части вибраций с частотой 16 Гц требованиям ГОСТ 23718-93. Гармонический состав вертикальных и поперечных вибраций на полу КП и ГК представлен на рис. 12.

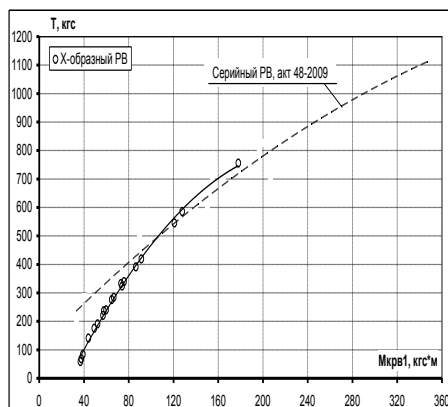


Рис. 10

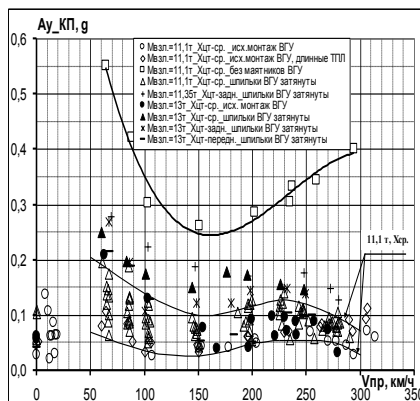


Рис. 11

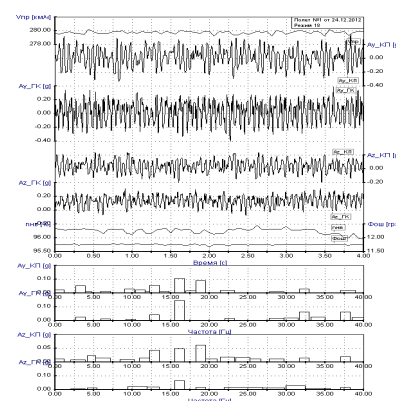


Рис. 12

Выводы

1. Лётно-технические и прочностные характеристики, полученные в настоящих испытаниях на летающей лаборатории, подтверждают, а в некоторых случаях превышают предъявляемые требования технического задания на вертолёт Ми-171А2.
2. Замеренный уровень вибраций в кабине экипажа вертолёта с виброгасителем на крейсерской скорости составил 0,05 – 0,15 мм, что соответствует российским нормам по условиям комфорта (ГОСТ 23718-93) и техническим требованиям 171А.00.ТУ – 0,14 мм.
3. В лётных испытаниях вертолёта - летающей лаборатории получен материал, позволяющий изготовить типовую конструкцию вертолёта Ми-171А2 для проведения дополнительных сертификационных испытаний.
4. По экономической эффективности вертолёт Ми-171 – летающая лаборатория, и, следовательно, вертолёт Ми-171А2 превосходят вертолёты типа Ми-8/17 и их зарубежные аналоги.

RESULTS OF THE FIRST MI-171A2 FLYING LABORATORY TEST PHASE

Ivchin V.A., Samsonov K.Y.

The present publication describes the results of the first stage of the flying laboratory (Mi-171 helicopter) flight tests performed at Mil Moscow Helicopter Plant, JSC facilities. Main rotor components with blades made of polymer composite materials and X-type tail rotor were tested on the Mi-171 № 14987, flying laboratory, under Mi-171A Helicopter Retrofit Program.

Key words: Mi-171A2, flight tests.

Сведения об авторах

Ивчин Валерий Андреевич, 1951 г.р., окончил МАИ (1974), кандидат технических наук, начальник отдела аэродинамики и динамики вертолёта ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля", автор более 60 научных работ, область научных интересов – аэродинамика и динамика несущих винтов, динамика вертолёта, математическое моделирование вертолёта на пилотажных стендах, экспериментальные исследования аэродинамики винтов вертолёта.

Самсонов Константин Юрьевич, 1982 г.р., окончил МАИ (2006), ведущий инженер по лётным испытаниям вертолётов лётно-испытательного комплекса ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля", автор 7 научных работ, область научных интересов – лётные испытания вертолётов, динамика вертолёта, лётные исследования, обработка и анализ полученных результатов.

УДК 533.6.011: 629.7.01

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АКУСТИЧЕСКОГО ШУМА ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ВИХРЕВОГО ПОТОКА НА ПРОФИЛЬ КРЫЛА

В.Т. КАЛУГИН, А.С. ЕПИХИН, С.В. СТРИЖАК

С помощью математического моделирования с использованием метода крупных вихрей проведено исследование по определению акустического шума, создаваемого системой цилиндр-профиль крыла в дозвуковом потоке. Проведено сравнение с результатами эксперимента, проведенного в безэховой камере.

Ключевые слова: моделирование, метод крупных вихрей, сетка, цилиндр, крыло, акустическая аналогия, частота, спектр, отрывное течение.

Введение

Проблемы неблагоприятного акустического воздействия авиационной техники на людей и окружающую среду, включающие проблемы снижения аэродинамического шума, уменьшения интенсивности звукового удара на местности от летательных аппаратов (ЛА), приобретают в последние годы все большую актуальность в связи с усилением борьбы за улучшение экологической ситуации [1]. Снижение шума в авиации и на транспорте является актуальной задачей. Как правило, источниками шума являются различные элементы ЛА (шасси, закрылки, каверны). При обтекании таких элементов возникают вихревые нестационарные турбулентные течения газа. Они являются источниками возмущений, распространяющихся в окружающей среде и создающих акустическое давление. Для определения и оценки уровня шума необходимо проводить эксперимент в безэховых камерах и математическое моделирование. Один из подходов в численном моделировании связан с гибридным методом моделирования. Гибридный метод включает в себя расчет вихревых нестационарных турбулентных течений газа на базе подходов LES, DES, RANS+LES, акустической аналогии для расчета акустических полей в дальнем поле и быстрого преобразования Фурье для получения спектра шума [2].

Моделирование и результаты расчета

Одной из эталонных задач в области вычислительной аэроакустики является расчет обтекания тела в форме цилиндр-профиль крыла (рис. 1).



Рис. 1. Схема расположения цилиндр-профиль крыла

Для данного примера существуют как результаты эксперимента с PIV, так и тестовые расчеты [3; 4]. Исходные данные по эксперименту, проведенному в аэродинамической трубе с безэховой камерой в The Ecole Centrale de Lyon, доступны в работе [3]. В ходе эксперимента были получены данные по значениям скорости, пульсациям скорости, давлению в контрольных точках, значениям частоты и SPL (Sound Pressure Level – уровень звукового давления) в различных точках, где были расположены микрофоны.

Для моделирования течения целесообразно использовать модель крупных вихрей. Крупномасштабные вихревые структуры за телом рассчитывались при помощи интегрирования фильтрованных уравнений Навье-Стокса. Для получения фильтрованных уравнений использовался коробочный фильтр. Мелкие вихри, размер которых не превышал шага расчетной сетки, моделировались с помощью модели на базе дифференциального уравнения для подсеточной кинетической энергии [5]. Для дискретизации уравнений использовался метод конечных объемов. Расчетная схема имеет второй порядок точности по пространству и времени. Основные этапы решения задачи включали:

- 1) построение STL поверхности;
- 2) построение расчетной сетки (утилита snappyHexMesh);
- 3) расчет в открытом пакете OpenFoam (решатель pisoFoam);
- 4) визуализацию результатов расчета в пакете Paraview.

Для расчета акустического давления и спектра шума использовалась ранее разработанная библиотека libAcoustics в составе пакета OpenFOAM. В основе данной библиотеки используется акустическая аналогия Керла и библиотека быстрого преобразования Фурье [6]. Адаптивная

сетка включала в себя шестигранники (рис. 2). Расчеты проводились для значений $c = 0,1$ м, $d = 0,01$ м, $V = 72$ м/с, $\rho = 1,2$ кг/м³, $\mu = 1,5 \times 10^{-5}$ Па·с, $Re_d = 4,8 \times 10^4$, $Re_c = 4,8 \times 10^5$, соответствующих эксперименту [3]. Виртуальные микрофоны (A, B, C) располагались на расстоянии $R = 1,85$ м, угол положения микрофонов θ задавался равным 60° , 90° , 120° (рис. 2). Размеры расчетной области выбирались равными $-0,44$ м $\times$ $-0,56$ м $\times$ 0 м и $1,24$ м $\times$ $0,56$ м $\times$ $0,8$ м относительно положения центра цилиндра. Количество ячеек 1,34 млн. (рис. 3).

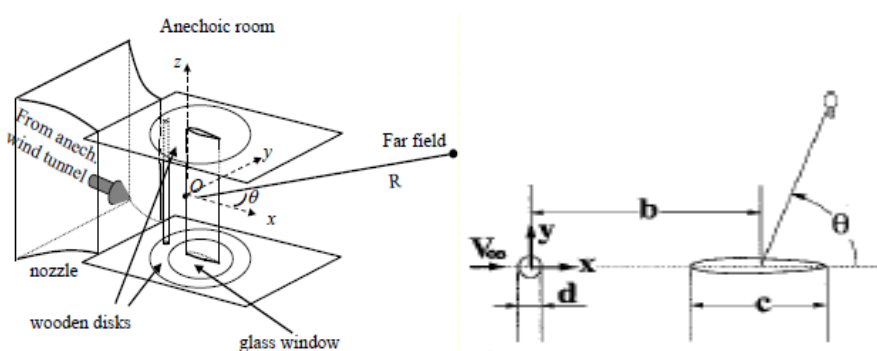


Рис. 2. Экспериментальная модель и расчетная область

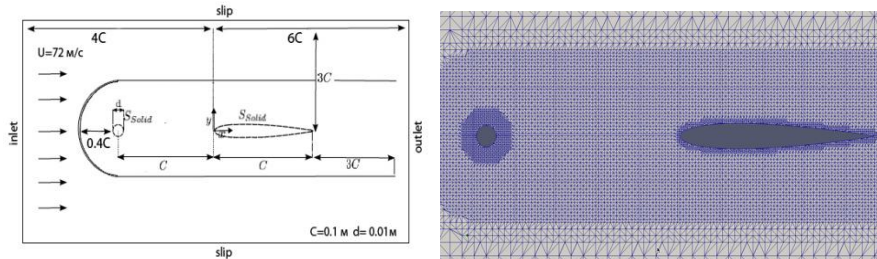


Рис. 3. Расчетная сетка и результаты расчета для цилиндра

На входе расчетной области на среднее значение скорости накладывались случайные возмущения в виде белого шума. На стенке задавались условия непротекания и прилипания. На выходе задавались условия продолжения потока или неотражающие граничные условия. В ходе расчета проводился анализ безразмерных величин x^+ , y^+ , z^+ и невязок. Расчетный шаг по времени выбирался равным $0,5 \times 10^{-6}$ с из соображений устойчивости решения. Общее время счета составило 0,2 с. В ходе расчета определялись значения коэффициентов продольной силы C_x и нормальной силы C_y для цилиндра и профиля крыла (рис. 4). Получено хорошее совпадение с результатами эксперимента [3].

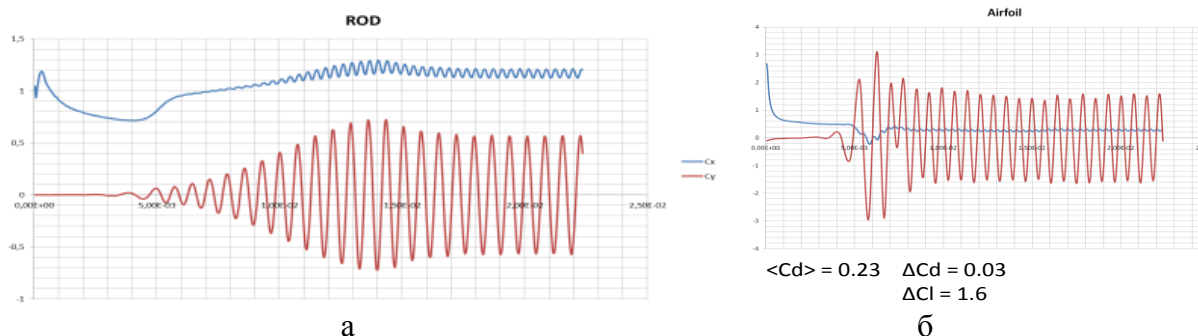


Рис. 4. Результаты расчета C_x , C_y для: а – цилиндра; б – профиля крыла

Q-изоповерхности характеризуют турбулентную вихревую отрывную структуру течения за цилиндром и профилем крыла [7]. За цилиндром образуется трехмерная турбулентная вихревая пелена, которая набегаёт на профиль крыла (рис. 5).

В результате турбулентный поток тормозится на кромке крыла, и образуется источник акустического звука. Авторы работ [3; 4] проводили исследования по определению уровня акустического шума в дальнем поле с использованием подходов URANS/LES/DES и акустической аналогии Фокса-Уильямса-Хокинга (FW-H). Результаты эксперимента и расчета представлены на рис. 6. Наиболее достоверные результаты получены с использованием модели LES и модели Смагоринского для подсеточной турбулентной вязкости. Максимальное значение SPL = 88 дБ.

$$\theta = 90^\circ$$

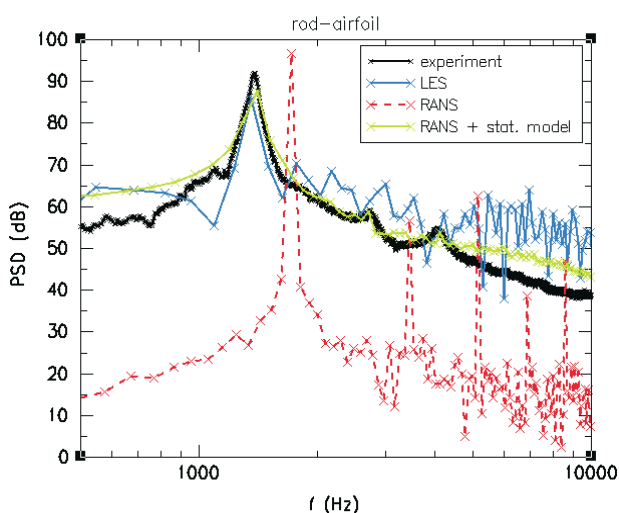


Рис. 6. Результаты эксперимента и расчета SPL для микрофона В по работе [3]

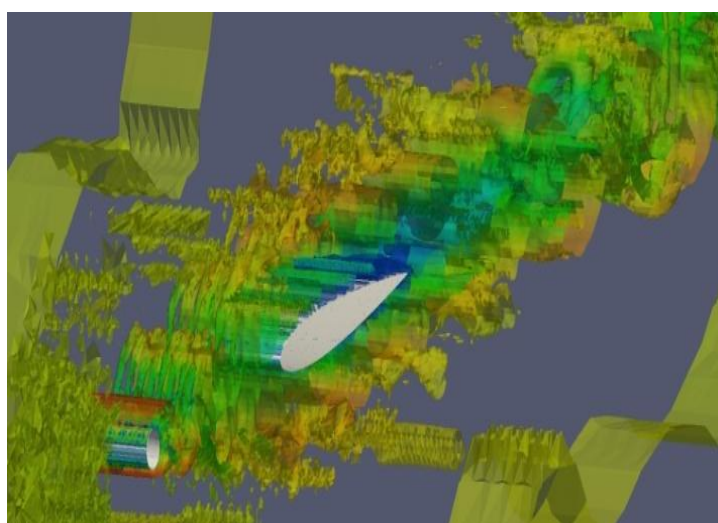


Рис. 5. Q-изоповерхности

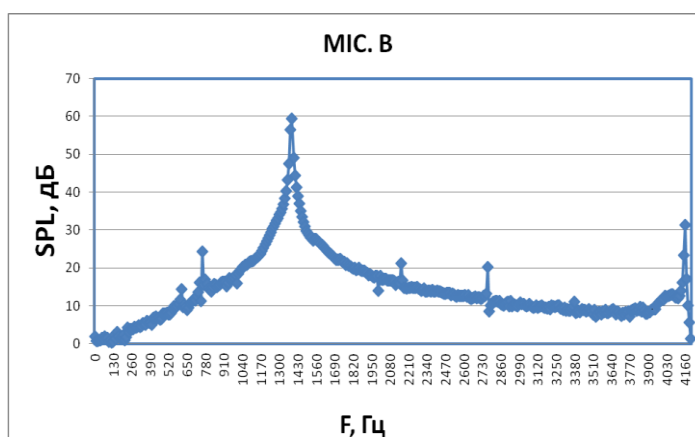


Рис. 7. Результаты расчета SPL для микрофона В

В результате расчета с использованием метода крупных вихрей и модели на базе дифференциального уравнения для подсеточной кинетической энергии получено хорошее совпадение для коэффициента продольной силы C_x , для цилиндра и профиля крыла по частоте ($F = 1380$ Гц), на которой наблюдается максимальное значение SPL (рис. 7).

Полученное значение числа Струхала $St = 0,2$ близко к экспериментальным значениям. При этом получено удовлетворительное совпадение по максимальному значению SPL, ошибка составила около 25 %. Для улучшения результатов необходимо провести дополнительные исследования по влиянию качества сетки, необходимо дальнейшее увеличение количества вычислительных ячеек по направлению Z. Также целесообразно расширить возможности разработанной ранее библиотеки libAcoustics и добавить акустическую аналогию Фокса-Уильямса-Хокинга (FW-H) для расчета SPL в дальнем поле [8]. Расчеты проводились с использованием вычислительных ресурсов web-лаборатории UniHUB (www.unihub.ru).

ЛИТЕРАТУРА

1. **Копьев В.Ф.** Проблемы авиационной акустики, критичные при создании перспективных ВС с улучшенными экологическими характеристиками: тезисы докладов открытой всероссийской конференции по аэроакустике, 1-3 октября 2013. - Звенигород. - С. 5 – 8.
2. **Wagner C. et al.** Large-Eddy Simulation for Acoustics // N.Y.: Cambridge Univ. Press. 2007. P. 471.
3. **Jacob M. et al.** A rod-airfoil experiment as benchmark for broadband noise modeling // J. Theoret. Comput. Fluid Dynamics. 2005. Vol 19. PP. 171 – 196.
4. **B. Greschner et al.** Prediction of sound generated by a rod-airfoil configuration using EASM DES and the generalised Lighthill/FW-H analogy // Computers & Fluids. 2008. Vol. 37. PP. 402 – 413.
5. **Волков К.Н., Емельянов В.Н.** Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений. - М.: Физматлит, 2008.
6. **Крапошин М.В., Сибгатуллин И.Н., Стрижак С.В.** Расчет параметров обтекания и акустического шума тандема цилиндров // Электронное научно-техническое изд. Наука и Образование. - Сентябрь 2013. - № 9. - С. 1 – 25.
7. **Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л.** Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений: учеб. пособие. - СПб: Изд-во Политехн. ун-та, 2012.
8. **Голдстейн М.Е.** Аэроакустика. - М.: Машиностроение, 1981.

PREDICTION OF NOISE FROM TURBULENT FLOW FOR AIRFOIL

Kalugin V.T., Epikhin A.S., Strijhak S.V.

The calculation of turbulent flow using LES model and prediction of sound generated by a rod-airfoil configuration was done using OpenFoam code and library libAcoustics. Good results are obtained for frequency and drag coefficients compared with results from experiment. The additional investigation need to be performed for improvement of SPL results.

Key words: turbulent flow, flow past cylinder, large eddy simulation, grid, rod-airfoil, acoustic analogy, frequency, SPL, open source code OpenFoam.

Сведения об авторах

Калугин Владимир Тимофеевич, 1949 г.р., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана (1972), доктор технических наук, профессор кафедры динамики полета и управления движением летательных аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор более 300 научных работ, область научных интересов – аэродинамика струйных и отрывных течений, проектирование органов управления полетом.

Епихин Андрей Сергеевич, 1989 г.р., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана (2012), аспирант МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор 5 научных работ, область научных интересов – управление процессами обтекания и проектирование органов управления.

Стрижак Сергей Владимирович, 1970 г.р., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана (1993), кандидат технических наук, руководитель проектов ЗАО "Хьюлетт-Паккард АО", инженер МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор 40 научных работ, область научных интересов – аэрогидродинамика и аэроакустика.

УДК 534.83:629.735.45

ИССЛЕДОВАНИЕ ШУМА ВЫТЕСНЕНИЯ ОТ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА В ДАЛЬНОМ ПОЛЕ

В.А. ГОЛОВКИН, Б.С. КРИЦКИЙ, Р.М. МИРГАЗОВ

Приведены результаты исследования влияния геометрических и кинематических параметров несущего винта на его акустические характеристики, в частности на шум вытеснения.

Ключевые слова: вертолет, несущий винт, шум вытеснения, лопасть, законцовка, уровень звукового давления.

Введение

Необходимость выбора рациональных геометрических и кинематических параметров несущего винта (НВ) вертолета на этапе проектирования с учетом сертификационных требований по шуму на данный момент является актуальной задачей. Для сертификации вертолетов по шуму в соответствии с требованиями ИКАО производятся замеры на трех режимах: набор высоты после взлета, горизонтальный полет на заданной высоте и снижение для захода на посадку. Высота пролета и расположение микрофонов для сертификационных замеров 150 м. Шум вытеснения – это один из видов шума, воспроизводимого НВ вертолета, который необходимо учитывать при сертификации.

Объект исследования и основные результаты

Исследование шума вытеснения выполнялось применительно к НВ, имеющему параметры винта вертолета класса Ми-8. За исходные данные приняты следующие величины: радиус $R = 8,65$ м; хорда $b = 0,58$ м; профиль NACA 23012. Скорости полета $V = 40$ м/с и 50 м/с, окружные скорости концов лопастей $\omega R = 190$ м/с, 210 м/с, 220 м/с, 230 м/с. Контрольные точки, в которых рассчитывалось звуковое давление, располагались на окружности радиусом 150 м и 300 м с центром во втулке в плоскости диска несущего винта. Исследовались лопасти с прямоугольной и стреловидной концевой частью.

Достоверность полученных результатов с помощью метода расчета характеристик шума, вызванных толщиной лопасти, обоснована сопоставлением расчетных данных с данными летного эксперимента [1; 2].

На рис. 1 – 3 представлены диаграммы направленности шума вытеснения в виде максимального звукового давления для четырех значений окружной скорости концов лопастей $\omega R = 190$ м/с, 210 м/с, 220 м/с, 230 м/с. Видно, что увеличение окружной скорости приводит к увеличению максимального звукового давления.

Максимальные значения уровней звукового давления (SPL) для всех исследуемых ωR представлены в табл. 1.

Таблица 1

ωR , м/с	SPL (dB), $V=40$ м/с, $R=150$ м	SPL (dB), $V=40$ м/с, $R=300$ м	SPL (dB), $V=50$ м/с, $R=150$ м
190	85,44	79,49	87,97
210	93,37	87,35	96,46
220	97,66	91,64	101,11
230	102,25	96,23	106,16

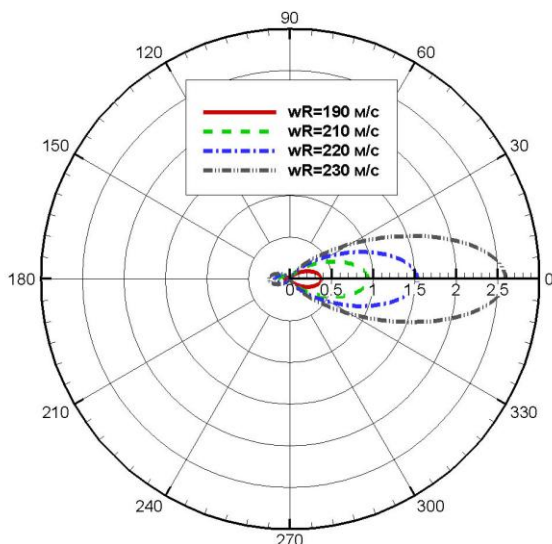


Рис. 1. Диаграмма направленности шума вытеснения ($V = 40$ м/с, $R = 150$ м)

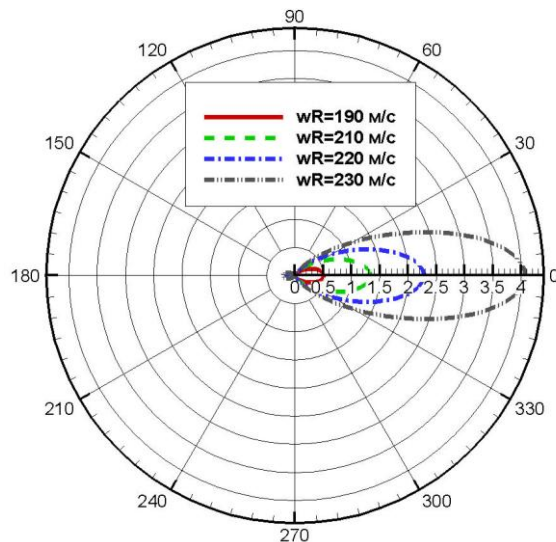


Рис. 2. Диаграмма направленности шума вытеснения ($V = 50$ м/с, $R = 150$ м)

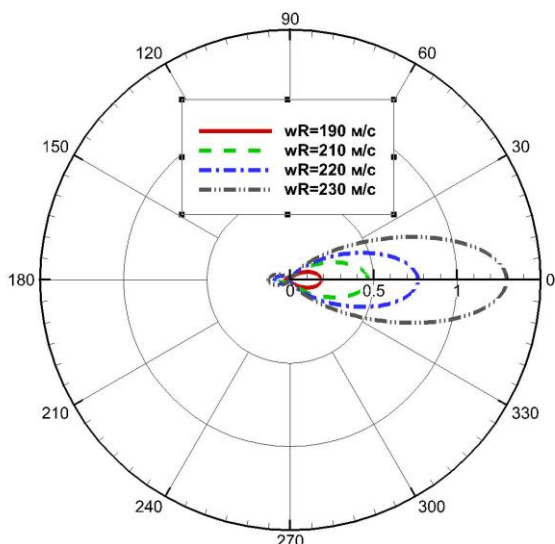


Рис. 3. Диаграмма направленности шума вытеснения ($V = 40$ м/с, $R = 300$ м)

Далее приводятся результаты расчета звукового давления в области максимума для различных концевых частей лопасти НВ. Область максимума звукового давления – это область, лежащая в плоскости диска несущего винта, направленная по направлению полета, в данном случае на расстоянии 150 м и 300 м перед втулкой НВ.

На рис. 4 – 7 представлены распределения звукового давления в области максимума [1] для прямоугольной и четырех стреловидных законцовок с углами стреловидности $\chi = 17,3^\circ$; 32° ; $43,5^\circ$ и $51,3^\circ$ при $\omega R = 190$ м/с; $\omega R = 210$ м/с; $\omega R = 220$ м/с и $\omega R = 230$ м/с, скорость полета вертолета $V = 40$ м/с и расстояние до точки наблюдения $R = 150$ м.

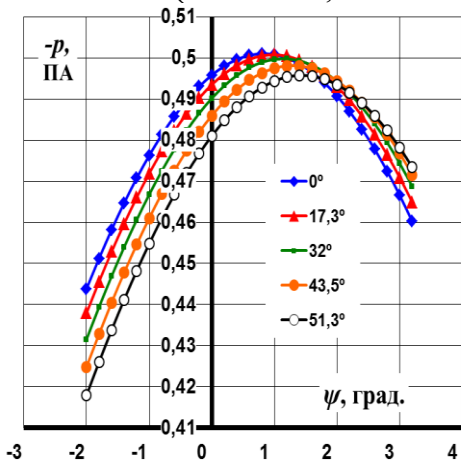


Рис. 4. Распределение звукового давления в области максимума ($V = 40$ м/с, $R = 150$ м, $\omega R = 190$ м/с)

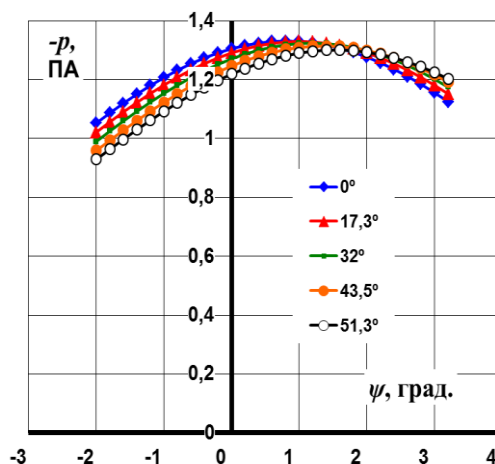


Рис. 5. Распределение звукового давления в области максимума ($V = 40$ м/с, $R = 150$ м, $\omega R = 210$ м/с)

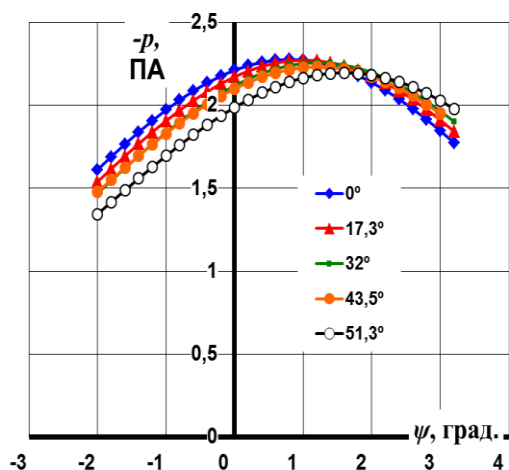


Рис. 6. Распределение звукового давления в области максимума ($V = 40$ м/с, $R = 150$ м, $\omega R = 220$ м/с)

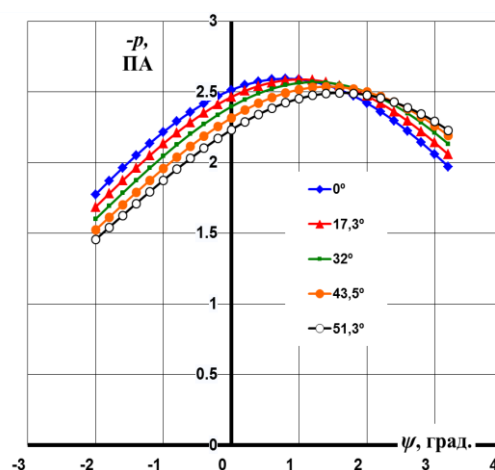


Рис. 7. Распределение звукового давления в области максимума ($V = 40$ м/с, $R = 150$ м, $\omega R = 230$ м/с)

На рис. 8 – 11 приведены распределения звукового давления в области максимума для прямоугольной и для тех же законцовок при $\omega R = 190$ м/с, $\omega R = 210$ м/с, $\omega R = 220$ м/с и $\omega R = 230$ м/с, скорость полета $V = 40$ м/с и расстояние до точки наблюдения $R = 300$ м.

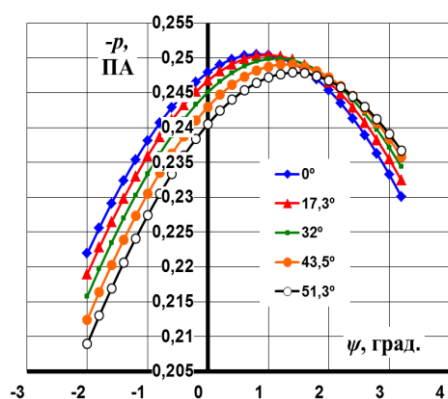


Рис. 8. Распределение звукового давления в области максимума ($V = 40$ м/с, $R = 300$ м, $\omega R = 190$ м/с)

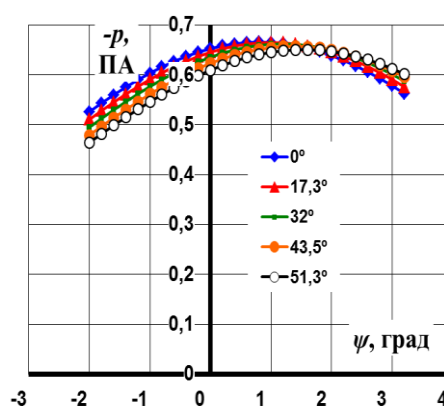


Рис. 9. Распределение звукового давления в области максимума ($V = 40$ м/с, $R = 300$ м, $\omega R = 210$ м/с)

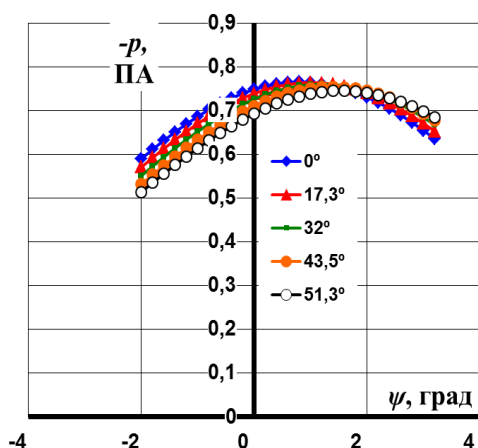


Рис. 10. Распределение звукового давления в области максимума ($V = 40$ м/с, $R = 300$ м, $\omega R = 220$ м/с)

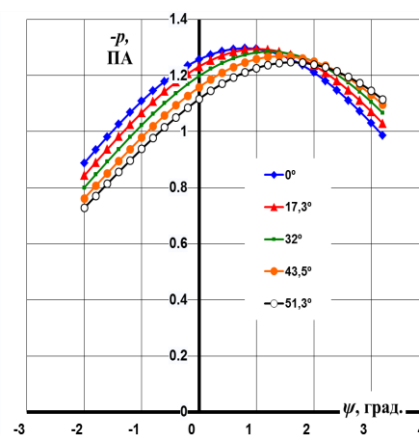


Рис. 11. Распределение звукового давления в области максимума ($V = 40$ м/с, $R = 300$ м, $\omega R = 230$ м/с)

Рис. 12 – 15 иллюстрируют распределение звукового давления в области максимума для прямоугольной и четырех указанных законцовок при $\omega R = 190$ м/с, $\omega R = 210$ м/с, $\omega R = 220$ м/с и $\omega R = 230$ м/с, скорость полета вертолета $V = 50$ м/с и расстояние до точки наблюдения $R = 150$ м.

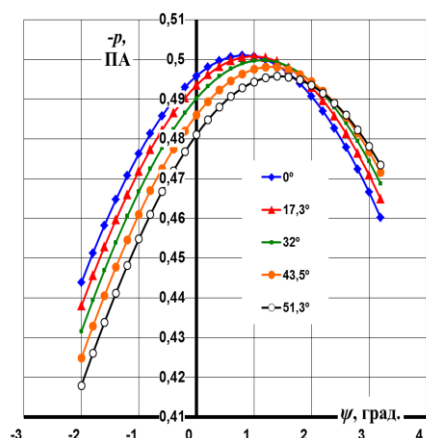


Рис. 12. Распределение звукового давления в области максимума ($V = 50$ м/с, $R = 150$ м, $\omega R = 190$ м/с)

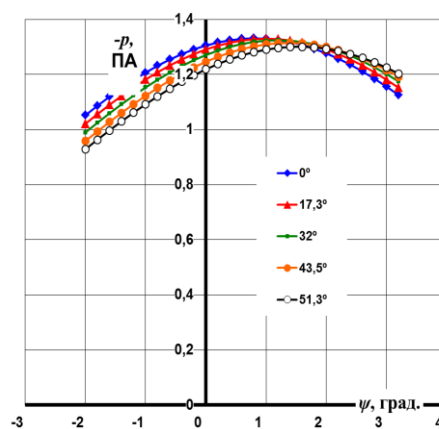


Рис. 13. Распределение звукового давления в области максимума ($V = 50$ м/с, $R = 150$ м, $\omega R = 210$ м/с)

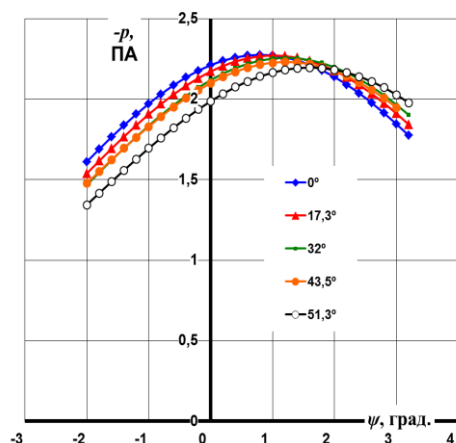


Рис. 14. Распределение звукового давления в области максимума ($V = 50$ м/с, $R = 150$ м, $\omega R = 220$ м/с)

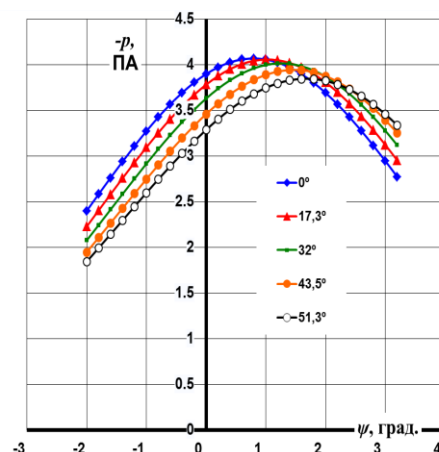


Рис. 15. Распределение звукового давления в области максимума ($V = 50$ м/с, $R = 150$ м, $\omega R = 230$ м/с)

Из приведенных графиков видно, что в дальнем поле форма концевой части лопасти очень слабо влияет на величину и форму звукового давления. Несмотря на это, его необходимо учитывать в ближнем поле [1], где геометрия сильно влияет как на амплитуду, так и на форму пика звукового давления.

В табл. 2 представлен уровень звукового давления при $\omega R = 190$ м/с, $\omega R = 210$ м/с, $\omega R = 220$ м/с и $\omega R = 230$ м/с. Видно, что при расстояниях до точки наблюдения 150 м и более форма концевой части лопасти не влияет на уровень звукового давления и достаточно существенно зависит от окружной скорости концов лопастей.

Выводы

Методика определения шума вытеснения при различных значениях окружной скорости концов лопастей НВ и формы концевой части лопасти в плане открывает дополнительные возможности параметрических исследований, что позволяет ее применять в практике аэродинамического проектирования лопастей винтов и расчета акустических характеристик вертолета.

Таблица 2

ωR , м/с	χ , град	SPL(dB), V = 40 м/с, R = 150 м	SPL (dB), V = 40 м/с, R = 300 м	SPL (dB), V = 50 м/с, R = 150 м	ωR , м/с	χ , град	SPL(dB), V = 40 м/с, R = 150 м	SPL (dB), V = 40 м/с, R = 300 м	SPL (dB), V = 50 м/с, R = 150 м
190	0	85,45	79,43	87,98	220	0	97,67	91,65	101,11
190	17,3	85,44	79,42	87,97	220	17,3	97,66	91,64	101,09
190	32	85,43	79,41	87,95	220	32	97,62	91,60	101,04
190	43,5	85,41	79,38	87,92	220	43,5	97,55	91,52	100,94
190	51,3	85,37	79,35	87,88	220	51,3	97,45	91,42	100,81
210	0	93,39	87,37	96,46	230	0	102,25	96,23	106,16
210	17,3	93,38	87,36	96,45	230	17,3	102,24	96,22	106,14
210	32	93,35	87,33	96,41	230	32	102,17	96,15	106,04
210	43,5	93,31	87,28	96,35	230	43,5	102,06	96,04	105,89
210	51,3	93,23	87,21	96,26	230	51,3	101,91	95,89	105,67

ЛИТЕРАТУРА

1. Головкин В.А., Крицкий Б.С., Миргазов Р.М. О расчете шума вытеснения несущего винта, вызванного толщиной лопасти // Ученые записки ЦАГИ. - 2010. - Т. XLI. - № 5. - С. 3 – 12.

2. Schmitz F.H., Boxwell D.A. "In-Flight Far-field Measurement of Helicopter Impulsive Noise", 32nd Annual National Forum AHS Preprint № 1062, 1976.

RESEARCH OF THE THICKNESS NOISE OF MAIN ROTOR IN FAR FIELD

Golovkin V.A., Kritsky B.S., Mirgazov R.M.

The results of acoustic characteristics of the main rotor, in particular the thickness noise are presented. The influences of geometric and kinematic parameters on the thickness noise are investigated.

Key words: helicopter, main rotor, thickness noise, blade, ending, Sound Pressure Level.

Сведения об авторах

Головкин Владимир Алексеевич, 1941 г.р., окончил МАИ (1964), кандидат физико-математических наук, доцент, заместитель начальника отделения ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, автор более 80 научных работ и изобретений, область научных интересов – аэродинамика, гидродинамика, математические методы.

Крицкий Борис Сергеевич, 1949 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1976), доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, автор более 150 научных работ, область научных интересов – численные методы в аэрогидродинамике, аэродинамика и аэроакустика винтокрылых летательных аппаратов.

Миргазов Руслан Миннхатович, 1979 г.р., окончил МФТИ (2002), старший научный сотрудник ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, кандидат технических наук, автор 28 научных работ, область научных интересов – численные методы и их алгоритмическая реализация, аэродинамика и акустика несущего винта.

УДК 553.65.11.32:681.3:629.7.015

РАСЧЕТ ВОЗДУШНОГО ВИНТА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С УЧЕТОМ ЧИСЛА РЕЙНОЛЬДСА И СТЕПЕНИ РЕДУКЦИИ

О.В. ГЕРАСИМОВ, Б.С. КРИЦКИЙ

Представлены методики проекторочного и поверочного расчета изолированного воздушного винта для малого беспилотного летательного аппарата (мини-БЛА), основанные на вихревой теории Н.Е. Жуковского. Приводятся результаты расчета воздушного винта мини-БЛА и их сравнение с результатами подбора винта по нормальной диаграмме. Показано влияние числа Re , а также степени редукции на аэродинамические и геометрические характеристики воздушного винта.

Ключевые слова: воздушный винт, беспилотный летательный аппарат, коэффициент полезного действия.

Введение

Беспилотные летательные аппараты класса мини-БЛА имеют полетную массу, исчисляемую единицами килограмм. Они предназначены для применения в составе комплексов мониторинга земной поверхности. Поэтому одной из важных характеристик мини-БЛА является его продолжительность полета. Как известно [1], продолжительность полета БЛА самолетного типа изменяется прямо пропорционально величине коэффициента полезного действия (КПД) воздушного винта (ВВ) и аэродинамическому качеству БЛА. Аэродинамическим качеством, близким к максимальному, мини-БЛА обладает на скоростях, близких к экономической скорости полета, которая соответствует наименьшей потребной мощности. Если для старта мини-БЛА используется катапульта и его силовая установка оснащена винтом фиксированного шага (ВФШ), то расчетным скоростным режимом ВВ будет полет мини-БЛА на скорости, близкой к экономической. При этом КПД ВВ должен быть возможно большим. Следует также отметить, что по сравнению с ВВ, используемыми в пилотируемой авиации, на характеристики ВВ, применяемых для мини-БЛА, вследствие малых скоростей полета и малых размеров ВВ существенное влияние оказывает число Рейнольдса Re потока в сечениях лопастей.

1. Методика проекторочного расчета воздушного винта

Методики проекторочного и поверочного расчетов ВВ основаны на вихревой теории Н.Е. Жуковского [2]. Воздействие лопастей ВВ на окружающую среду заменяется воздействием системы присоединенных и свободных вихрей, сбегających с лопастей и движущихся по линиям тока. В результате принятых в теории допущений [2], вихревая теория Н.Е. Жуковского применима для расчета ВВ с малой нагрузкой на ометаемый диск и небольших относительных скоростей полета. При этом сила тяги и потребляемая мощность получаются пропорциональными числу лопастей ВВ. Если распределение циркуляции по радиусу лопасти принимается постоянным (ВВ типа НЕЖ), то его вихревая система состоит из активного диска, вихревого цилиндра диаметром, равным диаметру ВВ, и центрального вихревого жгута, состоящего из свободных вихрей, сходящих с внутренних торцов лопастей. В вихревой теории Н.Е. Жуковского линейные величины относятся к радиусу ВВ, а скорости – к окружной скорости конца лопасти ωR .

В качестве исходных данных при проекторочном расчете использовались такие характеристики, как скорость и высота полета мини-БЛА, мощность установленного на нем двигателя и частота вращения ВВ, диаметр и число лопастей, а также угол атаки в сечении лопасти и число Re . Известными считаются также экспериментальные характеристики профилей сечений лопасти $C_y = f(\alpha, \bar{c}, Re)$, $C_x = f(\alpha, \bar{c}, Re)$. В результате проекторочного расчета, кроме геометрических характеристик лопасти, определяются суммарные аэродинамические характеристики ВВ, такие как сила тяги и КПД.

В данной работе рассматривались ВВ с постоянным (ВВ типа НЕЖ) и эллиптическим распределением циркуляции по радиусу лопасти. При этом для ВВ типа НЕЖ, кроме циркуляции $\bar{\Gamma}$, постоянными по размаху лопасти являются также скорость протекания $\bar{V}_1$ и величина C_y .

В процессе проектировочного расчета определение циркуляции $\bar{\Gamma}$ и скорости протекания в плоскости диска ВВ $\bar{V}_1$ осуществляется методом итераций при совместном решении уравнений:

$$\bar{V}_1 = \frac{\bar{V}_0}{2} + \sqrt{\frac{\bar{V}_0^2}{4} + \bar{\Gamma}}; \quad (1)$$

$$\bar{T} = \bar{\Gamma} \cdot \left[\bar{V}_1 \cdot \left(-\bar{r}_0^2 \right) + \frac{2}{3} \mu \cdot \left(-\bar{r}_0^3 \right) - 2\mu \cdot \bar{\Gamma} \cdot \left(-\bar{r}_0 \right) \right], \quad (2)$$

где $\bar{V}_0$ – относительная скорость набегающего на ВВ потока; $\mu = C_x/C_y$ – величина обратного аэродинамического качества профиля сечения лопасти, которая определяется по аэродинамическим характеристикам профиля при заданном угле атаки α ; $\bar{\Gamma} = k_{\text{д}} \Gamma / 4\pi\omega R^2$ – относительная циркуляция при числе лопастей $k_{\text{д}}$.

Итерационный процесс продолжается до тех пор, пока выполняется неравенство

$$\left| \frac{\bar{T} - \bar{T}_{\text{дв}}}{\bar{T}} \right| > \varepsilon_1, \quad (3)$$

где ε_1 – малая величина; $\bar{T}_{\text{дв}}$ – мощность двигателя, кгс·м/с, которая вычисляется по формуле

$$\bar{T}_{\text{дв}} = 75 \cdot \frac{N_{\text{дв}}}{2 \cdot \pi \cdot \rho \cdot \omega^3 \cdot R^5}, \quad (4)$$

где $N_{\text{дв}}$ – мощность двигателя, л.с.; ρ – массовая плотность воздуха на высоте полета мини-БЛА, кгс·с²/м⁴; ω – угловая скорость вращения ВВ, рад/с; R – радиус ВВ, м.

После расчета циркуляции и скорости протекания определяется сила тяги и КПД ВВ:

$$\bar{P} = \bar{\Gamma} \cdot \left[-\bar{r}_0^2 + 2 \cdot \bar{\Gamma} \cdot \ln \bar{r}_0 - 2 \cdot \mu \cdot \bar{V}_1 \cdot \left(-\bar{r}_0 \right) \right]; \quad (5)$$

$$\eta = \frac{\bar{P} \cdot \bar{V}_0}{\bar{T}}. \quad (6)$$

Если циркуляция распределяется по радиусу лопасти по закону эллипса, то ее величина при $\bar{r} = \bar{r}_0 \div 1$ определялась в расчетном сечении по формуле

$$\bar{\Gamma} = \bar{\Gamma}_{\text{НЕЖ}} \sqrt{1 - \frac{\bar{r} - 0,5 \cdot \left(-\bar{r}_0 \right)}{0,5 \cdot \left(-\bar{r}_0 \right)}}, \quad (7)$$

где $\bar{\Gamma}_{\text{НЕЖ}}$ – предварительно рассчитанная циркуляция ВВ типа НЕЖ; $\bar{r}$ – относительный радиус сечения лопасти; $\bar{r}_0$ – относительный радиус втулки ВВ.

Интегральные характеристики ВВ определялись численным интегрированием по размаху лопасти согласно формуле (20), представленной ниже в поверочном расчете. Итерационный процесс осуществляется согласно условию (3), тяга и КПД ВВ определялись согласно формулам (5), (6).

Для определения геометрических характеристик лопасти использовалось уравнение связи, которое связывает циркуляцию $\bar{\Gamma}$ и скорость потока $\bar{W}$ с суммарной относительной шириной лопастей ВВ и величиной коэффициента C_y в сечении лопасти

$$\bar{\Gamma} = \frac{1}{2} \cdot C_y \cdot \bar{b} \cdot \bar{W}, \quad (8)$$

где $\bar{b} = k_1 b / 4\pi R$ – относительная ширина лопасти, а значение C_y определяется из экспериментальных аэродинамических характеристик для профиля сечения. Результирующая скорость потока в сечении равна

$$\bar{W}_1 = \sqrt{\bar{V}_1^2 + \bar{U}_1^2}, \quad (9)$$

где величина скорости протекания определялась по формуле (1), а величина окружной скорости

$$\bar{U}_1 = \bar{r} - \frac{\bar{\Gamma}}{\bar{r}}. \quad (10)$$

Суммарное значение относительной ширины лопастей в расчетном сечении определялось по формуле

$$\bar{b}_\Sigma = \frac{2 \cdot \bar{\Gamma}}{\bar{W}_1 \cdot C_y}. \quad (11)$$

Окончательно получалась размерная величина хорды сечения лопасти ВВ

$$b_{\text{л}} = \frac{4\pi \cdot \bar{b}_\Sigma \cdot R}{k_{\text{л}}}. \quad (12)$$

Для расчета распределения угла геометрической крутки по размаху лопасти в каждом расчетном сечении определялись величины угла притекания потока β и потребный угол установки в сечении φ . При этом угол протекания определялся по формуле

$$\beta = \arctan \left(\frac{\bar{V}_1}{\bar{U}_1} \right), \quad (13)$$

а потребный угол установки

$$\varphi = \beta + \alpha_{\text{расч}}. \quad (14)$$

В результате вычислялся угол геометрической крутки по радиусу лопасти

$$\Delta\varphi = \varphi - \varphi_{0,75}, \quad (15)$$

где $\varphi_{0,75}$ – угол установки сечения лопасти на относительном радиусе $\bar{r} = 0,75$.

После нахождения распределения ширины лопасти по радиусу в каждом сечении ВВ вычислялось число Рейнольдса

$$Re = \frac{b \cdot W}{\nu}, \quad (16)$$

где ν – коэффициент кинематической вязкости воздуха на расчетной высоте полета. Если полученное в расчете число Re не соответствовало заданному, итерационный процесс продолжался до тех пор, пока выполнялось неравенство

$$\left| \frac{Re_p - Re_{\text{зад}}}{Re_p} \right| > \varepsilon_2, \quad (17)$$

где Re_p – расчетное число Re ; $Re_{\text{зад}}$ – заданное число Re ; ε_2 – малое число.

2. Методика поверочного расчета воздушного винта

Целью поверочного расчета являлось определение распределенных и суммарных аэродинамических характеристик ВВ при заданных геометрических характеристиках лопасти ВВ, таких как диаметр, распределение по радиусу ширины и угла геометрической крутки лопасти, а также числе лопастей ВВ и наборе профилей в сечениях. Аэродинамические характеристики профилей сечений $C_y = f(\alpha, \bar{c}, Re)$, $C_x = f(\alpha, \bar{c}, Re)$, частота вращения ВВ и скорость полета БЛА также считаются известными.

Лопасть ВВ разбивалась на ряд участков $\Delta\bar{r}$, и расчетные сечения на лопасти принимались в середине участков.

Задавалось начальное значение угла атаки α_i в сечении лопасти ВВ. По известному значению угла установки сечения φ определяется начальное значение угла протекания струи

$$\beta_i = \varphi - \alpha_i, \quad (18)$$

далее с помощью уравнений (8), (10) рассчитывается величина циркуляции

$$\bar{\Gamma}_i = \frac{\bar{r}}{\frac{2 \cdot \cos \beta_i}{C_y \cdot \bar{b}} + \frac{1}{\bar{r}}}. \quad (19)$$

Значения $\bar{V}_1$ и $\bar{U}_1$ определялись по формулам (1), (10). Расчетное значение угла установки определялось по формуле

$$\varphi_i = \alpha_i + \arctan\left(\frac{\bar{V}_1}{\bar{U}_1}\right). \quad (20)$$

Итерационный процесс продолжался до тех пор, пока выполнялось условие

$$\left| \frac{\varphi - \varphi_i}{\varphi_i} \right| > \varepsilon_3, \quad (21)$$

где ε_3 – малое число.

Сила тяги и мощность, потребляемая ВВ, в отвлеченных величинах определялись численным интегрированием

$$\bar{P} = \sum_{i=1}^{K_y} \bar{\Gamma}_i \cdot (\bar{U}_1 - \mu \cdot \bar{V}_1) \cdot \Delta \bar{r}; \quad (22)$$

$$\bar{T} = \sum_{i=1}^{K_y} \bar{\Gamma}_i \cdot (\bar{U}_1 - \mu \cdot \bar{V}_1) \cdot \bar{r} \cdot \Delta \bar{r}. \quad (23)$$

При этом КПД ВВ рассчитывался по формуле (6).

После определения зависимостей $\bar{P} = f(\varphi)$, $\bar{T} = f(\varphi)$ для заданного диапазона углов установки лопасти согласно формулам (3, 4), с помощью процедуры кубической интерполяции определялся угол установки на $\bar{r} = 0,75$, а также аэродинамические характеристики ВВ, при котором потребляемая мощность соответствовала мощности двигателя, установленного на БЛА.

3. Результаты расчетов

В работе [3] приведены геометрические характеристики ВВ английской серии (рис. 1, 2), аэродинамические характеристики профиля лопасти RAF-6, а также экспериментальная диаграмма, в которой представлены зависимости коэффициентов мощности β и полезного действия η от относительной поступи λ ВВ.

Для проверки согласования поверочного расчета ВВ с данными, представленными в нормальной диаграмме ВВ английской серии, был проведен расчет ВВ переменного шага (ВИШ). При этом мощность двигателя составляла $N = 0,21$ л.с. при частоте вращения $n = 14000$ об/мин и скорости полета мини-БЛА $V = 40$ км/ч – 110 км/ч. В результате были получены зависимости относительного шага, силы тяги и КПД ВВ от скорости полета, представленные на рис. 3 – 5.

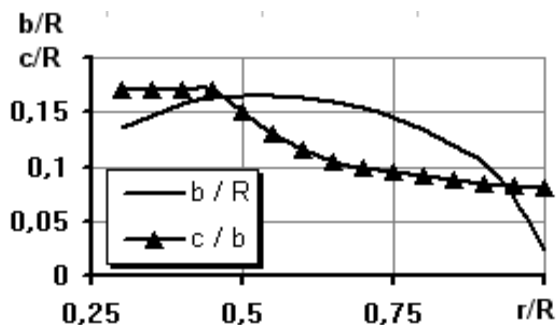


Рис. 1. Относительная ширина и толщина лопасти

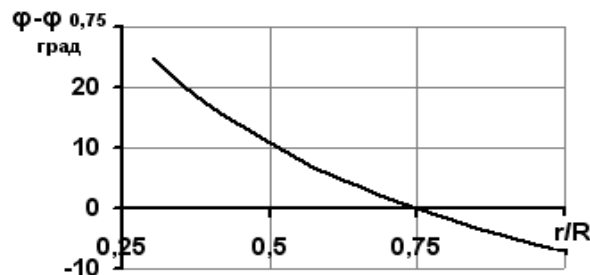


Рис. 2. Угол геометрической крутки лопасти

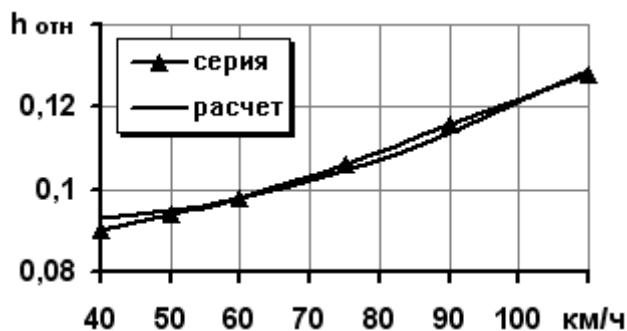


Рис. 3. Относительный шаг воздушного винта

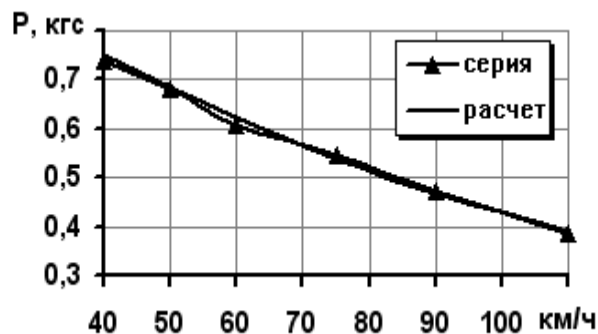


Рис. 4. Сила тяги воздушного винта

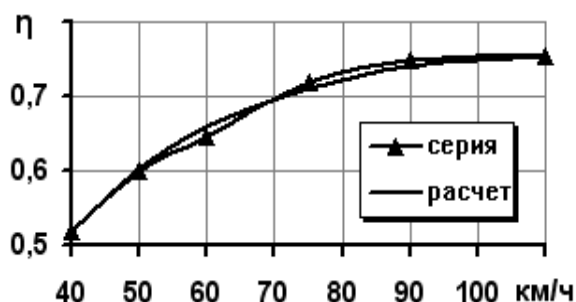


Рис. 5. Коэффициент полезного действия воздушного винта

Сравнение результатов поверочного расчета с данными, полученными из экспериментальной диаграммы, показывает их удовлетворительное согласование.

При геометрических параметрах ВВ, используемых для мини-БЛА, число Рейнольдса в сечениях лопастей составляет $Re = 50000 \div 80000$. При таких числах Re аэродинамические характеристики профилей, применяемых на ВВ пилотируемой авиации, соответствуют докритическому обтеканию, когда аэродинамические характеристики сильно зависят от Re . Местные отрывы ламинарного пограничного слоя приводят к ухудшению несущих свойств и существенному увеличению коэффициента лобового сопротивления профиля [4]. Все это показывает, что подбор ВВ по экспериментальной диаграмме может дать значительные погрешности. Поэтому для проверки результатов подбора ВВ необходимо провести его поверочный расчет с использованием аэродинамических характеристик профиля при низких числах Re . Однако экспериментальные характеристики винтовых профилей при таких числах Re являются малораспространенными.

В данной работе проводился проектировочный расчет ВВ типа НЕЖ с постоянным профилем К-2 по размаху лопасти с известными экспериментальными характеристиками для $Re = 33000 \div 64000$ [4]. Важной особенностью ВВ типа НЕЖ является то, что в каждом сечении по радиусу лопасти при небольших скоростях полета число Re является практически постоянным. Кроме того, лопасть ВВ типа НЕЖ сильно расширяется к корню и, с точки зрения прочности, соответствует реальной лопасти.

Для проектировочного расчета ВВ использовались следующие исходные данные. Мощность двигателя составляла $N = 0,21$ л.с. при частоте вращения 14000 об/мин. Скорость полета равнялась $V = 75$ км/ч. Расчет проводился для диаметров ВВ $D = 150$ мм, 200 мм, 250 мм. Угол атаки в сечениях лопасти принимался равным $\alpha = 4^\circ$. В результате расчета были получены геометрические характеристики ВВ и коэффициент полезного действия, а также проведено их сравнение с ВВ английской серии, подобранным по нормальной диаграмме.

Геометрические характеристики ВВ с диаметром $D = 200$ мм, полученные в расчете, представлены на рис. 6, 7. Коэффициент полезного действия ВВ приводится на рис. 8. Видно, что ВВ английской серии имеет более широкую лопасть, что связано с эллиптическим распределением циркуляции по радиусу ВВ и расчетным углом атаки в сечениях лопасти $\alpha < 4^\circ$ для уменьшения потерь, связанных со сжимаемостью потока. Расчетный угол крутки по радиусу также меньше, что связано с большей расчетной скоростью для ВВ английской серии.

Сравнение КПД расчетного ВВ с КПД ВВ, выбранного по нормальной диаграмме, показало следующее. При диаметре ВВ $D = 150$ мм, 250 мм расчетный КПД существенно превышает

КПД английской серии, при $D = 200$ мм превышение незначительное. Некоторое уменьшение расчетного КПД при $D = 250$ мм связано с тем, что, несмотря на увеличение диаметра ВВ, уменьшается ширина и число Re в сечениях лопасти. Большая разница в значениях КПД для расчетного ВВ и ВВ английской серии при $D = 150$ мм, 250 мм связано с тем, что относительная ширина лопасти в расчетном варианте при увеличении диаметра винта уменьшается, а в ВВ английской серии остается постоянной.

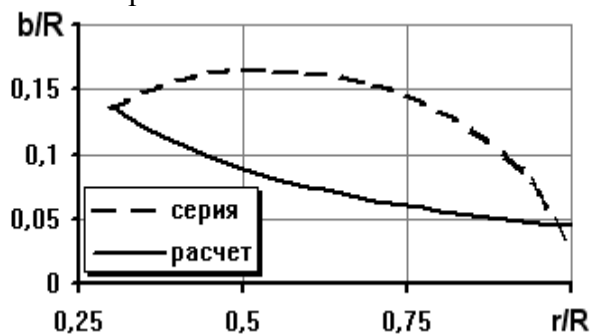


Рис. 6. Относительная хорда лопасти

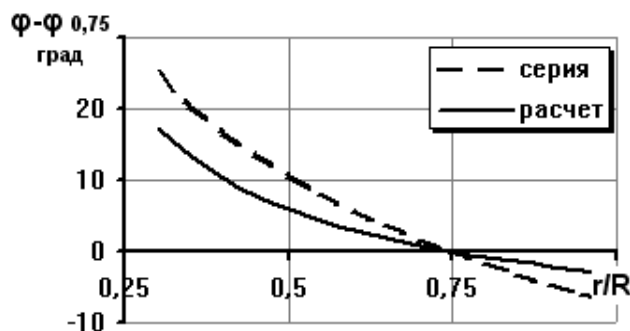


Рис. 7. Угол геометрической крутки

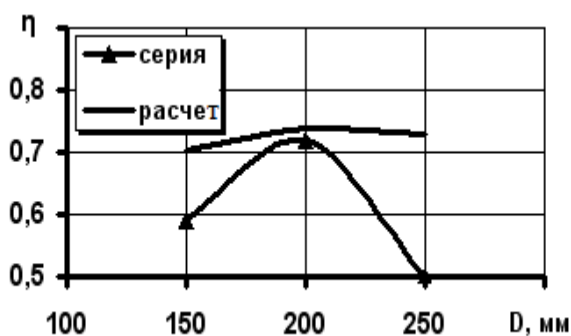


Рис. 8. Коэффициент полезного действия

проведен подбор ВВ английской серии по нормальной диаграмме.

В результате была получена зависимость КПД ВВ английской серии от диаметра винта для различных значений степени редукции и диаметра ВВ (рис. 9). Аналогичная зависимость, полученная с помощью проекторного расчета ВВ, представлена на рис. 10.

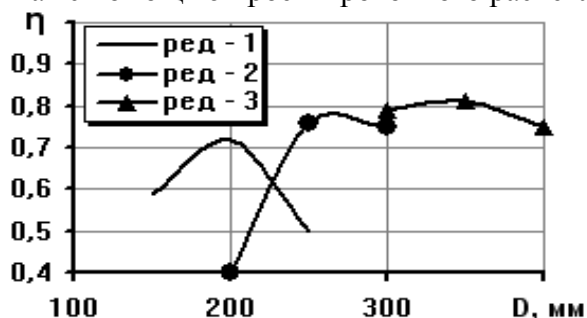


Рис. 9. Коэффициент полезного действия воздушного винта английской серии

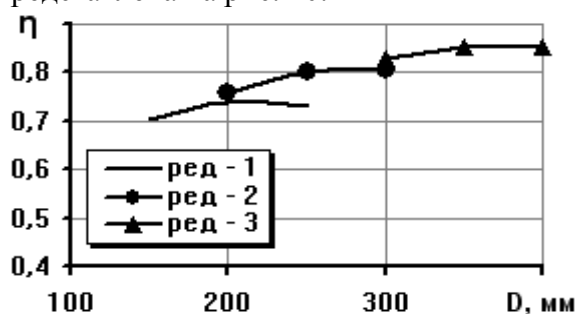


Рис. 10. Расчетный коэффициент полезного действия воздушного винта

Анализ приведенных результатов позволил получить зависимость максимального значения КПД ВВ от степени редукции для вариантов расчета и подбора ВВ по нормальной диаграмме (рис. 11), а также величины диаметров ВВ, соответствующие максимуму КПД, которые представлены в табл. 1.

Таблица 1

Степень редукции	1	2	3
Расчет	200	300	350
Подбор	200	250	350

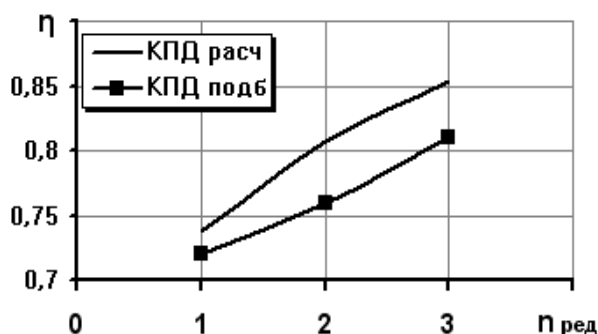


Рис. 11. Максимальный коэффициент полезного действия воздушного винта

ских характеристик профилей сечений при малых числах Re позволяет уточнить характеристики ВВ, полученные путем подбора по экспериментальной диаграмме.

Применение редуктора в силовой установке мини-БЛА позволяет увеличить коэффициент полезного действия воздушного винта на расчетном режиме. Воздушные винты, геометрические характеристики которых получены с помощью проектировочного расчета, дают возможность получить более высокие значения КПД, чем винты, подобранные по экспериментальным диаграммам ВВ, применяемых в пилотируемой авиации.

Таким образом, принятый на практике подбор воздушного винта для мини-БЛА по нормальной диаграмме может дать значительные погрешности, обусловленные докритическим режимом обтекания сечений лопасти вследствие низкого числа Re потока.

Проектировочный расчет ВВ для мини-БЛА позволяет учесть влияние числа Re и получить такие геометрические характеристики ВВ по радиусу лопасти, которые обеспечивают максимальный КПД на данном режиме полета. Проверочный расчет ВВ при наличии аэродинамических

ЛИТЕРАТУРА

1. Остославский И.В. Аэродинамика самолета. - М.: Оборонгиз, 1957.
2. Александров В.Л. Воздушные винты. - М.: Госиздобронпром, 1951.
3. Арепьев А.Н. Вопросы проектирования легких самолетов // Анализ проектного решения. - М.: МГТУ ГА, 2000.
4. Болонкин А.А. Теория полета летающих моделей. - М.: ДОСААФ, 1962.
5. Масленников М.М., Рапипорт М.С. Авиационные поршневые двигатели. - М.: Госиздобронпром, 1951.

CALCULATION OF PROPELLER UAV BASED REYNOLDS NUMBER AND DEGREE OF REDUCTION

Gerasimov O.V., Kritsky B.S.

Presented methodology to the design and check calculations of an isolated propeller for mini-UAV based on the vortex theory of Zhukovsky. Results of the calculation of propeller mini-UAVs and their comparison with results matching propeller on a normal chart. Shows the effect of Re , as well as the degree of reduction in the aerodynamic and geometric characteristics of the propeller.

Key words: propeller, unmanned aerial vehicle, efficiency.

Сведения об авторах

Герасимов Олег Викторович, 1962 г.р., окончил Харьковское ВВАИУ (1985), кандидат технических наук, научный сотрудник Истринского экспериментально-механического завода, автор 24 научных работ, область научных интересов – численные методы и их алгоритмическая реализация, аэродинамика несущего винта.

Крицкий Борис Сергеевич, 1949 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1976), доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, автор более 150 научных работ, область научных интересов – численные методы в аэрогидродинамике, аэродинамика и аэроакустика винтокрылых летательных аппаратов.

УДК 629.735.45.015.3.035.62

ИССЛЕДОВАНИЕ ВИХРЕВОЙ СИСТЕМЫ И ИНДУКТИВНЫХ СКОРОСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА НА РЕЖИМАХ ВИСЕНИЯ И КРУТОГО ПЛАНИРОВАНИЯ

В.С. КРЫМСКИЙ, В.М. ЩЕГЛОВА

Статья представлена доктором технических наук, профессором Крицким Б.С.

Объектом исследования является лопасть несущего винта вертолета и вихревые следы за ним. С помощью изложенных в [1] методов расчета для режимов горизонтального полета при $\mu = 0,01$ и крутого планирования с углом атаки несущего винта $\alpha_v \approx 80^\circ - 85^\circ$ исследованы вихревые следы за винтом и индуктивные скорости в следе за несущим винтом. Были рассмотрены и такие предельные режимы, как "вихревое кольцо".

Ключевые слова: аэродинамические нагрузки, индуктивные скорости, вихревой след, "вихревое кольцо".

В ЦАГИ разработана теория и развит весьма экономный по потребным ресурсам компьютера метод расчета формы вихревой пелены за несущим винтом вертолета [1]. Разработанная и совершенствовавшаяся в течение ряда лет в ЦАГИ программа расчета поля индуктивных скоростей несущего винта в косом потоке дает возможность расчета нелинейных деформаций свободного диффундирующего вихревого следа (для $|\mu| \geq 0,01$) с помощью специальной подпрограммы (Subroutine TsRFW).

В работе [1] излагаются основные положения указанного метода и процедуры расчета. В основе лежит представление пелены в поточной системе осей координат и последовательный учет деформаций в точках ряда "сечений", перпендикулярных скорости набегающего потока. В нулевом приближении форма пелены задается в линейном виде. Уточнение координат формы нелинейной системы вихрей производится по формулам Эйлера, при этом для экономии счета в "сечениях", лежащих выше расчетного, на данном шаге уточнения не вводятся, а в "сечениях", лежащих ниже расчетного, исправляются координаты на прирост их в расчетном по сравнению с предыдущим приближением. Программы приспособлены и для исследования режимов снижения, висения, а также и "вихревого кольца".

Исследования по визуализации на режимах висения свидетельствуют о том, что в реальных условиях полета практически невозможно получить идеальное висение относительно воздушной массы из-за разных причин. Горизонтальный полет с $\mu = 0,01$ практически можно считать висением. Полученные при параметрических расчетах результаты показывают то же самое. Принятые предположения и расчетные процедуры основывались на анализе свободного диффундирующего вихревого следа. Лопасть моделируется несущим вихрем, имеющим ядро малого конечного радиуса. Свободный вихревой след каждой лопасти представляется конечным числом дискретных вихрей, отходящих от лопастей.

Вектор индуктивной скорости Δv , индуцированный элементом вихря Δl , рассчитывается с помощью модифицированного закона Био-Савара [1]

$$d\vec{v} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{d\vec{l} \times \vec{r}}{|\vec{l} \times \vec{r}|^2 + d\vec{l}^2 \varepsilon^2} \left(\frac{d\vec{l} \times \vec{r}_A}{\sqrt{\vec{r}_A^2 + \varepsilon^2}} - \frac{d\vec{l} \times \vec{r}_B}{\sqrt{\vec{r}_B^2 + \varepsilon^2}} \right) d\vec{l},$$

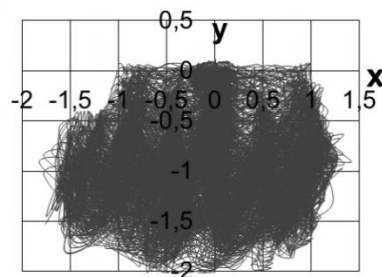
где $\vec{r}_A$ и $\vec{r}_B$ – радиус-векторы, соединяющие точки $A(x_1, y_1, z_1)$ и $B(x_2, y_2, z_2)$ начала и конца отрезка вихря с точкой приложения скорости с координатами x, y, z . Координаты точек A и B определяются из расчета переноса вихрей, где определяются траектории движения вихрей.

Методика апробирована на расчете махового движения шарнирно закрепленной лопасти четырехлопастного модельного несущего винта с радиусом 0,8 м, с коэффициентом подъемной силы, равным $C_l = 0,016$, и заполнением $\sigma = 0,138$. Лопасти имеют прямоугольную форму в плане с линейной круткой $-5,5^\circ$ и профиль NACA23010 по всему размаху.

Достоверность предлагаемой методики проверена тестированием модели и ее элементов на материалах экспериментов и методических численных расчетах и определяется удовлетворительным согласованием полученных результатов расчетных и экспериментальных исследований на режиме висения. Так как точного решения задачи не существует, говорить можно о качественном приближении расчетной вихревой пелены к экспериментальному следу.



а



б

Рис. 1

На рис. 1а представлена кинограмма визуализации воздушного потока вблизи несущего винта на режиме висения на высоте 200 м вертолета Ми-8 – данные В.П. Бутова. Видно, что концевые жгуты начинают размываться практически сразу же после схода вихрей с лопасти несущего винта. В местах очагов размывания (когда лопасть встречается с вихрем, сошедшим с предыдущей лопасти) образуются "сгустки" дыма. На рис. 1б отображена расчетная форма пелены на режиме висения, которая имеет много общего в своей структуре с материалами по визуализации вихрей дымом.

Для осредненных по времени индуктивных скоростей в вихревом следе винта для различных расстояний y/R от плоскости вращения результаты расчетов представлены на рис. 2.

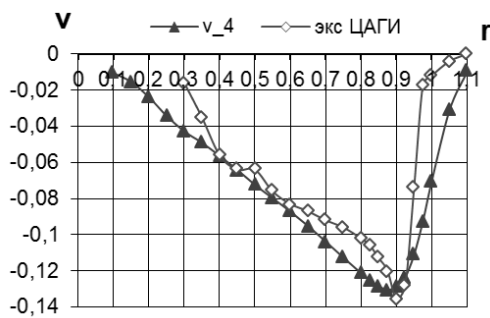
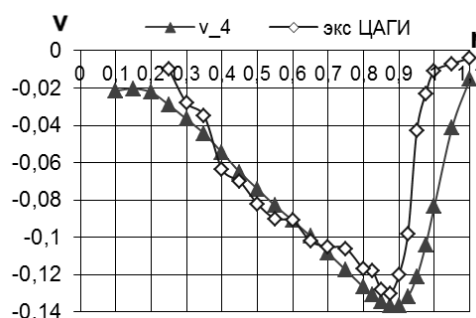
а – $y/R = 0,1$ б – $y/R = 0,2$

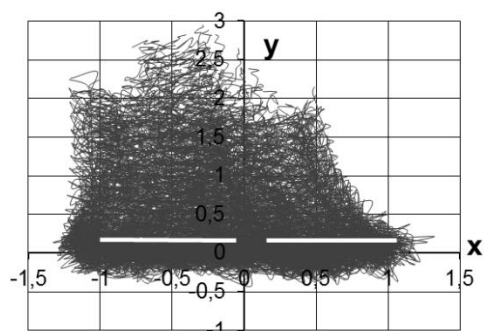
Рис. 2

Сопоставление расчетных и экспериментальных величин осевой компоненты $V_y/\omega R$ показывает, что их величины практически совпадают [2]. Некоторые несоответствия могут быть объяснены не совсем корректным учетом аэродинамических характеристик на конце лопасти, а также, что эксперимент был проведен для чистого висения, а расчет висения осуществлялся для горизонтального полета с малой характеристикой полета $\mu = 0,01$, что практически можно считать висением.

Скорость $V_y/\omega R$ перемещения точек вихревого следа в осевом направлении относительно винта $\bar{V}_y = \bar{V}_\infty - \bar{V}_B$, $\bar{V}_B < 0$ складывается из постоянной скорости $V_\infty/\omega R$ набегающего на винт невозмущенного потока и постоянной индуктивной $v_B/\omega R$, определяемой в соответствии с теоремой об импульсе количества движения по формуле

$$\bar{v}_B = \sqrt{C_{tB}/4}. \quad (1)$$

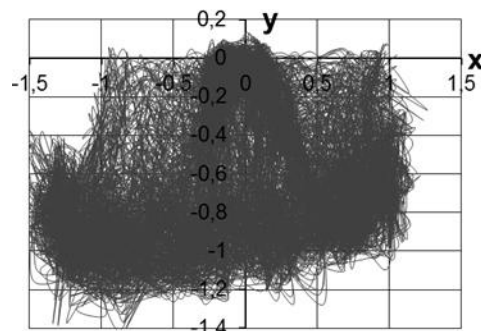
При достаточно большом значении $V_y/\omega R$ некоторая часть воздуха перетекает через несущий винт и создает тем самым режим, который называется "вихревое кольцо". В этом случае скорость снижения того же порядка, что и индуктивная скорость на режиме висения. Поток здесь неустойчив. Форма вихревого следа на режимах вихревого кольца (рис. 3а) – это наглядное представление о сложной картине обтекания несущего винта на этом режиме. В образовании циркуляционного движения на режимах вихревого кольца принимают участие все вихри, сходящие с лопасти. Ось вихревого кольца почти вплотную приближается к плоскости вращения. Вместе с основным циркуляционным движением концевых вихрей образуется вторичное циркуляционное течение противоположного вращения по отношению к основному вихревому кольцу, создаваемое вихрями, сходящими с комлевых частей. Часть спиралей этого вторичного образования вытянуты к центру винта и вверх.



а – $V_y/\omega R \ll -0,0621$



б – $V_y/\omega R = -0,0621$



в – $-0,0621 < V_y/\omega R < 0$

Рис. 3

На рис. 3б приведена расчетная траектория элементов вихрей на большой относительной скорости снижения ($V_y/\omega R \ll -0,0621$). На верхней поверхности диска образуется четко выделенная вихревая струя по типу цилиндрической вихревой системы. Взаимодействие вихрей, вследствие малости здесь индуктивных скоростей, является слабым. Расчетная пелена показывает, что здесь уже наблюдается зачаточное зарождение вихревого кольца в районе диска винта, появляется явная граница торможения.

Вид приведенного на рис. 3в вихревого следа уже приближается к вихревому следу на висении. Ось начинающихся завихрений лежит достаточно далеко от плоскости вращения. Рисунки показывают, что есть существенное изменение картины обтекания потоком несущего винта по сравнению с висением. Одним из отличий является то, что вихревой след смещен назад по потоку и охватывает переднюю половину диска несущего винта.

На рис. 4 приведены мгновенные индуктивные скорости на относительном расстоянии от плоскости вращения, равном $0,1R$. Взяты мгновенные индуктивные скорости для режимов висения, режимов вихревого кольца, когда скорости равны $V_y/\omega R = -0,112$, $V_y/\omega R = -0,0621$, $V_y/\omega R = -0,0271$. По сравнению с висением режимы вихревого кольца имеют колебания с большей амплитудой и небольшим сдвигом фаз. В колебаниях с $V_y/\omega R = -0,0621$ появляется вторая гармоника. Мгновенные индуктивные скорости при висении хорошо согласуются с результатами работы [2].

В практических расчетах в зоне режимов вихревого кольца используются зависимости изменения осредненной по диску относительной индуктивной скорости $\tilde{v} = \bar{v}/\bar{v}_B$ в функции ско-

рости снижения $\tilde{V}_y = \bar{V}_y / \bar{V}_B$, $\tilde{v} = f(\tilde{V}_y)$, где $\bar{V}_B$ – осредненная по диску индуктивная скорость на висении (1).

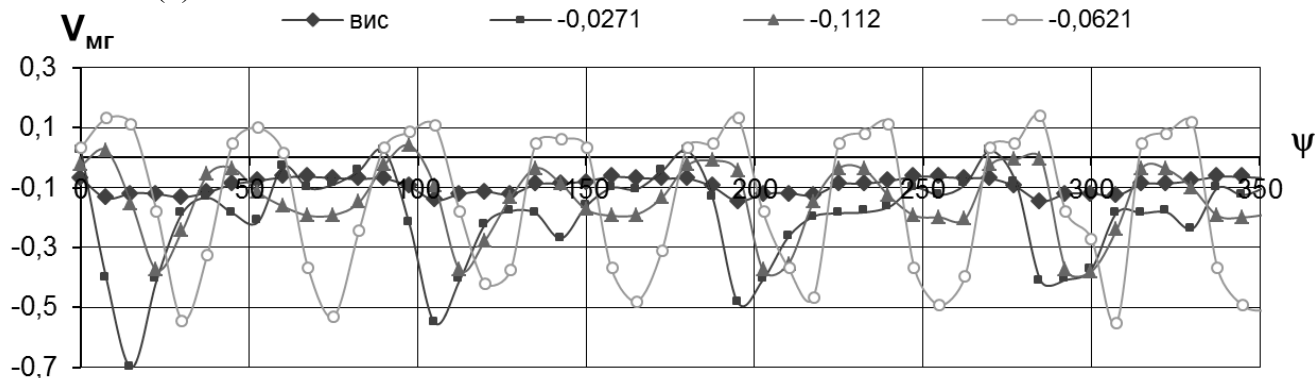


Рис. 4

Полученная в данных расчетах зависимость между индуктивными скоростями и скоростями снижения сравнивается с аналогичными расчетными и экспериментальными зависимостями из работы [4] (рис. 5).

На рис. 5 представлены расчетные кривые $\tilde{v} = f(\tilde{V}_y)$, которые получили Chang Chen и J.V.R. Prasad [4] моделированием вихревой системы несущего винта с помощью кольцевых вихрей (Vortex Ring Model). На рис. 5 это выделенные закрашенными маркерами точки. Экспериментальные кривые $\tilde{v} = f(\tilde{V}_y)$ трубного эксперимента (маркеры не закрашены) были получены Castles и Gray для винтов, аналогичных расчетным исследованиям.

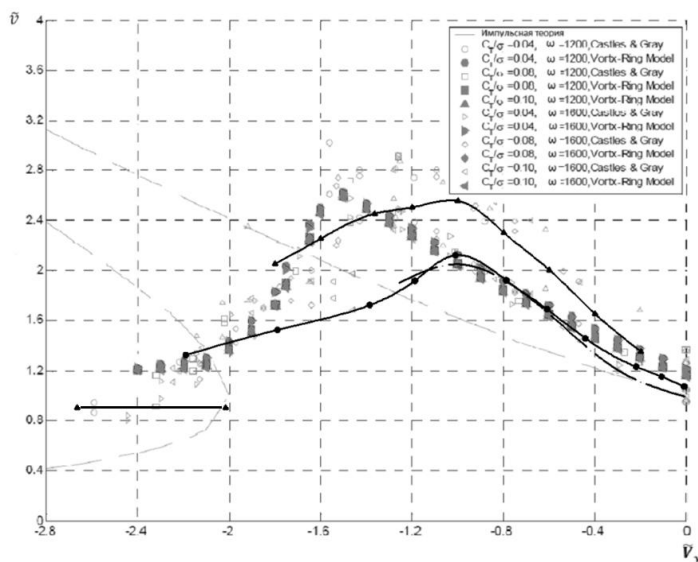


Рис. 5

Эксперимент и расчеты проводились для винтов с лопастями разной формы в плане, различными крутками и радиусами, коэффициентами силы тяги и заполнением, числом оборотов винта $n(\omega)$, что приводит к широкому диапазону зависимостей $\tilde{v} = f(\tilde{V}_y)$ и облегчает сопоставление разных данных.

Расчетные кривые данной работы (сплошная кривая с треугольными маркерами для рулевого винта и сплошная кривая с круглыми маркерами – для несущего) были получены при значениях $C_t/\sigma = 0,1160$ и $n = 1194$ об/мин для несущего винта (близких к C_t/σ и n из [4]) и $C_t/\sigma = 0,126$ и $n = 2123$ об/мин для рулевого. Сравнение этих материалов с материалами из [4] дает удовлетворительный результат. Также хорошо сопоставима с результатами расчетов и эксперимента из [4] кривая из трубного эксперимента Антропова в пределах скоростей снижения $-1,2 < \tilde{V}_y < 0$ (штрихпунктирная линия).

На основании летных испытаний (ONERA) и расчетных результатов [4] на рис. 6 нанесены графики кривых $\tilde{v} = f(\tilde{V}_y)$. Эксперимент проводился на вертолете SA 365N Dauphin 6075 с взлетной массой 3500 кг. Несущий винт имел радиус 5,965 м, заполнение $\sigma = 0,083$ и крутку лопастей – $10,2^\circ$. Расчетная кривая (сплошная линия с круглыми маркерами) для несущего винта, близкого по параметрам к вышеуказанному, неплохо совпадает с результатами летных испытаний (ONERA).

Экспериментальная кривая летного эксперимента Акимова (сплошная линия) также удовлетворительно согласуется с летным экспериментом (ONERA) в пределах скоростей снижения $-1,2 < \tilde{V}_y < 0$.

Результаты расчетов на осевых режимах при $\alpha_b = 85^\circ - 86^\circ$ позволяют сделать вывод, что проведенная серия расчетов с использованием методики [1] может быть применена с приемлемой точностью и степенью сходимости к режимам висения, снижения и вихревого кольца. На режимах вихревого кольца, при крутом планировании отмечены пульсации относительно некоторого среднего установившегося положения коэффициентов силы тяги и крутящего момента порядка 10 % – 15 %, являющиеся одним из признаков наличия вихревого кольца. Признаками возникновения вихревого кольца могут служить также и падение силы тяги, и возрастание крутящего момента при фиксированном значении угла установки лопасти. Полученное в расчетах увеличение индуктивной скорости более чем в два раза также является одним из основных признаков вихревого кольца.

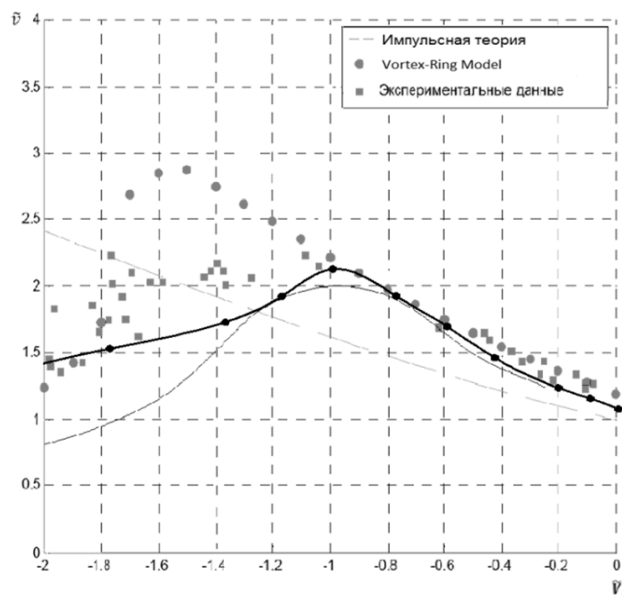


Рис. 6

ЛИТЕРАТУРА

1. Щеглова В.М. К расчету индуктивных скоростей за несущим винтом по нелинейной модели с учетом диффузии вихрей // Ученые записки ЦАГИ. - 2007. - Т. XXXVIII. - № 3 – 4. - С. 57 – 71.
2. E. Berton, D. Favier, C. Maresca, M. Nsi Mba and E.S. Vozhdayev, V.A. Golovkin, N.N. Tarasov, A.A. Maslennikov. Experimental and Numerical Obtained at LAMB and TsAGI. 29th European Rotorkraft Forum, 16 – 18 September 2003, Friedrichshafen, Germany.
3. У. Джонсон. Теория вертолета: в 2-х т. - М.: Мир, 1983.
4. Chang Chen, J.V.R. Pracad. Ring Vortex Model for Descent Flight. American Helicopter Society 61st Annual Forum, Grapevine, Texas, June 1 – 3, 2005.

THE INVESTIGATION OF ROTOR'S INFLOW AND MAIN ROTOR'S INDUCED VELOCITY AT HOVER AND AT STEEP DESCENTS

Krimskiy V.S., Shcheglova V.M.

An object of the research is the blade of the main rotor of the helicopter and the vortex wake behind the blade. The vortex wake behind the main rotor and the induced velocity in the wake were investigated by means of stated in [1] the methods of calculation for horizontal flight at $\mu=0,01$ and steep descent flight with $\alpha_b \approx 80 - 85^\circ$ (α_b – an angle of attack of the main rotor). The vortex ring state has been considered also.

Key words: aerodynamic loadings, induced velocity, vortex wake, vortex ring.

Сведения об авторах

Крымский Владимир Сергеевич, 1990 г.р., окончил МАИ (2013), инженер ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, область научных интересов – динамика полета вертолетов.

Щеглова Валентина Михайловна, окончила МАИ (1958), ведущий инженер ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, автор 60 научных работ, область научных интересов – аэроупругость и аэродинамика несущего винта, вихревые структуры за несущим винтом.

УДК 629.735

ВЛИЯНИЕ ВНЕШНЕГО БАКА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА-КРИОПЛАНА

Ю.С. МИХАЙЛОВ, А.В. ПЕТРОВ, В.И. ЧЕРНОУСОВ, В.В. ГУБСКИЙ

По заказу редакционной коллегии

Статья представлена доктором технических наук, профессором Вышинским В.В.

Приведены результаты расчетных и экспериментальных исследований влияния внешнего топливного бака на продольные и боковые аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета. Даны оценки величины сопротивления внешнего бака и его влияния на аэродинамическое качество модели самолета. Выявлено существенное снижение путевой статической устойчивости модели самолета при установке бака. Разработаны и исследованы мероприятия по повышению путевой устойчивости самолета-криоплана.

Ключевые слова: легкий транспортный самолет-криоплан, внешний топливный бак, аэродинамические характеристики, эффективность органов управления.

Введение

Криогенное топливо вследствие малой плотности требует для своего размещения крупногабаритных внешних топливных баков или значительных объемов внутри летательного аппарата. Более того, в отличие от керосина, который может быть практически размещен в любой полости вблизи центра масс, криогенные топлива требуют специальных емкостей, для которых отношение площади омываемой поверхности (S) к объему (V), определяемое геометрическим параметром $S^{1,5}/V$, должно быть минимальным с целью снижения притока тепла.

В связи с этим основной проблемой при разработке аэродинамических компоновок самолетов-криопланов является выбор рационального расположения и формы топливных баков с целью минимизации их вредного влияния на аэродинамические и летные характеристики, характеристики устойчивости и управляемости самолета, а также поддержание в них экстремально низкой температуры (жидкий водород: $t = -253^\circ\text{C} \div -258^\circ\text{C}$, жидкий метан: $t = -162^\circ\text{C} \div -182^\circ\text{C}$).

В рамках концептуальных исследований по формированию облика перспективных транспортных самолетов-криопланов, проводимых при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (Государственный контракт № П664 от 19 мая 2010 г.), выполнен комплекс исследований, включающий:

- анализ проблем формирования аэродинамических компоновок самолетов-криопланов [1];
- концептуальное проектирование легкого транспортного самолета-криоплана [2].

В настоящей работе приведены основные результаты расчетных и экспериментальных исследований влияния внешнего топливного бака на аэродинамические характеристики модели самолета-демонстратора.

Краткое описание модели легкого транспортного самолета

Экспериментальные исследования влияния внешнего топливного бака на аэродинамические характеристики самолета-демонстратора выполнены на модели легкого транспортного самолета (ЛТС) с взлетным весом $G_{\text{взл}} = 5670$ кгс, предназначенного для грузовых и пассажирских перевозок с крейсерской скоростью $V \approx 350$ км/ч – 430 км/ч на высоте $H = 3$ км.

Аэродинамическая компоновка ЛТС выполнена по нормальной схеме с высокорасположенным крылом, фюзеляжем прямоугольной формы с увеличенной площадью миделя ($\bar{S}_{\text{м.ф}} = 0,16$),

имеющем погрузочную рампу в хвостовой части, и "палубным" вариантом оперения с фиксированным углом установки стабилизатора. Силовая установка состоит из двух ТВД, установленных под крылом. Краткое описание основных элементов компоновки приведено ниже.

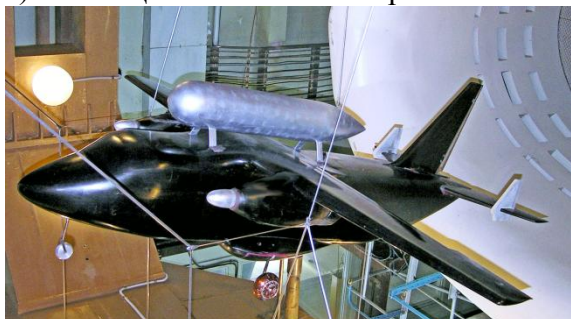
Крыло трапецевидной формы в плане с углом стреловидности по передней кромке $\chi_{\text{лк}} = 6,5^\circ$ установлено под нулевым углом относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ). Основные геометрические параметры крыла следующие: удлинение – $\lambda = 8,76$, сужение – $\eta = 2,56$. Компоновка крыла выполнена с использованием высоконесущего профиля П4М с относительной толщиной $\bar{c} = 15\%$. Для увеличения подъемной силы крыла на режимах взлета и посадки используется двухщелевой поворотный закрылок с фиксированным дефлектором. Рабочий диапазон углов отклонения закрылка на режиме взлета равен $\delta_3 = 20^\circ - 25^\circ$ и на посадке – $\delta_3 = 40^\circ - 50^\circ$. В концевой части крыла расположен элерон с относительной хордой за ось вращения $B_3' = 35\%$ и размахом 23% .

Фюзеляж модели имеет форму поперечного сечения, близкую к прямоугольной, характеризующуюся малым радиусом сопряжения боковых панелей с нижней панелью и увеличенным радиусом сопряжения боковых панелей с верхней. Угол наклона нижней поверхности хвостовой части фюзеляжа относительно СГФ равен $\approx 28^\circ$.

Оперение однокилевое с "палубным" расположением стабилизатора. В компоновке горизонтального оперения использован модифицированный симметричный профиль с плавным отгибом вверх носовой части. Для улучшения боковых характеристик модели установлены дополнительные вертикальные поверхности (ДВП) на горизонтальном оперении в следе за воздушными винтами с относительной площадью $S_{\text{ДВП}}/S_{\text{во}} = 2 \times 0,1625$.

Внешний топливный бак ($\bar{S}_{\text{м.б}} = 0,032$) с круглой формой поперечного сечения установлен с помощью специальных кронштейнов над фюзеляжем.

Фотография модели самолета с внешним баком в рабочей части аэродинамической трубы (АДТ) Т-102 ЦАГИ показана на рис. 1.



Удлинение крыла	8,76
Относительная площадь миделя фюзеляжа	0,16
Коэффициент статического момента Аго	0,76
Коэффициент статического момента Вво	0,085
Удлинение бака	5,74
Относительная площадь миделя бака	0,032
Относительная площадь ДВП ($S_{\text{ДВП}}/S_{\text{во}}$)	0,325

Рис. 1. Фотография модели самолета-демонстратора в рабочей части АДТ Т-102 ЦАГИ

Расчетная оценка влияния бака на аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета

Предварительное исследование влияния внешнего бака на аэродинамические характеристики (АДХ) модели самолета-демонстратора включало:

- расчет продольных и боковых характеристик модели самолета;
- определение эффективности органов управления;
- расчет сопротивления изолированного бака.

Первые две оценки выполнены на основании расчетных данных, полученных с использованием метода вихревой решетки (МВР) [3]. Расчеты АДХ модели в крейсерской конфигурации выполнены для режима полета с малой скоростью ($M \approx 0,15$), соответствующей испытаниям модели в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ. Для расчета сопротивления изолированного бака использована методика, приведенная в работе [4].

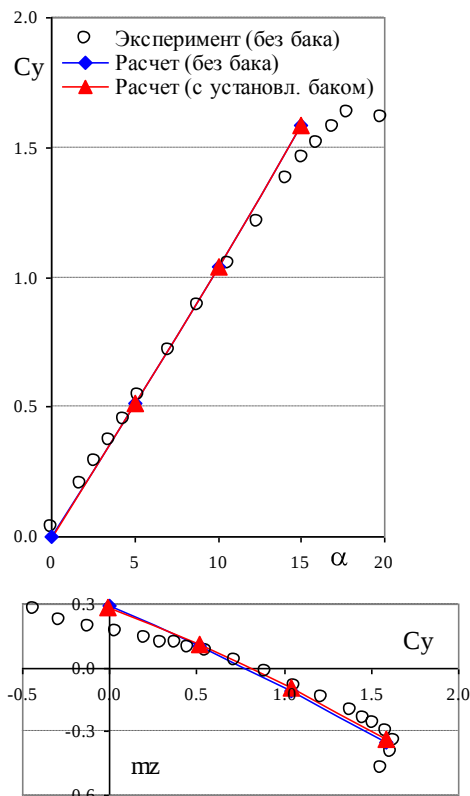


Рис. 2. Влияние бака на несущие и моментные характеристики модели

наличие области пониженного давления на носовой части бака, создающей дестабилизирующий момент рыскания. Расчетные значения производных C_z^β , m_y^β и m_x^β для модели без бака и с установленным баком приведены в табл. 1.

Таблица 1

Бак	C_z^β	m_y^β	m_x^β
—	-0,016	-0,0017	-0,0019
+	-0,0145	-0,0004	-0,0018

Расчетные оценки показали, что эффективности органов управления: горизонтального оперения ($m_z^{\text{фго}}$), руля высоты ($m_z^{\text{дрв}}$), элеронов ($m_x^{\text{до}}$), а также руля направления ($m_y^{\text{дрн}}$) сохраняются при установке надфюзеляжного бака (табл. 2).

Таблица 2

Бак	$m_z^{\text{фго}}$	$m_z^{\text{дрв}}$	$m_x^{\text{до}}$	$m_y^{\text{дрн}}$	Примечание
—	-0,0490	-0,0275	-0,0016	-0,0024	эксперимент
—	-0,0502	-0,0283	-0,0015	-0,0024	расчет
+	-0,0502	-0,0283	-0,0015	-0,0023	расчет

Расчет коэффициента сопротивления изолированного топливного бака (C_{x_6}) выполнен по формуле [4]:

$$C_{x_6} = \left[\frac{0.455}{\lg(\text{Re}_6)^{2.58}} \cdot \frac{1 - X_{п_6}}{(1 + 0.1 M^2)^{0.75}} \cdot 3.37 \lambda_6 \left(0.8 + \frac{3.6}{\lambda_6} \right) \cdot K_6 \right] + 0.011 \left[\frac{0.37}{(0.37 - M + M_{кр_6})} \right]^5 = 0.145,$$

используемой для расчета сопротивления фюзеляжа, со следующими значениями параметров:

- $X_{п_6} = 0,05$ – относительное положение перехода ламинарного ПС в турбулентный;
- $\lambda_6 = 5,74$ – удлинение бака;

Согласно результатам расчетов и эксперимента установка надфюзеляжного бака не оказывает заметного влияния на продольные (несущие и моментные) характеристики модели (рис. 2).

Однако наличие бака существенно уменьшает путевую статическую устойчивость модели самолета (рис. 3). Причиной этого, как показали расчетные исследования, являются снижение аэродинамической нагрузки (уменьшение боковой силы) на части вертикального оперения, расположенного в следе за баком, а также

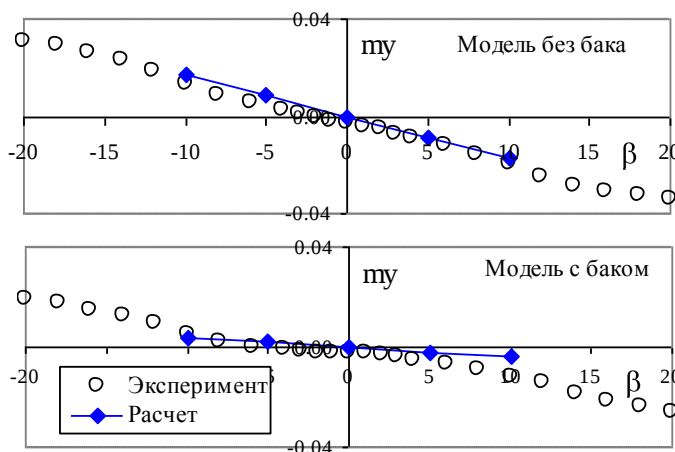


Рис. 3. Влияние бака на путевую устойчивость

- K_6 – коэффициент, учитывающий форму бака;
- $M_{кр\ 6}$ – критическое число Маха для бака ($M = 0,7$);
- $Re_6 = 3 \cdot 10^6$ – число Рейнольдса, вычисленное по длине бака.

Сопротивление изолированного бака ($C_{x_{из.6}}$), отнесенное к площади крыла, равно

$$C_{x_{из.6}} = C_{x_6} \cdot S_{м.6}/S_{кр} = 0,145 \cdot 0,0322 = 0,0047.$$

Экспериментальные исследования модели самолета-демонстратора в аэродинамических трубах ЦАГИ

Испытания модели самолета-демонстратора в аэродинамических трубах ЦАГИ включали комплексные исследования влияния внешнего бака:

- на продольные АДХ;
- на боковые АДХ;
- на эффективность органов управления.

Сравнение результатов испытаний модели в крейсерской конфигурации без бака, с баком и дополнительными вертикальными поверхностями (ДВП), установленными на горизонтальном оперении для улучшения путевой устойчивости самолета, показано на рис. 4. Установка бака над фюзеляжем оказала малое влияние на несущие свойства ($C_y = f(\alpha)$), значения производной $C_{y'}$, а также привела практически к эквидистантному смещению поляр (увеличению C_x) на величину $\Delta C_x \approx 0,006$. Установка дополнительных вертикальных поверхностей на горизонтальном оперении несколько увеличила сопротивление модели ($\Delta C_{x_0} \approx 0,0015$) и повысила запасы продольной статической устойчивости.

Суммарное снижение уровня аэродинамического качества от установки внешнего бака и ДВП составило:

- $\Delta K \approx 1,0$ для крейсерского значения $C_{y_{кр}} = 0,4$ (в отсутствии ДВП снижение качества от установки бака составляет $\Delta K \approx 0,8$);
- $\Delta K \approx 1,3$ в области K_{max} .

Аналогичный характер влияния бака и ДВП получен во взлетной и посадочной конфигурациях модели.

Испытания модели по углам скольжения, проведенные при фиксированном значении угла атаки $\alpha_T = 5^\circ$, показали существенное снижение запаса путевой устойчивости (m_y^β) в диапазоне углов скольжения $\beta = \pm 6^\circ$, несмотря на наличие ДВП (рис. 5). Дальнейшее увеличение угла β приводит к повышению путевой устойчивости.

Влияние угла отклонения закрылков ($\delta_3 = 0^\circ, 20^\circ$ и 50°) на боковые характеристики модели с установленными баком и ДВП показано на рис. 6. Там же приведены аналогичные результаты испытаний без хвостового оперения и ДВП.

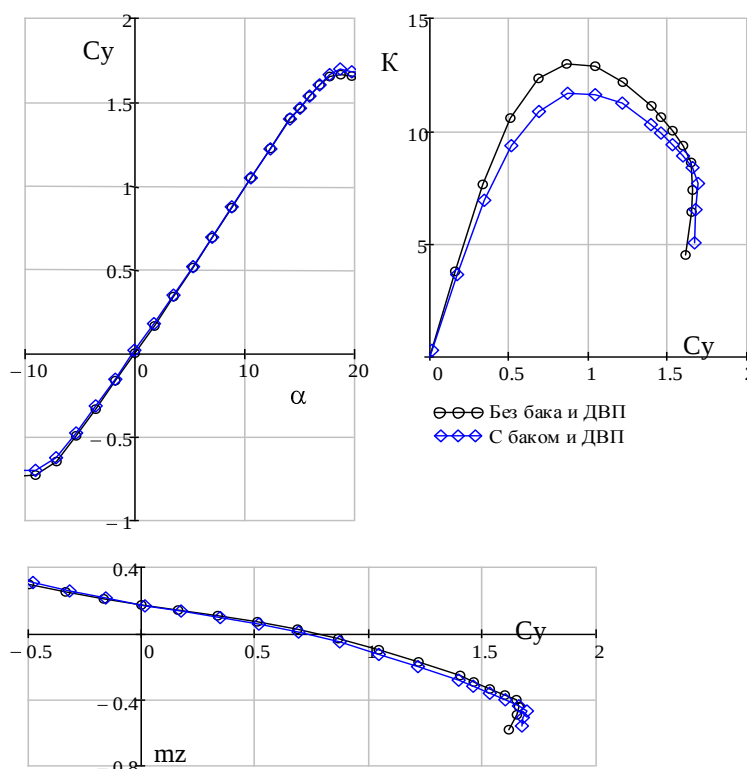


Рис. 4. Влияние бака и ДВП на характеристики модели в крейсерской конфигурации

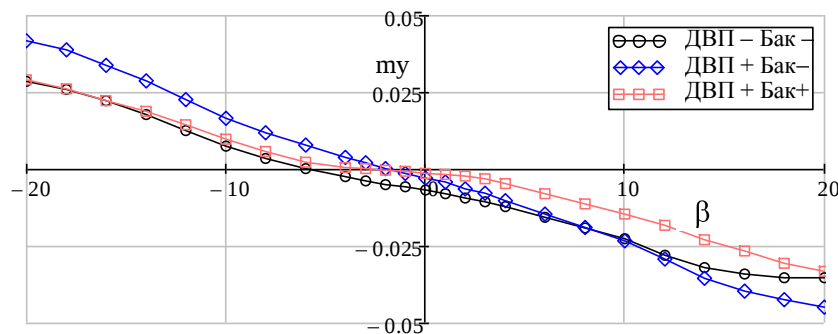


Рис. 5. Влияние установки бака и ДВП на путевую устойчивость модели самолета в крейсерской конфигурации

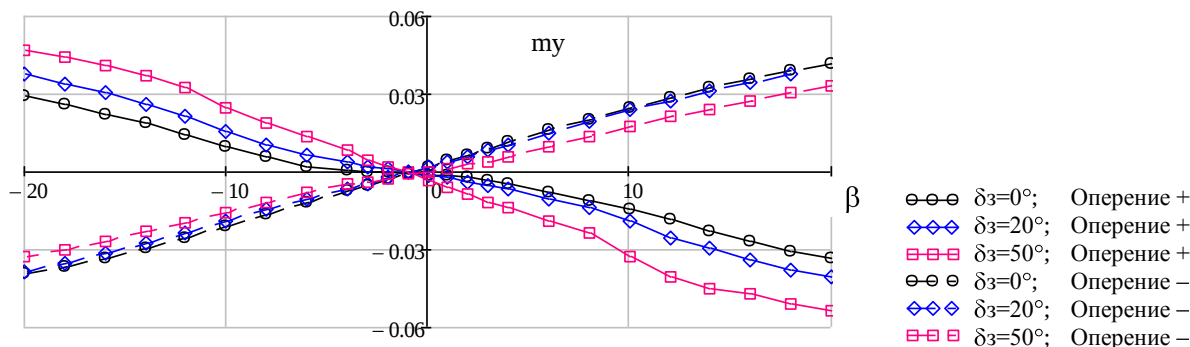


Рис. 6. Влияние закрылков на путевую устойчивость модели самолета с баком и ДВП

Увеличение скоса потока в области оперения при отклонении закрылков оказало положительное влияние на путевую устойчивость модели с баком и ДВП. Так, по сравнению с крейсерской конфигурацией с запасом путевой статической устойчивости $m_y^\beta = -0,0005$ получены следующие значения m_y^β :

$$-\delta_3 = 20^\circ - m_y^\beta = -0,0011;$$

$$-\delta_3 = 50^\circ - m_y^\beta = -0,0028.$$

Результаты вторичной обработки результатов испытаний модели с хвостовым оперением и без него показали, что вклад вертикального оперения в создание боковой силы и путевого момента возрастает с увеличением угла отклонения закрылков.

Влияние бака на эффективность органов управления определена на основании сравнения располагаемых управляющих моментов и значений производных этих моментов по углам отклонения органов управления. При вычислении располагаемых управляющих моментов в качестве базовой конфигурации взята конфигурация модели с баком и нулевыми углами отклонения органов управления. Результаты испытаний, подтвердившие данные расчетов, показали, что установка бака практически не влияет на эффективность стабилизатора и органов управления, включая руль направления.

Визуализация спектров обтекания модели с баком

В дополнение к весовым испытаниям проведена визуализация спектров обтекания верхней и боковой поверхностей крейсерской конфигурации модели по углам скольжения при фиксированном значении угла атаки $\alpha_T = 5^\circ$ (рис. 7).

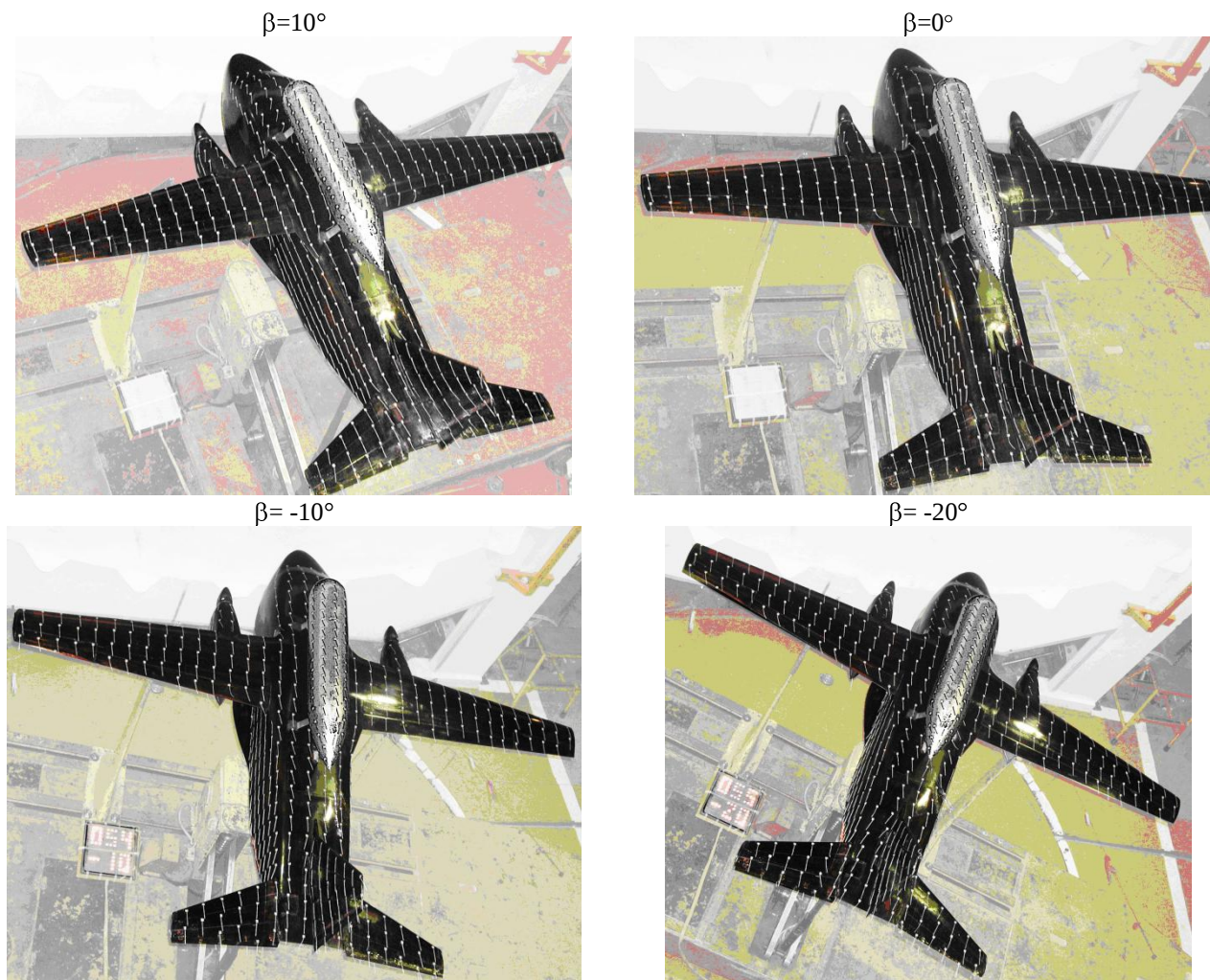


Рис. 7. Визуализация спектров обтекания модели с баком

Визуализация выполнена с помощью метода "шелковинок" при скорости набегающего потока $V = 40$ м/с ($Re_{вд} = 0,83 \times 10^6$).

Изменение угла скольжения приводит к характерной перестройке спектров обтекания элементов компоновки модели, заключающейся в ориентации "шелковинок" под определенным углом по отношению к набегающему потоку. Наиболее заметно это происходит в носовой части фюзеляжа, мотогондол и внешнего бака, где местное значение угла поворота шелковинок близко к значению угла скольжения. Влияние угла скольжения менее выражено на верхних поверхностях крыла и горизонтального оперения. Практически полное выравнивание потока по оси фюзеляжа наблюдается в его хвостовой части. Для рассматриваемого значения угла атаки ($\alpha_T = 5^\circ$) обтекание верхней поверхности модели и внешнего бака практически безотрывное во всем рассмотренном диапазоне углов скольжения $\beta = 10^\circ \div -20^\circ$, включая видимую часть поверхности вертикального оперения.

Появление нелинейности в зависимости $m_y(\beta)$ (рис. 5) при относительно малых значениях угла скольжения $\beta = \pm 6^\circ$, по-видимому, обусловлено обтеканием вертикального оперения заторможенным потоком в следе за внешним баком.

Предложение по повышению путевой устойчивости самолета-криоплана

Исключить попадание заторможенного потока за внешним баком на вертикальное оперение при малых углах скольжения можно применив "V-образное" оперение, состоящее из двух не-

сущих поверхностей с высоким значением положительной "V-образности".

Расчетная оценка боковых АДХ модели с "V-образным" оперением, геометрические параметры которого выбраны из условия равенства площади его горизонтальной проекции при угле "V-образности" $\psi = 45^\circ$ с "палубным" вариантом оперения, показала возможность обеспечения наибольших запасов путевой статической устойчивости модели с внешним баком по сравнению с рассмотренным вариантом палубного оперения, а также Т-образного оперения (рис. 8).

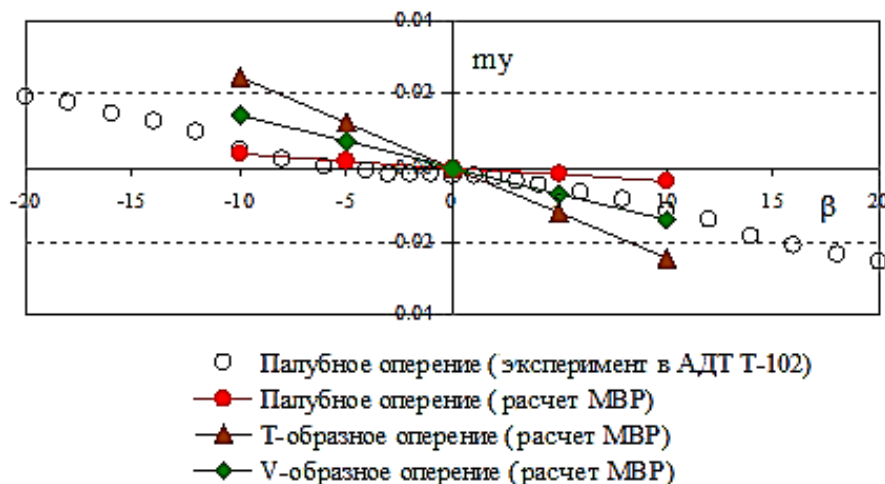


Рис. 8. Расчетные оценки путевого момента модели самолета с тремя вариантами оперения

Однако реализация "V-образного" оперения на самолете потребует проведения большого объема исследований в АДТ при разработке системы управления самолетом из-за перекрестного влияния отклонения рулей на характеристики управления в продольном и путевом каналах.

Выводы

Выполненные расчетные и экспериментальные исследования показали, что установка внешнего бака для криогенного топлива на легком транспортном самолете нормальной схемы снижает его максимальное аэродинамическое качество на $\Delta K_{\max} \approx 1,3$ и на $\Delta K \approx 0,8$ при крейсерском значении коэффициента подъемной силы $C_{y_{кр}} = 0,4$, существенно уменьшает путевую статическую устойчивость самолета и практически не влияет на его несущие свойства и эффективность органов управления. Показано, что характеристики путевой статической устойчивости самолета-криоплана с внешним топливным баком могут быть улучшены за счет установки дополнительных вертикальных поверхностей на горизонтальном оперении, расположенных в следе за воздушными винтами, или при использовании "V-образного" хвостового оперения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Михайлов Ю.С., Петров А.В. Проблемы формирования аэродинамических компоновок самолетов-криопланов // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2012. - № 175. - С. 70 – 77.
2. Михайлов Ю.С., Петров А.В., Черноусов В.И. Концептуальное проектирование легкого транспортного самолета-криоплана // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2012. - № 177. - С. 47 – 54.
3. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. - М.: Наука, 1978.
4. Баринов А.В. Расчет коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов // Труды ЦАГИ. - 1983. - Вып. 2205.

INFLUENCE OF AN EXTERNAL TANK ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF CRYOPLAN

Mikhailov Y.S., Petrov A.V., Chernousov V.I., Gubsky V.V.

The calculation and experimental investigations of an external fuel tank influence on longitudinal and lateral aerodynamic characteristics of the light transport cryoplan model has been executed. Tank influence on drag coefficient and lift-drag ratio of the model is presented. It's revealed the essential decreasing the model directional stability due to tank installation. Technical solutions intended for increasing cryoplan's directional stability are developed and preliminarily investigated.

Key words: light transport cryoplan, external fuel tank, aerodynamic characteristics, control surface efficiency.

Сведения об авторах

Михайлов Юрий Степанович, 1947 г.р., окончил КАИ (1971), кандидат технических наук, начальник сектора аэродинамики легких самолетов ЦАГИ, автор более 70 научных работ, область научных интересов – аэродинамическое проектирование дозвуковых самолетов.

Петров Альберт Васильевич, 1939 г.р., окончил МАИ (1963), доктор технических наук, профессор МАИ, начальник отдела аэродинамики самолетов ЦАГИ, автор более 140 научных работ, область научных интересов – аэродинамика самолетов различного назначения.

Черноусов Владимир Иванович, 1963 г.р., окончил МАИ (1987), главный конструктор легкого транспортного самолета "Битюг" и широкофюзеляжного среднемагистрального самолета "Фрегат Экоджет", автор 5 научных работ, область научных интересов – аэродинамика самолетов различного назначения.

Губский Виталий Валентинович, 1987 г.р., окончил МАИ (2010), область научных интересов – аэродинамическое проектирование взлетно-посадочной механизации дозвуковых самолетов.

УДК 629.7.018

МЕТОДИЧЕСКИЕ ВОПРОСЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГИДРОМЕТЕОУСЛОВИЙ, ПРЕДЕЛЬНЫХ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ МОРСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

А.А. ХОХЛОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Вышинским В.В.

Рассматриваются методические вопросы определения гидрометеоусловий, предельных для эксплуатации летательных аппаратов морского базирования. Предложены методические подходы к проведению испытаний по определению эксплуатационных ограничений по гидрометеоусловиям летательных аппаратов морского базирования.

Ключевые слова: гидросамолеты, методика испытаний, гидрометеоусловия, эксплуатационные ограничения.

Введение

Требование обеспечения безопасности полетов гидросамолетов и самолетов-амфибий (ГС), (рис. 1) при нахождении на плаву, маневрировании на воде, взлете с воды и посадке на воду определяет актуальность разработки методик определения эксплуатационных ограничений по гидрометеоусловиям (ГМУ). Авиационными правилами [1] предусмотрено, что для ГС должно быть установлено наиболее неблагоприятное состояние водной поверхности, при котором обеспечивается безопасность во время взлета, руления и посадки.

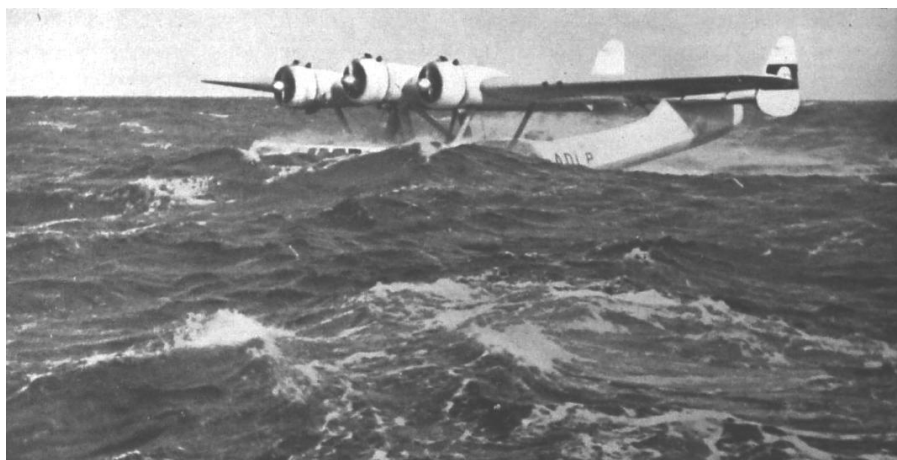


Рис. 1. Гидросамолет Dornier Do 24 в условиях волнения

Там же записано, что в летных испытаниях для летательных аппаратов (ЛА) требуется установить:

- предельные ограничения – ограничения режимов полета, выход за которые недопустим ни при каких обстоятельствах;
- эксплуатационные ограничения – условия, режимы и преднамеренный выход за пределы которых недопустим в процессе эксплуатации самолета;
- рекомендуемые режимы полета – режимы внутри области, определяемой эксплуатационными ограничениями, устанавливаемые в Руководстве по летной эксплуатации для выполнения полетов.

Требование об установлении наиболее неблагоприятного состояния водной поверхности рассматривается, как требование установить эксплуатационное ограничение, касающееся ГМУ.

Предлагается следующий порядок назначения предельных, эксплуатационных и рекомендуемых для эксплуатации ГС ГМУ. Предельные ГМУ устанавливаются по результатам испытаний моделей и математического моделирования в различных условиях волнения моря. Эксплуатационные ограничения по ГМУ устанавливаются по результатам мореходных испытаний как с нормально работающей силовой установкой, так и с отказом двигателя. Рекомендуемые для эксплуатации ГМУ устанавливаются внутри области, определяемой эксплуатационными ограничениями, и включаются в Руководство по летной эксплуатации.

В соответствии с [2] способность пилотируемого ЛА при заданном морском волнении и ветре к безопасному нахождению на плаву, маневрированию на воде, взлету с воды и посадке на воду называется мореходностью ЛА. В качестве критериев мореходности ЛА в настоящее время у нас в стране применяют высоту волны 3 % обеспеченности ($h_{в3\%}$), длину волны 25 % обеспеченности ($\lambda_{25\%}$) и скорость ветра, при этом часто состояние водной поверхности описывают только с помощью $h_{в3\%}$ и указывают тип волнения: ветровое или зыбь.

В истории гидроавиации можно выделить несколько ГС, обладающих выдающейся мореходностью (табл. 1).

Таблица 1

Тип ГС	Страна	Нормальная взлетная масса, кг	Год первого полета	Мореходность (высота ветровой волны), м	Примечание
Shin Meiwa PS-1 / US-1	Япония	43000	1967	3,5	Самолет-амфибия
Blohm & Voss BV 238	Германия	95000	1944	3,0 - 3,5	
Latécoère 631	Франция	72000	1942	2,5	
Convair P5Y-1 & R3Y-1/-2 Tradewind	США	66000	1950	2,4	
A-40 Альбатрос	СССР	86000	1986	2	Самолет-амфибия

Анализ характеристик данных и других ГС показывает, что наибольшей мореходностью обладают тяжелые летающие лодки с невысокими взлетно-посадочными скоростями, высоким гидродинамическим совершенством и/или значительной массой. Легкие летающие лодки и поплавковые ГС, как правило, обладают невысокой мореходностью в пределах 0,75 м $h_{в3\%}$ (два балла по шкале Ботфорта). Следует отметить, что приведенные характеристики мореходности относятся к случаю взлета, посадки на ветровую волну. Для случая взлета, посадки навстречу фронту волн зыби они уменьшаются, как правило, в два раза.

Благодаря своей мореходности ГС могут решать целый ряд задач более эффективно, чем самолеты сухопутного базирования. Это задачи противолодочной обороны, поисково-спасательные операции на море, пожаротушение и другие. При этом, чем выше мореходность ГС, тем выше эффективность решения им данных задач. По данным [3] повторяемость высот волн в разных регионах в течение года весьма разная (табл. 2).

Таблица 2

Высота волн, м	Тихий океан умеренная зона		Баренцево море		Черное море	
	Зима	Лето	Зима	Лето	Зима	Лето
Менее 2	49	76	33	55	71	94
2 – 4	40	22	38	33	26	6
4 – 6	8	2	23	11	3	0
Более 6	3	0	5	1	0	0

Для обеспечения мореходности в конструкции ГС применяются специальные решения, которые обеспечивают возможность его эксплуатации на воде. За счет придания лодке ГС специальной формы и обеспечения высокой прочности планера гидросамолет, как правило, имеет худшую аэродинамику и больший вес конструкции по сравнению с сухопутным самолетом подобного класса.

Гидрометеоусловия

Гидрометеоусловия, влияющие на эксплуатацию ЛА морского базирования, включают в себя: волнение и ветер, давление, температуру и влажность воздуха. При этом к основным возмущающим факторам, действующим на ГС, находящийся на воде, относятся волнение и ветер.

Волнение обычно разделяют на три типа: ветровые волны, которые возникают под непосредственным воздействием ветра, волны зыби, которые наблюдаются после прекращения ветра или после выхода волн из зоны действия ветра, и смешанное волнение, когда ветровые волны накладываются на волны зыби. В качестве эксплуатационных ограничений параметров волнения, помещаемых в РЛЭ, используют высоту волны 3 % обеспеченности ($h_{в3\%}$) и длину волны 25 % обеспеченности ($\lambda_{25\%}$), при этом отдельно определяют эксплуатационные ограничения для ветровых волн и для волн зыби. Разделение ограничений для ветровых волн и волн зыби определяется их существенно различным воздействием на движущийся ГС. Ветровые волны сравнительно короткие, для них отношение $\lambda_{25\%}/h_{в3\%}$ не превышает 25. При движении по такому волнению в пределах длины корпуса ГС находятся одновременно две или более волны, поэтому и его колебания по углу дифферента умеренные. Волны зыби длинные, отношение $\lambda_{25\%}/h_{в3\%}$ превышает 30 – 40, при этом длина лодки ГС зачастую оказывается меньше длины волны. Двигаясь по такой волне, ГС начинает огибать профиль волны, что приводит к значительному росту колебаний по углу дифферента (рис. 2) и увеличению нагрузок на днище лодки. Допустимая высота волны зыби обычно принимается равной половине высоты ветровой волны 3 %-й обеспеченности. Все вышесказанное относится к случаю движения ГС навстречу фронту волн.



Рис. 2. Кинограмма аварии гидросамолета Arado Ar 196 в условиях волнения

Если же длина волны зыби существенно более длины лодки, взлет или посадка выполняются вдоль фронта волн с некоторым упреждением, и при этом теоретически предельная высота волны не ограничена. Данная методика пилотирования отражена в [4; 9; 10]. Наиболее сложным с точки зрения обеспечения безопасности на взлете и посадке является наличие смешанного волнения, когда одновременно присутствует несколько систем волн с различными амплитудами и частотами, причем они могут распространяться в различных направлениях. В этом случае летчик должен принять решение о методике выполнения взлета или посадки, учитывая все факторы, в том числе и ветер. Диапазон высот волн, в которых когда-либо испытывались и эксплуатировались ГС, составляет от 0 до 4 м. Интересно отметить, что в соответствии с [3], в указанном диапазоне высот волн результаты инструментальной оценки $h_{в3\%}$ хорошо согласуются с результатами визуальной оценки.

В общем случае морское волнение можно представить как случайный процесс в виде суперпозиции синусоидальных волн различной амплитуды и периода, распространяющихся в

различных направлениях. При этом основной и наиболее полной характеристикой волнения моря является его двумерный частотно-направленный спектр [6]. Поскольку получить двумерный частотно-направленный спектр волнения на практике не всегда возможно, определяют частотный спектр волнения по записи волновой ординаты в одной точке, а затем другие характеристики волнения на его основе, в частности высоту, длину, период волнения заданной обеспеченности и другие характеристики. При этом волновой процесс полагают квазистационарным и квазиэргодическим случайным процессом. Частотный спектр волнения характеризует распределения суммарной энергии волн по частотам, соответствующим каждой системе волн. Энергия волнения, в свою очередь, пропорциональна квадрату амплитуды (половине высоты) волны и длине волны, что дает право на основе измеренного частотного спектра волнения принимать решение о возможности безопасного выполнения взлета и посадки с учетом упомянутой методики пилотирования ГС.

На практике измерение волнения осуществляют с борта катера, на котором расположен стартовый командный пункт (СКП). Катер устанавливается на расстоянии 200 – 250 м от торца ВПП и на 100 – 200 м в стороне от полосы приводнения [4]. С учетом размеров ВПП гидроаэродрома (приблизительно 3 км), характерных дистанций разбега-пробега ГС, а также того, что наибольшее воздействие волнение на ГС оказывает на скорости 0,7 – 0,9 скорости отрыва [5], можно полагать, что место, в котором ГС испытывает максимальное воздействие волн, удалено от места измерения волнения на 1 – 1,5 км.

Выше было упомянуто, что морское волнение представляет собой случайный процесс и для его описания используются статистические и спектральные характеристики. Установлено [6], что распределение элементов волн в промежутке квазистационарности процесса и на участке его квазиоднородности хорошо описывается теоретическим законом Вейбула.

С учетом вышесказанного, для описания волнения, действующего на ГС, необходимо учитывать следующее.

1. Волнение представляет собой случайный процесс с известными законами распределения параметров. Измерив волновую ординату, при обработке по этим данным определяют дисперсию волновых ординат (характеристику энергии волнения), а через нее среднюю высоту волны. По записям волновых ординат также определяется средний период волнения, по которому рассчитывается средняя длина волны. Далее на основе законов распределения параметров рассчитывается высота волны 3 % обеспеченности ($h_{в3\%}$) и длина волны 25 % обеспеченности ($\lambda_{25\%}$). При этом следует понимать, что с некоторой вероятностью, меньшей чем 0,03, всегда возможно воздействие на самолет волны с еще большей высотой.

2. Измеритель волнения имеет метрологические характеристики, и измеренное значение параметров волнения есть их среднее значение и некоторый диапазон, в который измеряемая величина попадает с заданной вероятностью.

3. Для переноса данных о волнении, полученных в месте расположения СКП, на место, где находится ГС, используется гипотеза о квазистационарности и квазиоднородности волнового процесса, что не всегда имеет место в случае развивающегося, затухающего или смешанного волнения.

Рекомендации по измерению и обработке параметров волнения при проведении мореходных испытаний:

1) провести предварительный анализ волнения в районе проведения мореходных испытаний ГС и метрологических характеристик волномера;

2) измерение волнения проводить за полчаса до начала летного эксперимента, в ходе эксперимента и через полчаса после окончания эксперимента. При этом каждая запись должна содержать от 150 до 300 волн;

3) проводить кино-видеосъемку боковой поверхности лодки (поплавков) ГС с близкого расстояния (с борта ГС или с законцовки крыла), при этом целесообразно на борт лодки нанести специальную разметку;

4) если волномер не позволяет определить направление бега систем волн, определять его визуально с помощью магнитного компаса и заносить данные в протокол измерения параметров волнения;

5) при обработке волнограммы рассчитывать статистические и спектральные характеристики волнения;

6) при статистической обработке волнограммы средние значения высот волн рассчитывать двумя способами, как среднее значение выделенных на волнограмме волн, так и через дисперсию волновых ординат.

Параметры ветровых волн для случая полностью развитого волнения при большой глубине и размерах водоема являются функцией только скорости ветра [6]. В интересующем нас диапазоне высот ветровых волн соответствующая скорость ветра составит: для волн высотой 1,5 – 2 м (волнение 4 балла) от 8,0 до 10,7 м/с, для волн высотой 2 – 3 м (5 баллов) от 10,8 до 13,8 м/с. В соответствии с упомянутой методикой пилотирования взлет и посадка на ветровой волне выполняются навстречу фронту волн и навстречу ветру. В условиях "мертвой" зыби ветер отсутствует. При эксплуатации ГС на развитом ветровом волнении до 4 баллов скорость ветра не будет превышать 10 – 11 м/с. Для случая развивающегося волнения эту величину следует увеличить приблизительно на 30 – 50 %. Боковой ветер при выполнении взлета и посадки ГС возможен только в случае смешанного волнения, либо при эксплуатации на ограниченной акватории (река, озеро). Но в последнем случае из-за ограниченных дистанций разбега волн их высота будет небольшой. С учетом того, что два этих случая имеют место достаточно редко, предлагается в испытаниях ГС боковой ветер исключить.

Все данные об измерении гидрометеоусловий в ходе испытаний заносятся в протокол, в котором отражаются: время, место измерения волнения; место проведения летного эксперимента; тип используемого волномера; визуальная оценка высоты и длины волны; тип волнения; направление бега систем волн; направление и сила ветра; температура воздуха; атмосферное давление; влажность воздуха.

Режимы и условия испытаний

При подготовке к проведению испытаний на установление наиболее неблагоприятного состояния водной поверхности необходимо выделить, прежде всего, режимы на которых волнение моря оказывает максимальное воздействие на ГС и которые могут быть предельными по безопасности полетов. При этом рассматриваются два случая. Первый - это нормальная работа двигателей на режиме, второй - это отказ одного двигателя в процессе выполнения режима. К основным режимам, на которых эксплуатируется ГС, относятся:

- режимы плавания ГС, т.е. маневрирование; буксировка; дрейф; стоянка на бочке, якоре (движение самолета на воде на малых скоростях, приблизительно до 20 % от скорости отрыва (посадки), при которых его вес уравнивается гидростатической силой поддержания);

- переходный режим, соответствующий начальной стадии разбега или завершающей стадии пробега ГС, приблизительно от 20 % до 50 % скорости отрыва (посадки);

- движение на режиме глиссирования, приблизительно от 50 % до скорости отрыва на взлете, и от посадочной скорости до приблизительно 50 % посадочной скорости.

Любой из этих режимов может оказаться критичным с точки зрения безопасности полета в условиях волнения, но режимы плавания и переходный режим характеризуются сравнительно невысокими скоростями от 0 до 0,5 скорости отрыва (посадки). В условиях волнения на этих режимах возможно сильное заливание ГС струями воды, значительные колебания ГС, но нагрузки на лодку и поплавки будут сравнительно невелики в силу малых скоростей движения. И в случае отказа двигателя последствия будут минимальными, если летчик после распознавания отказа убирал обороты работающих двигателей до малого газа.

Очевидно, что самым небезопасным в условиях волнения моря окажется режим глиссирования на разбеге и пробеге. Взлет и посадка гидросамолета на ветровой волне производится против ветра, а на волне зыби, при небольшой высоте волны – навстречу фронту волн, при большой высоте волны – вдоль фронта волны с упреждением $5^\circ - 10^\circ$ в сторону движения волны [4, п. 517]. В процессе глиссирования навстречу фронту ветрового волнения и зыби ГС будет пересекать гребни волн, периодически подвергаясь их воздействию. На скоростях от 70 % до 90 % от взлетно-посадочных в условиях волнения ударные перегрузки достигают максимальных значений. Под воздействием волн ГС может быть выброшен из воды ("барс" или "рикошет") на малой скорости. Выброс из воды, особенно явление "барса", т.е. с изменением угла атаки, опасно тем, что при этом возможен выход ГС на закритические углы атаки, что приведет к его сваливанию. Кроме сваливания, возможно в процессе выброса ГС уменьшение угла тангажа самолета до отрицательного ("барс") и после повторной встречи с водой самолет ныряет под воду, что может привести к разрушению конструкции. Также возможна потеря устойчивости движения ГС на глиссировании. В дополнение к движению по углу дифферента у ГС появляется скольжение под действием разворачивающего момента и несимметричного обтекания днища. Вследствие того, что центр гидродинамического давления находится впереди центра масс самолета, движение рысканья будет иметь аperiодический характер. В случае движения в условиях зыби с некоторым упреждением к фронту волн ГС практически не будет испытывать их воздействия.

На первом этапе проводятся испытания по определению эксплуатационных ограничений по параметрам волнения моря при нахождении на плаву, маневрировании на воде, взлете с воды и посадке на воду со всеми работающими двигателями. Методика испытаний предусматривает постепенный переход от штилевых условий к ожидаемым предельным с шагом в 20 – 25 % по высоте волны, отдельно для ветровых волн и волн зыби. По достижении критериев, описанных в [7], устанавливаются эксплуатационные ограничения.

Отказ двигателя на ГС с 2 и большим количеством двигателей на режиме глиссирования в условиях волнения требует детального рассмотрения. Следует учитывать, что отказ двигателя на пробеге не будет таким критичным, как на разбеге, поскольку при этом двигатели работают на режиме малого газа.

При отказе двигателя на ГС на разбеге на режиме глиссирования уменьшается суммарная сила тяги, появляются момент крена и рысканья, которые летчик должен скомпенсировать с помощью аэродинамических органов управления. Под действием данных моментов у ГС будет увеличиваться угол дифферента, вследствие чего возможен выход за верхнюю границу зоны устойчивого глиссирования и появление нарастающих продольных колебаний. При этом может произойти выброс самолета из воды как по причине выхода на большие углы дифферента в процессе продольной раскачки, так и по причине встречи с гребнем волны, особенно зыби.

При рассмотрении отказа двигателя следует учитывать, что с момента возникновения отказа и до начала действий экипажа по парированию данного отказа проходит некоторое время (в НЛГС-2, п.3.4.3.2 - это 3 с), за которое ГС совершает некоторые эволюции. В соответствии с РЛЭ ГС [1], в случае отказа двигателя при разбеге на скорости не более скорости принятия решения V_1 летчик должен прекратить взлет. Скорость принятия решения для сухопутных самолетов не должна быть ниже минимально эволютивной скорости разбега V_{MCG} и не может быть более скорости подъема носового колеса V_R . Для ГС нижняя граница остается равной V_{MCG} , а верхняя равняется минимальной скорости отрыва на взлете V_{MU} , поскольку на гидросамолетах не применяется методика подъема носовой части лодки перед отрывом из-за необходимости выдерживания углов дифферента в зоне устойчивого глиссирования.

Минимально эволютивная скорость разбега V_{MCG} и минимальная скорость отрыва на взлете V_{MU} являются опорными скоростями и определяются в специальных режимах в штилевых условиях. В испытаниях в условиях волнения необходимо показать соответствие скорости принятия решения V_1 требованиям [1], для чего выполняются специальные режимы с введением

отказа критического двигателя. В силу того, что вероятность одновременного появления отказа двигателя и большого волнения достаточно невысока, можно ограничить для этого случая волнение на 30 – 50 % от максимального, которое определено при нормальной работе силовой установки. Такой подход аналогичен тому, который используется при проведении испытаний сухопутных самолетов. Для сухопутных самолетов в качестве возмущающего воздействия, при проведении испытаний с отказом двигателя, рассматривается боковой ветер силой 3 – 5 м/с, что приблизительно равно 30 – 50 % от максимального. Это также учтено в [1]: "Эксплуатационные ограничения должны устанавливаться с учетом вероятности внешних воздействий (явлений) и отказных состояний (функциональных отказов, видов отказов систем), характеристик самолета, точности пилотирования, а также погрешностей бортовых систем и оборудования".

Испытания по определению эксплуатационных ограничений с отказавшим двигателем проводятся на втором этапе. В ходе работ выполняются специальные режимы, на которых летчик после введения отказа критического двигателя только за счет аэродинамических органов управления, действия которыми начинаются через заданное время после введения отказа, стремится сохранить заданное направление движения ГС и его горизонтальное положение. При этом водоружь и другие гидродинамические органы управления отключены, на самолетах с ТВД не допускается вмешательство экипажа в управление воздушным винтом. Методика подразумевает постепенный переход от малых высот волн к большим высотам волн. Для оценки поведения ГС при отказе двигателя на предварительном этапе может быть целесообразно выполнять режимы с частичным отказом двигателя, для чего обороты критического двигателя уменьшать не до малого газа, а до 50 % от взлетного. Важно перед испытаниями оценить достаточность для выполнения испытательного режима размеров акватории с точки зрения обеспечения безопасности. Основанием для прекращения работ и назначения эксплуатационных ограничений является достижение любого из следующих критериев:

- боковое смещение ГС равно или больше, чем допустимое боковое отклонение;
- отклонение рычагов управления при выдерживании летчиком рекомендуемых углов дифферента, курса и крена превышают 50 % от их максимального хода;
- усилия на педалях составляют более 68 кгс, на штурвале/ручке управления по элеронам составляют 23 кгс/14 кгс;
- направление движения не выдерживается с точностью – 5°;
- угол атаки в случае "барса" или "рикошета" превышает допустимое значение;
- амплитуды вертикальных колебаний ГС более полутора высот волн ($h_{в3\%}$);
- амплитуды колебаний ГС по углу дифферента более 6° – 8°, по крену – с погружением в воду законцовок крыла;
- характеристики брызгообразования, заливаемости и положения ГС на воде неудовлетворительные;
- перегрузка в центре масс ГС превышает максимальную эксплуатационную.

Так же, как и для случая со всеми работающими двигателями испытания проводят отдельно для ветрового волнения и волн зыби.

Данная работа выполнена в рамках и за счет финансовой поддержки проекта "Разработка моделирующего комплекса реалистичного восприятия оператором (летчиком) сложных режимов полета и оценки его психофизиологического состояния" (Договор № 02.G25.31.0017/100003471 между ОАО "РСК "МиГ" и Министерством образования и науки РФ об условиях предоставления и использования субсидии на реализацию комплексного проекта по созданию высокотехнологического производства, выполняемого с участием ФГАОУ ВПО "МФТИ (ГУ)").

ЛИТЕРАТУРА

1. Авиационные правила. Часть 25. - М.: Авиаиздат, 2004.
2. ГОСТ 24999-81. Гидромеханика летательных аппаратов. Термины, определения и обозначения. - М.: Издательство стандартов, 1982.
3. Ветер и волны в океанах и морях // Справочные данные // Реестр союза СССР. - Л.: Транспорт, 1974.
4. Самолет-амфибия Бе-200ЧС РЛЭ. - Таганрог: ТАНТК им. Г.М. Бериева, 2003.
5. ФАП производства полетов государственной авиации. Приложение к Приказу МО РФ от 24 сентября 2004 г. № 275.
6. Seaplane, Skiplane, and Float/Ski Equipped Helicopter Operations Handbook. - US. Department of Transportation FAA, 2004.
7. Андриевский Н.И. Гидросамолеты // Особенности взлета и посадки в море. - М.: Воениздат, 1986.
8. Давидан И.Н., Лопатухин Л.И. Навстречу со штормами. - Л.: Гидрометеониздат, 1982.
9. Морская авиация России / под ред. А.Г. Братухина. - М.: Машиностроение, 1996.
10. Хохлов А.А. Некоторые вопросы разработки типовой методики проведения мореходных испытаний гидросамолетов и самолетов-амфибий: сб. докладов IX междунар. науч. конф. по гидроавиации "Гидроавиасалон-2012". - М.: Изд. ЦАГИ, 2012. - Т. 2. - С. 22 – 27.

METHODOLOGICAL ISSUES OF DETERMINING OF HYDROMETEOROLOGICAL CONDITIONS RESTRICTING OPERATION OF SEA-BASED AIRCRAFTS

Khokhlov A.A.

The paper considers methodological issues related to determining of hydrometeorological conditions, which are maximum permissible for operation of sea-based aircrafts. Flight-test methods are proposed to obtain the corresponding restrictions on the aircraft performance.

Key words: seaplane, test method, hydrometeorological conditions, operationfl restrictions.

Сведения об авторе

Хохлов Анатолий Анатольевич, 1957 г.р., окончил МФТИ (1983), старший преподаватель ФАЛТ МФТИ, автор 15 научных работ, область научных интересов – летные испытания, динамика полета, математические методы моделирования, летательные аппараты морского базирования, мореходность гидросамолетов.

УДК 629.7.052

ОТРАБОТКА НА ПИЛОТАЖНОМ СТЕНДЕ ИНДИКАЦИИ ВЕКТОРА СКОРОСТИ ПРИ ПОСАДКЕ САМОЛЕТА

К.В. ЗАХАРОВ, О.И. ТКАЧЕНКО, А.А. ХОХЛОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Вышинским В.В.

Отображение вектора скорости на экране индикатора на лобовом стекле является эффективным средством индикации при выполнении посадки на авианесущий корабль и короткую взлетно-посадочную полосу. Традиционный алгоритм формирования вектора скорости на экране индикатора на лобовом стекле дополнен информацией об угле заданной глиссады и скорости корабля. Это делает возможность выполнения посадки на палубу авианесущего корабля в условиях значительной качки и при большом боковом ветре.

Ключевые слова: индикация скорости, система посадки самолета на авианесущий корабль.

Одним из традиционных методов управления самолетом при посадке является использование индикации положения самолета относительно глиссады в виде курсоглиссадных планок, которые задают положение глиссады относительно самолета на пилотажно-навигационном приборе, либо на экране индикатора на лобовом стекле (ИЛС) (рис. 1).

Другим традиционным методом является управление самолетом по глиссаде с использованием сигнала наземной оптической системы посадки. Развитие технологии индикации на ИЛС позволяет показывать положение вектора скорости в области перемещаемых символов на экране ИЛС в виде соответствующего знака (рис. 1). Появились также работы, в которых предлагается использовать данный тип индикации при посадке. В частности, следует отметить работу [1]. По всей видимости, этот вид индикации использован и реализован для обеспечения посадки самолетов на авианосцы Франции. Свидетельством этого являются фотографии палубы авианесущих кораблей Франции в сети Internet (рис. 2), на которых виден прицельный знак в виде треугольника.

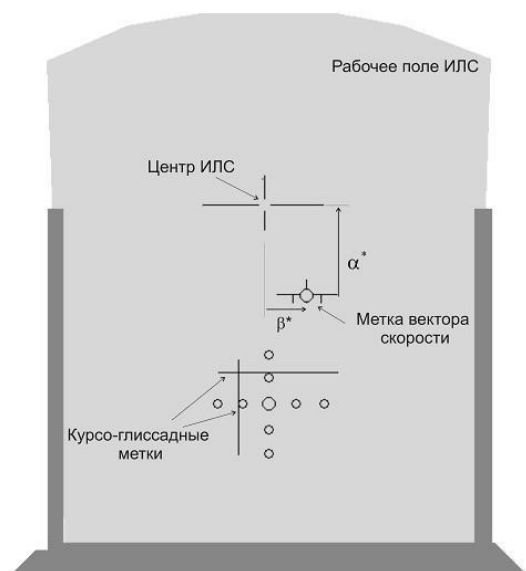


Рис. 1. Вид ИЛС



Рис. 2. Фото авианосца Франции «Фох»

Методика посадки с использованием индикации вектора скорости основана на отображении на экране ИЛС метки вектора скорости и совмещении ее летчиком в процессе управления самолетом при полете по глиссаде с четко видимой прицельной меткой, нарисованной на взлетно-посадочной полосе (ВПП) или корабле.

В дальнейшем рассмотрении предполагается, что на экране ИЛС отображается вектор скорости самолета в земной системе координат. Или точнее, на экране ИЛС отображается метка пересечения вектора скорости самолета и плоскости экрана. Источником информации при формировании на экране ИЛС метки вектора скорости является бортовая инерциальная система, которая позволяет определить пространственное положение самолета относительно земли (моря). При параллельности оси индикатора на лобовом стекле и оси самолета положение метки вектора скорости на ИЛС определяется двумя углами относительно центра экрана. Поскольку при отсутствии ветра положение вектора воздушной скорости в связанной системе координат самолета определяется углами атаки α и скольжения β , то по аналогии с этим, углы положения метки вектора скорости на экране ИЛС обозначим α^* и β^* (рис. 1).

При определении бортовой инерциальной системой вектора скорости самолета относительно земли

$$\vec{V}_g = (V_{x_g}, V_{y_g}, V_{z_g}) \quad (1)$$

и при пересчете координат вектора скорости на связанные оси самолета $\vec{V} = A \times \vec{V}_g$, где $A = A(\vartheta, \gamma, \psi)$ – матрица направляющих косинусов; ϑ, γ, ψ – углы тангажа, крена и рыскания самолета могут быть вычислены составляющие вектора скорости в связанной системе координат $\vec{V} = (V_x, V_y, V_z)$. Координаты метки на ИЛС α^* и β^* могут быть вычислены на основе уравнений:

$$\begin{cases} \alpha^* = \arctg \left(\frac{-V_y}{V_x} \right); \\ \beta^* = \arcsin \left(\frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}} \right). \end{cases} \quad (2)$$

Следует иметь в виду, что указанным методом на ИЛС летчику индицируется направление вектора скорости центра масс самолета относительно земли, перенесенное в центр наблюдения (глаза летчика) и обозначенное на рис. 3 вектором $\vec{V}'$, а не скорость точки самолета, в которой находится летчик.

Для использования индикации вектора скорости при посадке самолета необходимо обозначить прицельную метку, расположенную на ВПП. Прицельная метка расположена на расстоянии $50 \div 100$ м от расчетной точки касания шасси, поскольку индицируемая на ИЛС метка указывает на траекторию движения глаз летчика (рис. 3).

Точное расстояние между расчетной точкой касания шасси самолета и прицельной меткой на ВПП определяется геометрией самолета и расчетными условиями посадки. Размеры и форму прицельной метки на ВПП целесообразно выбирать из условий однозначной различимости и возможности летчика оценивать траекторию снижения самолета с расстояния не ме-

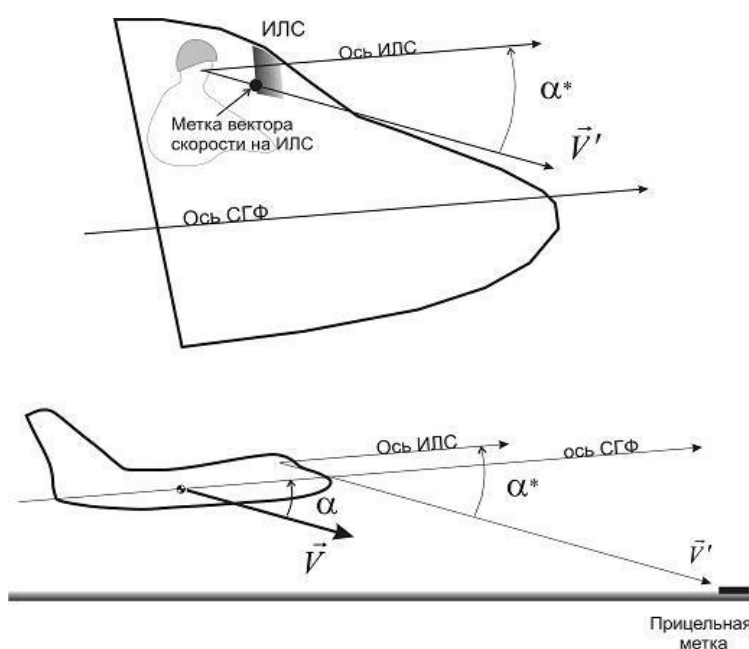


Рис. 3. Прицельная метка

нее 500 м. Рассматриваемый метод управления при посадке может представлять интерес при посадке на нестандартную ВПП, например, на сверхкороткую необорудованную ВПП или на корабль.

При посадке на короткую ВПП целесообразно введение коррекции ΔV_{y_g} в сигнал расчета положения метки на ИЛС по параметрам бортовой инерциальной системы отклонения текущего угла наклона траектории от расчетной $\theta_{гл}$ [1]

$$\Delta V_{y_g} = K_{\theta} V_{пут} (\theta_{гл} - \theta), \quad (3)$$

где $V_{пут} = \sqrt{V_{x_g}^2 + V_{z_g}^2}$ – путевая скорость самолета; $\theta = \arctg\left(\frac{V_{y_g}}{V_{пут}}\right)$ – угол наклона траекто-

рии; K_{θ} – коэффициент усиления, выбираемый из условия устойчивости контура управления.

При посадке на корабль коррекция (3) принимает вид

$$\Delta V_{y_g} = K_{\theta} V_{пут} \left(\theta_{гл} \frac{V_{пут}}{V_{пут} + V_k} - \theta \right), \quad (4)$$

где V_k – скорость движения корабля. Для обеспечения посадки на корабль дополнительно необходимо введение коррекции $V_{y_{g1}}$ в сигнал расчета положения метки на ИЛС по параметрам бортовой инерциальной системы на скорость движения корабля при угле оси посадочной палубы относительно хода корабля ψ_0 :

$$V_{y_{g1}} = V_{y_g} \frac{V_{пут}}{V_{пут} - V_k}; \quad (5)$$

$$V_{z_{g1}} = V_{z_g} - V_k \sin \psi_0.$$

В результате для посадочного режима полета в алгоритмах вычислителя формирования метки вектора скорости на экране ИЛС составляющие вектора $\vec{V}_g$ принимают вид:

$$V_{y_g} = V_{y_{g1}} + \Delta V_{y_g};$$

$$V_{z_g} = V_{z_{g1}}.$$

Для оценки использования индикации вектора скорости при посадке на палубу было проведено моделирование на пилотажном стенде посадки:

- на палубу в условиях качки корабля;
- на укороченную ВПП (до 500 м).

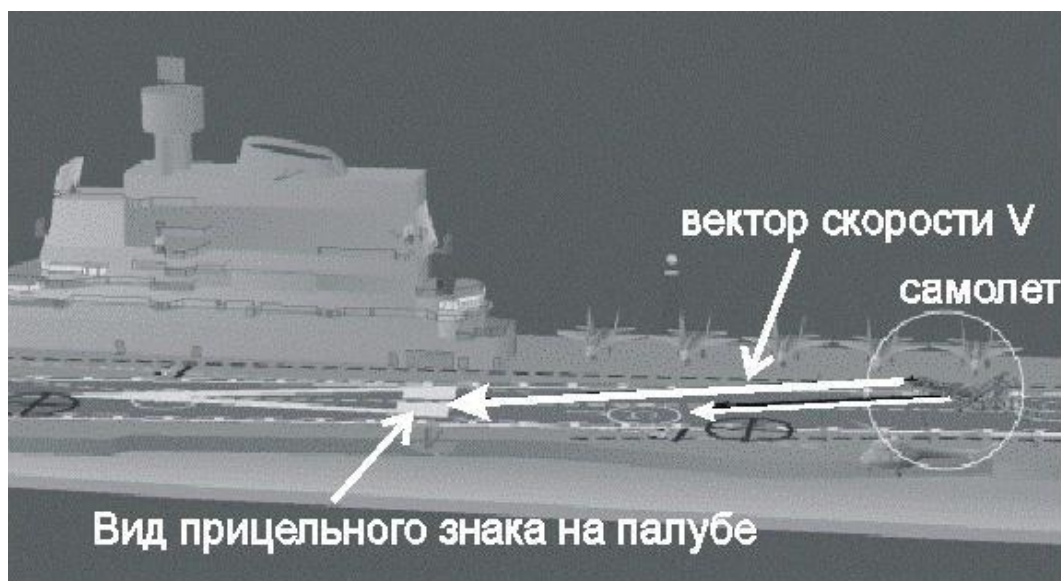


Рис. 4. Вид на самолет и палубу сбоку в момент касания

Вид на самолет в момент касания палубы в расчетной точке приведен на рис. 4 (изображения сформированы системой визуализации для пилотажного стенда). Касание самолетом палубы осуществляется в расчетной точке в зоне расположения тросов аэрофинишера, основание прицельного знака, нарисованного в виде треугольника, расположено на расстоянии около 70 м от расчетной точки касания гака. Там же приведено направление вектора скорости центра масс самолета и направление вектора скорости, индицируемого на ИЛС. Вид из кабины самолета в этот же момент времени приведен на рис. 5. Показаны метка вектора скорости на ИЛС, прицельный знак на палубе, оптическая система посадки – ОСП.

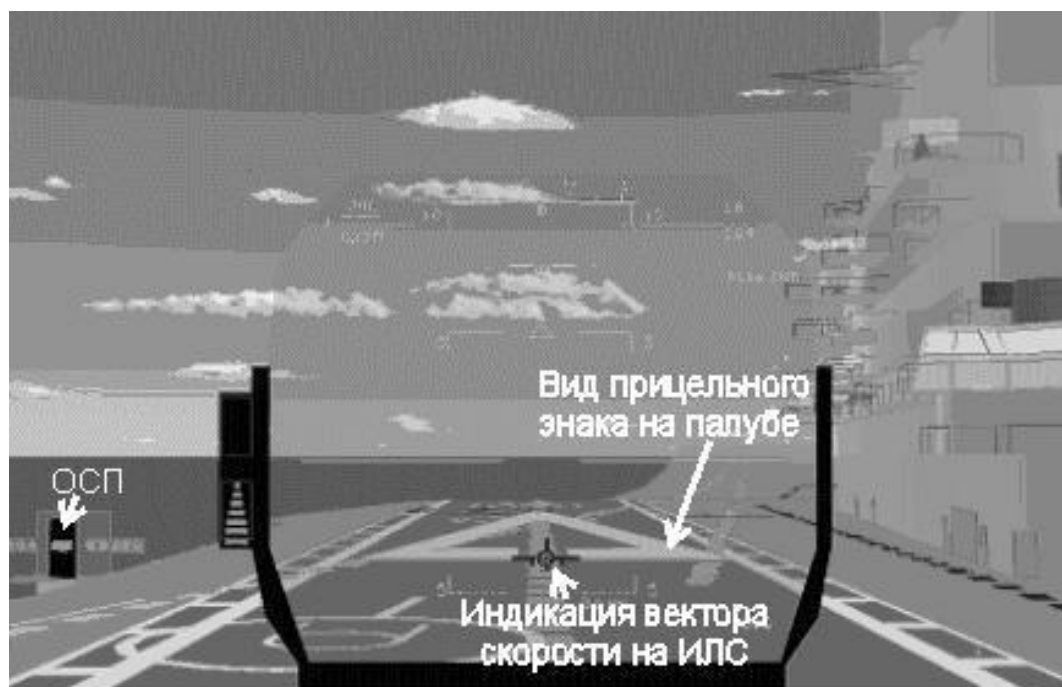


Рис. 5. Вид из кабины самолета на палубу в момент касания

При моделировании посадки на палубу оценивались результаты точности касания тормозным гаком самолета поверхности палубы относительно расчетной точки касания. Сравнивались два метода управления: управление с индикацией вектора скорости на ИЛС и традиционное в настоящее время управление по сигналу ОСП. Моделирование посадки самолета на палубу осуществлялось при различном уровне качки корабля. $\bar{A}$ – обобщенный уровень качки, $\bar{A} = 1$ соответствует качке по дифференту 1° , по вертикали 1 м, по крену 3° . Для каждого заданного при моделировании уровня качки число посадок составило более 25.

На рис. 6 представлены результаты моделирования. При этом заданный уровень среднеквадратической ошибки по дальности в момент касания палубы составил $\sigma_x = 10$ м. Моделирование на пилотажном стенде показало, что использование индикации метки вектора скорости на ИЛС с учетом приведенных выше поправок позволяет существенно повысить точность посадки (на $25 \div 30\%$) по сравнению с точностью, достигаемой при традиционном методе управления самолетом при посадке.

Использование индикации вектора скорости рассматривается в качестве одного из элементов, обеспе-

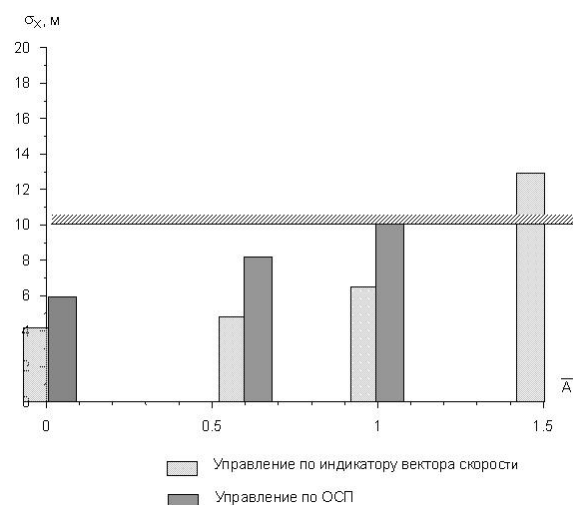


Рис. 6. Сравнение точности посадки на палубу корабля по дальности относительно расчетной точки касания при различном уровне качки корабля

чивающих посадку самолета на укороченную ВПП (до 500 м). На рис. 7, 8 приведены изображения внешней обстановки, формируемые системой визуализации пилотажного стенда, при виде на ВПП для оператора (без ограничений на обзор из кабины) и виде на самолет сзади сбоку. На экране ИЛС индицируется метка вектора скорости, которую летчик в процессе управления должен совместить с основанием прицельной метки – треугольника на ВПП. На рис. 8 приведено направление вектора скорости, индицируемое летчику на ИЛС.



Рис. 7. Вид укороченной ВПП с дальности 100 м

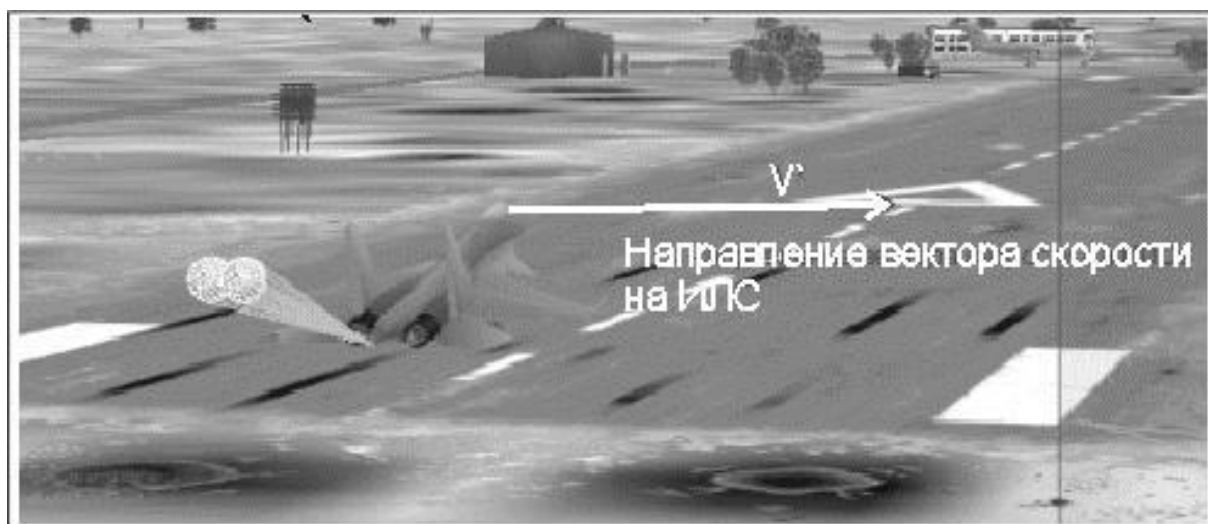


Рис. 8. Вид на самолет в момент касания ВПП

Моделирование на пилотажном стенде показало, что применение методики корабельной посадки (без выравнивания) с индикацией вектора скорости на ИЛС позволяет обеспечить параметры движения самолета в момент касания шасси поверхности ВПП и пробега, приведенные в табл. 1.

Таблица 1

Параметры при касании				Дальности при касании и пробега по ВПП		
$\bar{V}_{y \text{ кас}}, \text{ м/с}$	$\bar{\vartheta}_{\text{кас}}, \text{ град}$	$\bar{\alpha}_{\text{кас}}, \text{ град}$	$\bar{n}_{y \text{ max}}$	$\bar{\Delta x}_0 \text{ ВПП}, \text{ м}$	$\bar{L}_{\text{проб}}, \text{ м}$	$\bar{x}_{\text{проб ВПП}}, \text{ м}$
-4,4	10,3	14,4	3,3	21	312	333
$\sigma_{V_{y \text{ кас}}}, \text{ м/с}$	$\sigma_{\vartheta_{\text{кас}}}, \text{ град}$	$\sigma_{\alpha_{\text{кас}}}, \text{ град}$	$\sigma_{n_{y \text{ max}}}$	$\sigma_{\Delta x_{\text{проб ВПП}}}, \text{ м}$	$\sigma_{L_{\text{проб}}}, \text{ м}$	$\sigma_{x_{\text{проб ВПП}}}, \text{ м}$
0,5	1,6	1,8	0,4	20,	19	27

В табл. 1 обозначены: $\Delta x_0 \text{ ВПП}$ – дальность касания шасси ВПП относительно торца полосы; $L_{\text{проб}}$ – длина пробега самолета по ВПП; $x_{\text{проб ВПП}}$ – дальность пробега относительно торца ВПП.

Приведенные результаты получены при числе реализаций посадки $N = 30$.

Результаты моделирования показали целесообразность использования рассматриваемого метода индикации для обеспечения безопасности посадки.

Данная работа выполнена в рамках и за счет финансовой поддержки проекта "Разработка моделирующего комплекса реалистичного восприятия оператором (летчиком) сложных режимов полета и оценки его психофизиологического состояния" (Договор № 02.G25.31.0017/100003471 между ОАО "РСК "МиГ" и Министерством образования и науки РФ об условиях предоставления и использования субсидии на реализацию комплексного проекта по созданию высокотехнологичного производства, выполняемого с участием ФГАОУ ВПО "МФТИ (ГУ)").

ЛИТЕРАТУРА

1. Брагазин В.Ф., Святодух В.К., Стрелков В.В., Чочиев В.А. Повышение точности приземления самолета короткого взлета и посадки при использовании индикации на лобовом стекле // Труды ЦАГИ. - 1994. - Вып. 2576.

DEVELOPMENT OF THE VELOCITY VECTOR INDICATION AT HUD AT LANDING MODE ON THE GROUND-BASED SIMULATOR

Zakharov K.V., Tkachenko O.I., Khokhlov A.A.

Velocity vector indication at HUD is effective technique for fulfilling carrier landing and landing on short runway. The command glide slope value and carrier velocity are added to traditional algorithm of the velocity vector indication. This make a possibility of carrier landing without using optical landing system (OLS), at heavy deck motion and significant side wind.

Key words: velocity indication, carrier landing system.

Сведения об авторах

Захаров Кирилл Васильевич, 1925 г.р., окончил ЛГУ (1953), кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, автор более 30 научных работ, область научных интересов – динамика и системы управления самолетов.

Ткаченко Олег Иванович, 1954 г.р., окончил МФТИ (1977), кандидат технических наук, начальник сектора ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, автор более 20 научных работ, область научных интересов – динамика и системы управления самолетов.

Хохлов Анатолий Анатольевич, 1957 г.р., окончил МФТИ (1983), старший преподаватель ФАЛТ МФТИ, автор 15 научных работ, область научных интересов – летные испытания, динамика полета, математические методы моделирования, летательные аппараты морского базирования, мореходность гидросамолетов.

УДК 629.7. 052

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ЛЕТНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВИЗУАЛЬНОЙ ПОСАДКИ НА КОРАБЛЬ

К.В. ЗАХАРОВ, В.И. ЖЕЛОНКИН, М.В. ЖЕЛОНКИН, О.И. ТКАЧЕНКО, А.А. ХОХЛОВ

По заказу редакционной коллегии

Статья представлена доктором технических наук, профессором Вышинским В.В.

Методика летного моделирования визуальной посадки на корабль разработана с целью повышения безопасности полета и снижения стоимости подготовки летчиков. Виртуальный корабль и его оптическая система посадки отображаются на индикаторе на лобовом стекле самолета. Летное моделирование посадки на корабль осуществляется на безопасной высоте. Предлагаемая методика отработки палубной посадки выполняется без привлечения реального авианесущего корабля и его посадочных систем. Летное моделирование посадки на корабль по предлагаемой методике осуществляется до момента касания виртуальным гаком самолета палубы виртуального корабля.

Ключевые слова: моделирование визуальной посадки на корабль.

Важным этапом летной отработки управляемости палубного самолета и подготовки летчиков к управлению самолетом при посадке на корабль-авианосец являются морские летные испытания. При этом отработка характеристик управляемости палубного самолета и подготовка летчиков к управлению самолетом при посадке на корабль-авианосец затрудняется требованиями безопасности, а также сложностью организации, длительностью и высокой стоимостью проведения работ.

С целью сокращения сроков, снижения стоимости и повышения безопасности летной отработки характеристик самолета и летного обучения управлению при посадке на палубу была разработана методика летного моделирования ручной визуальной посадки на палубу, выполняемого на безопасной высоте без использования корабельных посадочных устройств и оборудования (рис. 1).



Рис. 1. Посадка на палубу

Принцип летного моделирования посадки на палубу основан на формировании для летчика на индикаторе на лобовом стекле (ИЛС) изображения виртуального корабля, движение относительно которого определяется бортовым вычислителем самолета. Используя изображение разметки палубы корабля и сигнала палубной оптической системы посадки (ОСП), летчик осуществляет визуальное управление полетом по глиссаде до момента расчетного касания палубы виртуального корабля, после чего режим летного моделирования посадки прекращается и летчик выводит самолет в новое исходное положение для повторения режима посадки (рис. 2). Данные о точности посадки сообщаются летчику, а также запоминаются для послеполетного анализа.

Расчет движения самолета относительно виртуального корабля, расчет параметров изображения виртуального корабля, а также регистрация процесса посадки обеспечиваются с помощью бортовой системы имитации посадки (СИП), блок-схема которой представлена на рис. 3.

При данной методике летного моделирования возможно летное обучение и оценка точности посадки самолета в автономном режиме полета без использования натурных посадочных систем независимо от готовности корабля и состояния моря. При этом снимаются ограничения по прочности от нагрузок, возникающих при касании взлетно-посадочной полосы (ВПП).

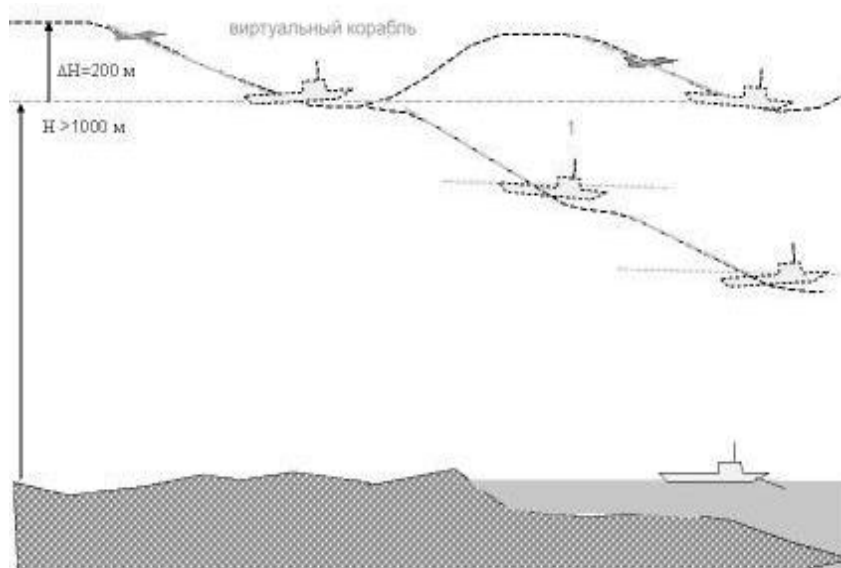


Рис. 2. Изображение виртуального корабля

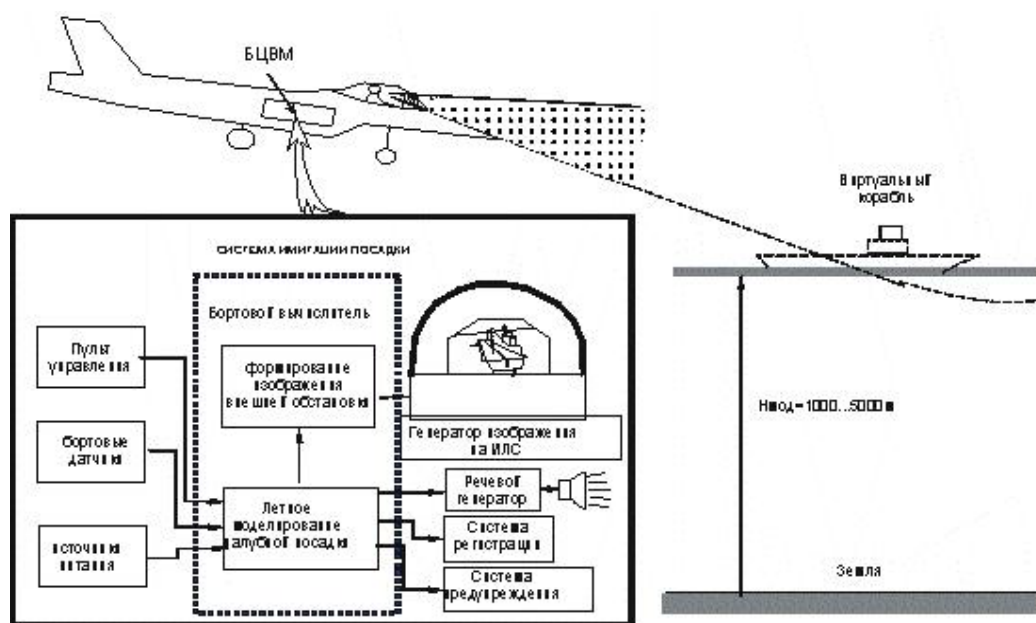


Рис. 3. Бортовая система имитации посадки

С целью отработки методики летного моделирования палубной посадки и оценки возможной точности выполнения посадки на виртуальный корабль были проведены полунатурные исследования на пилотажном стенде с участием летчиков, имеющих опыт посадки на корабль. Было разработано программное обеспечение для расчета взаимного движения самолета и виртуального корабля. Для определения возможности использования монохромного изображения виртуального корабля и сигнала ОСП при визуальном управлении посадкой было разработано упрощенное изображение корабля и светового сигнала ОСП, а также разработана программа формирования изображения корабля на пилотажном стенде (рис. 4).

Проведенное моделирование посадки на палубу с участием летчиков, имеющих опыт посадки на корабль, подтвердило возможность обеспечения требуемой точности визуальной посадки с использованием разработанного упрощенного монохромного изображения корабля.

При осуществлении летного моделирования посадки на повышенной высоте возникает проблема обеспечения подобия движения самолета по отношению к натурной посадке.

Подобие продольного короткопериодического и бокового движения самолета может быть обеспечено приближенно за счет сохранения номинальной приборной скорости, соответствующей натурным условиям посадки. Поскольку при летном моделировании на повышенной высоте истинная скорость превышает приборную скорость (на $\approx 30\%$ на высоте 5000 м), то для обеспечения подобия траекторного движения самолета относительно виртуального объекта и подобия режима работы двигателя разработаны специальные алгоритмы коррекции движения виртуального объекта в пространстве.

Для обеспечения подобия пространственного траекторного движения самолета относительно виртуального корабля вектор скорости метацентра (МЦ) корабля в земной системе должен быть увеличен на величину, равную приращению вектора истинной скорости самолета относительно вектора приборной скорости самолета (рис. 5). Данное преобразование может быть представлено в виде:

$$\vec{V}_k = \vec{V}_k^{\text{ном}} + \Delta \vec{V}_c;$$

$$\Delta \vec{V}_c = \vec{V}_c - \vec{V}_c^{\text{приб}},$$

где $\vec{V}_k$ и $\vec{V}_k^{\text{ном}}$ – векторы скорости МЦ корабля в земной системе координат на повышенной и номинальной высоте $H_{\text{ном}} \approx 0$; $\vec{V}_c$ и $\vec{V}_c^{\text{приб}}$ – векторы истинной и приборной скорости самолета в земной системе координат на повышенной высоте.

При выполнении этого условия при точном движении самолета вдоль глиссады ОСП обеспечивается касание палубы с заданными значениями вертикальной скорости относительно корабля, угла тангажа и скорости зацепления аэрофинишера, которые соответствуют номинальным условиям посадки. При этом обеспечивается также подобие бокового движения самолета относительно виртуального корабля. На рис. 6 показано сравнение бокового движения самолета при коррекции начальной величины бокового отклонения относительно оси посадочной палубы на высотах $H = 0$ м и 5000 м.

Для оценки точности летного моделирования посадки были проведены расчеты и моделирование на пилотажном стенде, для которого было разработано специальное программное обеспечение. Для практической реализации данной методики летного моделирования посадки на палубу был проведен цикл работ по подготовке программного обеспечения БЦВМ конкретного самолета – летающей лаборатории к проведению летного моделирования палубной посадки.

Совместно с ФГУП ПИЦ была разработана структурная схема бортовой системы имитации посадки (СИП) и программное обеспечение СИП.

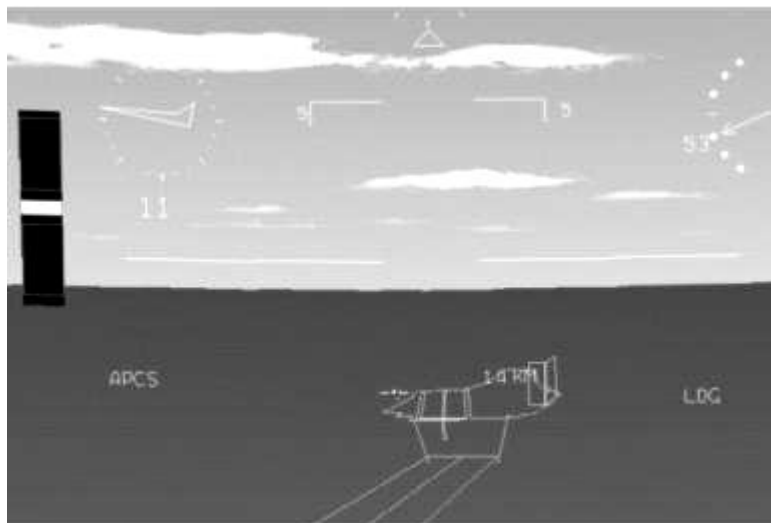


Рис. 4. Реализация внешнего вида виртуального корабля на ИЛС для пилотажного стенда

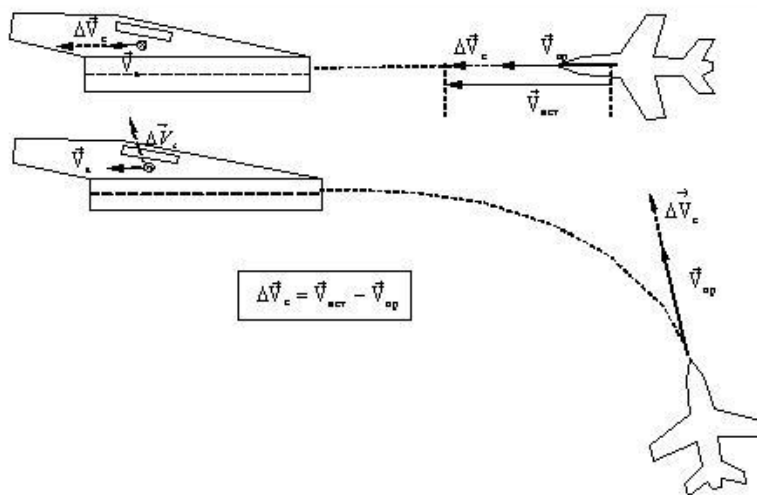


Рис. 5. Обеспечение подобия траекторного движения самолета относительно движущегося виртуального корабля при моделировании посадки на повышенной высоте

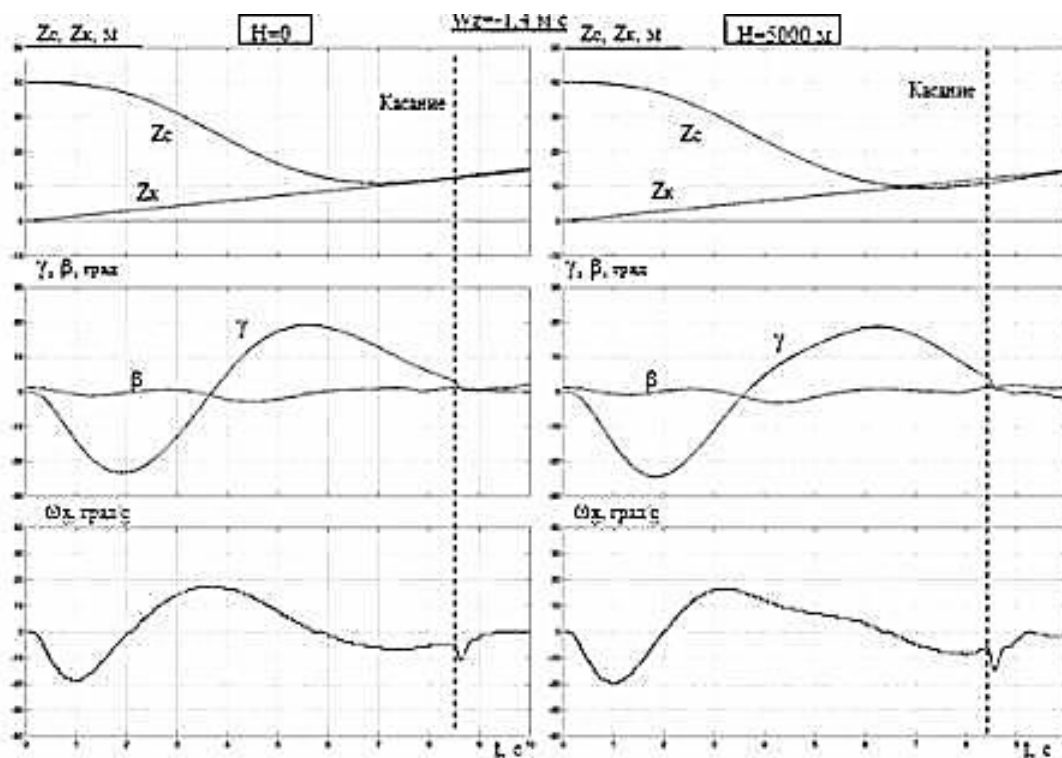


Рис. 6. Устранение бокового отклонения путем управления по крену при боковом ветре

Были проведены работы по преобразованию программного обеспечения (ПО) системы имитации посадки к виду, совместимому с бортовой ЦВМ и ИЛС. Разработанное ранее программное обеспечение для моделирования на пилотажном стенде было перепрограммировано для операционной среды, установленной на бортовой ЦВМ летающей лаборатории. Была также доработана структура ПО, обеспечивающая управление режимом работы СИП с помощью пульта управления в кабине самолета.

Для оценки работоспособности разработанной системы имитации посадки было проведено моделирование посадки на пилотажном стенде. Результаты моделирования для различных самолетов приведены в табл. 1.

Таблица 1

H , м	σ_x , м	σ_{V_y} , м/с	σ_β , град	M_x , м	M_{V_y} , м/с	M_β , град
0	12,0	0,9	1,7	-2,1	-4,1	4,8
2000	10,6	0,8	1,6	1,3	-4,1	4,2
5000	10,7	0,8	1,6	-1,7	-4,1	4,7

При имитации посадки точность отклонения точки касания гака по дальности относительно расчетной точки на палубе, оцениваемая по значению стандартного отклонения σ_x , практически одинакова для разных высот как при наличии качки, так и при ее отсутствии. По мнению летчиков, имеющих опыт реальных посадок на корабль и участвовавших в отработке методики имитации посадки на пилотажном стенде, разработанная система представляется эффективным средством подготовки летного состава перед реальными посадками на корабль.

Заключение

1. Разработанная методика летного моделирования и принцип действия бортовой системы имитации посадки обеспечивают возможность летной отработки характеристик управляемости самолета и обучения летчиков управлению при палубной посадке путем летного моделирования на повышенной безопасной высоте.

2. При принятом законе движения виртуального корабля обеспечивается подобие траекторного движения самолета относительно корабля на различных высотах полета.

3. Проведенные исследования на пилотажном стенде показали возможность использования монохромного упрощенного изображения виртуального корабля и сигнала ОСП, формируемого на ИЛС, для визуального управления при летном моделировании палубной посадки.

4. Летное моделирование посадки с использованием СИП обеспечивает следующие преимущества:

- повышение безопасности летных испытаний и обучения;
- снижение стоимости и сокращение сроков проведения летных испытаний и обучения, так как в течение одного полета моделирование посадки может проводиться неограниченное число раз;
- возможность проведения летных исследований без использования корабля и натурных посадочных устройств независимо от погодных условий;
- повышение надежности статистических оценок точности посадки.

Данная работа выполнена в рамках и за счет финансовой поддержки проекта "Разработка моделирующего комплекса реалистичного восприятия оператором (летчиком) сложных режимов полета и оценки его психофизиологического состояния" (Договор № 02.G25.31.0017/100003471 между ОАО "РСК "МиГ" и Министерством образования и науки РФ об условиях предоставления и использования субсидии на реализацию комплексного проекта по созданию высокотехнологичного производства, выполняемого с участием ФГАОУ ВПО "МФТИ (ГУ)").

IN-FLIGHT SIMULATION METHOD OF THE AIRCRAFT CARRIER LANDING

Zakharov K.V., Zhelonkin V.I., Zhelonkin M.V., Tkachenko O.I., Khokhlov A.A.

In-flight simulation method of the aircraft carrier landing was developed for the purpose of terms reduction and increase of flight training safety. The image of the simulated carrier and optical landing system are reproduced at the HUD. Flight training is conducted at some safety height. This training technique can be fulfilled without real carrier and its landing equipment. During the flight a pilot can fulfill simulation of the carrier landing unlimited times. Simulation of the carrier landing is continued up to moment when virtual hook touch the virtual deck.

Key words: simulation of the aircraft carrier landing.

Сведения об авторах

Захаров Кирилл Васильевич, 1925 г.р., окончил ЛГУ (1953), кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, автор более 30 научных работ, область научных интересов – динамика и системы управления самолетов.

Желонкин Владимир Иванович, 1954 г.р., окончил МФТИ (1977), кандидат технических наук, старший научный сотрудник ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, автор более 30 научных работ, область научных интересов – динамика и системы управления самолетов.

Желонкин Михаил Владимирович, 1984 г.р., окончил МФТИ (2007), младший научный сотрудник ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, автор 8 научных работ, область научных интересов – динамика и системы управления самолетов.

Ткаченко Олег Иванович, 1954 г.р., окончил МФТИ (1977), кандидат технических наук, начальник сектора ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, автор более 20 научных работ, область научных интересов – динамика и системы управления самолетов.

Хохлов Анатолий Анатольевич, 1957 г.р., окончил МФТИ (1983), старший преподаватель ФАЛТ МФТИ, автор 15 научных работ, область научных интересов – летные испытания, динамика полета, математические методы моделирования, летательные аппараты морского базирования, мореходность гидросамолетов.

УДК 629.7.016.7.001

АНАЛИЗ ПРИМЕНИМОСТИ СУЩЕСТВУЮЩИХ КОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ АВТОМАТИЗАЦИИ СИНТЕЗА НЕЧЕТКОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕГКОГО ДИСТАНЦИОННО ПИЛОТИРУЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

Л.Н. ЛЫСЕНКО, НГУЕН ЧОНГ ШАМ

Приводятся результаты анализа применимости известных прикладных программных комплексов для автоматизации синтеза нечеткого управления движением легкого дистанционно пилотируемого летательного аппарата (ДПЛА) при его полете в сложных метеорологических условиях. Решение базируется на основе ранее сформулированного и введенного в рассмотрение принципа допустимой ограниченной априорной неопределенности оценивания аэродинамических характеристик ДПЛА.

Ключевые слова: дистанционно пилотируемый летательный аппарат, интерактивное управление, неопределенность информации, идентификация аэродинамических характеристик, нечеткое управление, принцип допустимой ограниченной неопределенности оценивания.

Введение

В настоящее время беспилотные комплексы, системообразующим элементом которых является дистанционно пилотируемый летательный аппарат (ДПЛА), относятся к одной из наиболее динамично развивающихся областей авиационной техники. Практически во всех развитых странах мира они находят широкое применение при решении различных задач оборонного и хозяйственного назначения. Большое внимание уделяется использованию ДПЛА при возникновении чрезвычайных ситуаций, стихийных бедствий, а также при проведении метеорологических измерений в труднодоступных земных районах, мониторинге трубопроводов, патрулировании границ и др.

К числу наиболее существенных факторов, влияющих на нормальное (штатное) функционирование легких малоразмерных ДПЛА, относятся турбулизация атмосферы при полете в сложных метеорологических условиях и, особенно ветровые пульсирующие нагружения планера, носящие стохастический характер.

Случайные кратковременные перемещения воздушных масс, вызванные атмосферной турбулентностью, служащие источником дополнительных сил и моментов, действующих на ДПЛА, зачастую исключают возможность получения достоверной обзорной информации, усложняют процесс интерактивного управления при формировании команд дистанционно удаленным оператором по наблюдаемому ТВ-изображению цели и подстилающей поверхности, получаемым с борта ДПЛА в темпе полета.

Свидетельством тому могут служить трудности, возникшие при отработке режима ручного управления по наблюдаемому ТВ-изображению местности в процессе создания ДПЛА "Пчела" комплекса "Строй-П".

В связи с этим решение задачи обеспечения инвариантности получения устойчивого изображения цели к внешним возмущениям с помощью бортовой аппаратуры ДПЛА, особенно в сложных метеорологических условиях полета, продолжает оставаться весьма актуальной.

Как следует из результатов анализа, содержащегося в работе [1], путей решения обсуждаемой задачи в принципе существует несколько. Некоторые из них уже получили свое отражение в исследованиях таких авторов, как Ле Ки Биен, Кузнецов А.Г., Фирсов С.П., Хаммуд Абдулла, Буй Куанг Ли и др.

При этом речь может идти о совершенствовании как собственно информационных систем (комплексирование, использование гиросtabilизаторов, применение методов оптимальной фильтрации характеристик движения, идентификации аэродинамических характеристик и др.), так и алгоритмического обеспечения при создании систем управления (СУ) ДПЛА (синтез систем активной адаптации, систем искусственного интеллекта, в том числе с использованием нейронных сетей, обладающих адаптивными свойствами, либо удовлетворяющих условиям требуемой грубости и стабильной сходимостью процессов (гибридные структуры с нечеткими и традиционными алгоритмами и т.д.)).

Именно второму из указанных направлений посвящены результаты настоящего исследования.

Постановка задачи и исходные предпосылки

Ранее, в работах [1; 2] был сформулирован и введен в рассмотрение "принцип допустимой ограниченной неопределенности оценивания аэродинамических характеристик (АДХ) ДПЛА в неблагоприятных полетных метеоусловиях", допускающий поиск компромисса в отношении неточности знания АДХ с учетом неопределенной информации о турбулентных характеристиках воздушного поля и приемлемых алгоритмов управления с использованием модифицированных нечетких регуляторов в каналах высоты и крена аппарата, способных справиться с действием "остаточных" возмущений.

Целью данной работы служит дальнейшее развитие предложенного подхода, реализующего указанный принцип в части конкретизации общей теории [3] в отношении выявления требований к допустимому уровню подавляемого "ограниченного возмущения" и анализа применимости существующих компьютерных технологий типа Toolbox FUZZY среды Matlab и ее расширений [4; 5] для автоматизации настройки алгоритма Такаги-Сугено, используемого в качестве алгоритма универсального аппроксиматора синтезируемой СУ полетом перспективного ДПЛА.

Математическая модель возмущенного состояния системы "ДПЛА – внешняя среда"

Для большинства типов ДПЛА, скорость которых больше максимальной скорости порывов ветра, турбулентность можно рассматривать как пространственное случайное поле, инвариантное к временной компоненте [6].

Ветровые возмущения атмосферы в связи с этим задаются в виде

$$\mathbf{w}(\mathbf{x}) = \mathbf{w}_0(\mathbf{x}) + \xi(\mathbf{x}), \quad (1)$$

где $\mathbf{w}(\mathbf{x})$ – скорость ветра (м/с) в точке с координатами $\mathbf{x} = (x, y, z)$; $\mathbf{w}_0 \in \mathbb{R}^3$ – регулярная составляющая скорости ветра (детерминированного или случайного, в зависимости от постановки задачи); $\xi(\mathbf{x}) = (\xi_1(x), \xi_2(y), \xi_3(z))$ – мультипликативная составляющая – собственно турбулентность с продольной, вертикальной и поперечной компонентами скорости изменения состояния поля.

Для описания номинального (опорного) движения ДПЛА используется "полная" пространственная модель в виде дифференциальных уравнений движения аппарата в неспокойной атмосфере, векторное представление которой может быть выражено в виде

$$\frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) = \sum_{i=1}^3 \mathbf{F}_i(\mathbf{V}, \boldsymbol{\Omega}, \xi, \mathbf{x}_{\text{пк}}, \mathbf{x}_{\text{но}}; t), \quad (2)$$

где $\mathbf{F}_1(\mathbf{V}, \boldsymbol{\Omega}; t)$ – функция вектора инерционных сил и моментов; $\mathbf{F}_2(\mathbf{V}, \boldsymbol{\Omega}, \xi, \mathbf{x}_{\text{пк}}, \mathbf{x}_{\text{но}}; t)$ – функция вектора аэродинамических сил и моментов; $\mathbf{F}_3(\xi, t)$ – функция вектора внешних возмущений; $\mathbf{x}(t)$ – n -мерный полный вектор состояния объекта; $\mathbf{x}_{\text{пк}}(t)$ – вектор позиционных координат; $\mathbf{x}_{\text{но}}(t)$ – вектор состояния исполнительных органов; $\mathbf{V}(t)$ – вектор воздушной скорости ДПЛА; $\boldsymbol{\Omega}(t)$ – вектор угловой скорости поворота связанной системы координат (СК) относительно базовой (земной) СК на углы тангажа $\vartheta(t)$, рыскания $\psi(t)$ и крена $\gamma(t)$.

Как известно, влияние перемещения воздушных масс на движение ЛА оказывается двояким: за счет изменения воздушной скорости относительно земной $\mathbf{V}(\mathbf{x}, t) = \mathbf{V}_k(\mathbf{x}, t) + \mathbf{w}(\mathbf{x})$, а также за

счет возникновения угла скольжения $\beta = \beta_w$ ($\beta_0 = 0$) и дополнительного, так называемого "ветрового" угла атаки α_w , приводящего к изменению полного угла атаки $\alpha_\Sigma = \alpha + \alpha_w$.

В силу того обстоятельства, что указанные величины выступают в качестве аргументов при расчете функций вектора состояния исполнительных органов, а главное, векторов аэродинамических сил и моментов, пренебрегать ими не представляется возможным.

Общая система уравнений (2), описывающая пространственное возмущенное (детерминированное, либо стохастическое) движение легкого ДПЛА, является сложной нелинейной системой дифференциальных уравнений высокого порядка. При рассмотрении возмущенного движения в малой окрестности номинального движения оказывается возможным перейти к линеаризованной модели, допускающей декомпозицию (разделение) движений на продольное и боковое.

В общем случае имеем:

$$\frac{d}{dt} \Delta \mathbf{x}(t) = \mathbf{A}(t) \Delta \mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(t) \mathbf{u}(t) + \mathbf{F}(t) \mathbf{w}_e(t); \quad (3)$$

$$\Delta \mathbf{x}(t_0) = \Delta \mathbf{x}_0 \text{ задано,}$$

где при рассмотрении пространственного движения $\Delta \mathbf{x}(t)$ – 12-мерный вектор отклонений параметров возмущенного движения от номинального; $\mathbf{u}(t)$ – трехмерный вектор управления (тягой воздушного винта, высотой и креном); $\mathbf{w}_e(t)$ – вектор действующих возмущений; $\mathbf{A}(t)$, $\mathbf{B}(t)$, $\mathbf{F}(t)$ – матрицы состояния, управления и возмущений соответствующих размерностей.

В дальнейшем, с целью упрощения записи, будем полагать, что при известности параметров номинального движения, вектор отклонений эквивалентен параметрам полного вектора состояния $\mathbf{x}(t)$, а движение ограничивается рассмотрением полета в вертикальной плоскости.

Будем считать, кроме того, что в качестве бортовых измерительных устройств используются приемники ГЛОНАСС (либо GPS), барометрический датчик давления, акселерометры и датчик угловой скорости (ДУС), так что вектор измерений может быть представлен в виде $\mathbf{z}(t) = [L(t), h(t), n_z(t), n_y(t), \omega_z(t)]^T$, где $L(t)$ – пройденный путь; $h(t)$ – текущая высота полета; $n_z(t)$, $n_y(t)$ – составляющие вектора перегрузки; $\omega_z(t)$ – текущие показания ДУС.

Как было показано в работе [2], настройка контура управления ДПЛА при полете в сложных метеорологических условиях потребует "точного" знания следующего одиннадцатикомпонентного (для движения в вертикальной плоскости) расширенного вектора состояния $\mathbf{x}_p(t) = [\Delta V, \Delta \theta, \Delta L, \Delta h, \Delta \rho, \Delta \omega_z, \Delta \theta, \Delta m_z^\alpha, \Delta m_z^{\bar{\omega}_z}, \Delta C_{xa}, \Delta C_{ya}^\alpha]^T$, являющегося сложной функцией внешних возмущающих воздействий. В выражении $\mathbf{x}_p(t)$, помимо ранее введенных обозначений, θ – угол возвышения траектории; ρ – плотность среды; $m_z^{\bar{\omega}_z}$, m_z^α – динамические коэффициенты (производные) от соответствующего коэффициента аэродинамического момента; C_{xa} , C_{ya}^α – коэффициент силы лобового сопротивления и соответствующая производная коэффициента подъемной силы по суммарному углу атаки α_Σ .

Нахождение указанных переменных потребует реализации процедуры оптимальной фильтрации (на базе рекуррентных алгоритмов калмановского типа) и идентификации АДХ в темпе полета.

Ранее в [2] было показано, что если ориентироваться на применение в качестве бортовой ЦВМ модели семейства – 386/486 четвертого поколения с процессором на базе МПК i386 DX (тактовая частота 20 МГц), обеспечивающим в режиме плавающей запятой на коротких операциях быстроедействие до 2,9 млн. оп./с, эквивалентное предельное время, отводимое на навигационное определение рассматриваемого типа ДПЛА, включая процедуру стохастического оценивания, в течение одного цикла навигации не должно превышать 2 с.

А если учесть еще и дополнительную одновременную загрузку БЦВМ операциями привязки наблюдаемой местности к электронной географической карте местности, а также реализацию адаптивных мультиструктурных алгоритмов оптимальной фильтрации в условиях неизвестных интенсивностей смены структур [7], даже при многоядерной схеме построения процессора, это

время должно быть уменьшено как минимум втрое, что на современном уровне технического развития исключает для обсуждаемого подхода возможность практического получения результата в режиме прямой ТВ-трансляции событий (TV-mode) в темпе реального времени.

Возложение процедуры решения задачи повышения качества управления исключительно на нечеткую СУ без ее предварительной настройки (адаптации), приведет к значительному усложнению (в силу требования придания свойств "интеллектуальности в большом" [1]) и дополнительным трудностям эксплуатации системы.

При этом, естественно, возникает вопрос, касающийся допустимого уровня "остаточных возмущений", удовлетворяющего условиям теории синтеза нечетких регуляторов (НР) с *ограниченной неопределенностью* (ОН).

Для ответа на этот вопрос упростим модели состояния (типа (3)) и измерения до формы их представления в виде $\frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) = \mathbf{A}(\bullet)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(\bullet)\delta(t)$; $\mathbf{z}(t) = \mathbf{H}\mathbf{x}(t)$, $\mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0$, где $\mathbf{H}$ – постоянная матрица, и введем, кроме того, в рассмотрение эквивалентную модель

$\frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) = \mathbf{A}_0\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}_0\delta(t) + \boldsymbol{\varphi}(\bullet, t)$, $\mathbf{z}(t) = \mathbf{H}\mathbf{x}(t)$, где $\boldsymbol{\varphi}(t) = \boldsymbol{\varphi}(\bullet, t) = (\mathbf{A}(\bullet) - \mathbf{A}_0)\mathbf{x}(t) + (\mathbf{B}(\bullet) - \mathbf{B}_0)\delta(t)$

– приведенные ко входу объекта управления возмущения; $\mathbf{A}_0$ и $\mathbf{B}_0$ – номинальные значения матриц; $\delta(t)$ – выход нечеткого регулятора (в отличие от $\mathbf{u}(t)$ – выхода четкого регулятора); символ $(\bullet)$ обозначает набор внешних и внутренних факторов, отражающих ограниченное влияние неучтенных, например, в силу линеаризаций, нелинейности и априори неизвестных возмущений внешней среды. Будем считать, что для рассматриваемых систем условия управляемости и наблюдаемости (по Калману) выполнены.

В соответствии с изложенным, обсуждаемая СУ $S(C, C_f, \Phi)$ должна иметь структуру, содержащую два типа регуляторов: четкий $C(\bullet)$ с выходом $\mathbf{u}(t)$ и нечеткий $C_f(\bullet)$ с выходом $\delta(t)$. При этом под Φ понимается объект с нелинейным и неавтономным (в общем случае) оператором.

Количество входов НР, как правило, ограничивается двумя – ошибкой $l(t)$ и ее производной $\dot{l}(t)$ при одном дефазифицированном выходе $\delta(t)$, т.е. $C_f(\bullet) = C_f(l, \dot{l}) = \delta(t)$. В качестве четкого регулятора (ЧР) могут быть использованы либо регулятор с оптимальным законом управления (оптимальный регулятор (ОР)), либо робастный регулятор (РР).

Для определенности, в качестве ЧР будем рассматривать ОР с квадратичным критерием качества в силу исходной постановки задачи стабилизации возмущенного движения относительно опорного (в линейной постановке).

Без учета действия внешнего возмущения, согласно методу аналитического конструирования регуляторов (АКОР) Летова-Калмана закон управления, найденный по LQR-алгоритму, является однозначным и имеет вид $\mathbf{u}(t) = -\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T\mathbf{P}\mathbf{x}(t)$, где $\mathbf{P}(t)$ – положительно определенная матрица, получаемая в результате решения уравнения Риккати; $\mathbf{R}(t)$ – весовая матрица управления в квадратичном критерии качества; $\mathbf{B}(t)$ – матрица управления в уравнении состояния. Учитывая наличие НР, $\delta(t) = C_f(\mathbf{l})$, $\mathbf{l}(t) = -\mathbf{z}(t)$, совместный закон ОР + НР будет иметь вид $\tilde{\mathbf{u}} = \mathbf{u} + \delta$.

Центральную роль при синтезе такого типа СУ играет вытекающая из [3] теорема, согласно которой *нечеткий регулятор $C_f(\mathbf{z})$ гарантирует выполнение функций аппроксиматора и компенсатора возмущения $\boldsymbol{\varphi}(\mathbf{x}, \delta; t)$ при сохранении оптимальности нечеткой системы управления с регулятором в обратной связи по состоянию $\mathbf{u}(t) = \mathbf{G}(t)\mathbf{x}(t)$, где $\mathbf{G}(t) = -\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T\mathbf{P}(t)$.*

Эквивалентным расширением приведенной теоремы служит следующая теорема: *нечеткая система управления, для которой справедливо уравнение состояния*

$\frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) = (\mathbf{A}_0 + \Delta\mathbf{A}_t)\mathbf{x}(t) + (\mathbf{B}_0 + \Delta\mathbf{B}_t)C_f$, *с нечетким регулятором Такаги-Сугено обладает*

асимптотической устойчивостью, обеспечиваемой аппроксиматором C_{f1} линейного регулятора и грубостью при выполнении неравенства $C_{f2} \geq \mathbf{B}_0^+(\Delta\mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \Delta\mathbf{B}(C_{f1} + C_{f2}))$ при условии

$\Delta \mathbf{B} < (\mathbf{B}_0^+)^{-1}$, где верхний знак "+" у матрицы означает псевдоинверсию, гарантируемую аппроксиматором C_{f2} приведенных ко входу объекта управления ограниченных возмущений.

При этом под "грубостью системы" здесь понимается общепринятое условие малого изменения полученного при расчете поведения системы от изменения ее состояния при малых отличиях характеристик в реальных условиях функционирования.

Из приведенных выше теорем вытекает очевидное следствие: *ограниченными возмущениями* являются возмущения, удовлетворяющие условно аппроксимации и компенсации их нечетким регулятором $C_f(\mathbf{z})$ при сохранении свойства оптимальности нечеткой системой с ОР, реализующим закон управления, соответствующий LQR-алгоритму.

Справедливость приведенного следствия нетрудно обосновать на основе следующих соображений.

Путь на объект действует возмущение с ограниченной неопределенностью $\varphi_{огр}(t)$, так что модель его состояния приобретает вид

$$\frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(t)\tilde{\mathbf{u}}(t) + \mathbf{B}_\varphi(t)\varphi_{огр}(t). \quad (4)$$

При этом ОР обеспечивается устойчивость и оптимальность замкнутой системы (4), а НР $\delta(t) = C_f(\mathbf{z})$ осуществляет подавление всех приведенных ко входу возмущений.

Введем следующие обозначения: $\mathbf{A}^* = \mathbf{A} + \mathbf{B}\mathbf{G} = \mathbf{A}_0^* + \Delta\mathbf{A}_t^*$; $\mathbf{A}_0^* = \mathbf{A}_0 + \mathbf{B}_0\mathbf{G}$; $\Delta\mathbf{A}_t^* = \Delta\mathbf{A}_t + \Delta\mathbf{B}_t\mathbf{G}$.

Тогда
$$\frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) = \mathbf{A}_0^* \mathbf{x}(t) + \mathbf{B}_0^+ \mathbf{B}_\varphi \varphi_{огр}(t) + \Delta\mathbf{A}_t^* \mathbf{x}(t) + \Delta\mathbf{B}_t \delta(t) + \delta(t) \stackrel{-}{=} \mathbf{A}_0^* \mathbf{x}(t) + \mathbf{B}_0 \mathbf{u}^*(t) \varphi, \quad (5)$$

где $\mathbf{u}^*(t) = \delta(t) + \mathbf{B}_0^+ (\mathbf{B}_\varphi \varphi_{огр}(t) + \Delta\mathbf{A}_t^* + \Delta\mathbf{B}_t \delta(t))$.

Применяя метод функций Ляпунова, представим

$$V(\mathbf{x}) = \frac{1}{2} \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{x}, \dot{V}(\mathbf{x}) = \frac{1}{2} \mathbf{x}^T (\mathbf{P} \mathbf{A}_0^* + (\mathbf{A}_0^*)^T \mathbf{P}) \mathbf{x} + \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B}_0 \mathbf{u}^*; \quad (6)$$

$$V(\mathbf{x}) > 0, \mathbf{x}(t) \neq 0,$$

где $\mathbf{P}$ – симметричная положительно определенная матрица, удовлетворяющая неравенству $(\mathbf{P} \mathbf{A}_0^* + (\mathbf{A}_0^*)^T \mathbf{P}) < 0$, гарантирующему обеспечение асимптотической устойчивости. Для выполнения указанного условия при наличии ограниченной неопределенности дополнительно требуется выполнение соотношения [8]

$$\mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B}_0 \mathbf{u}^* = \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B}_0 \delta + \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B}_0 \mathbf{B}_0^+ (\mathbf{B}_\varphi \varphi_{огр} + \Delta\mathbf{A}_t^* \mathbf{x} + \Delta\mathbf{B}_t \delta) \stackrel{-}{\leq} 0. \quad (7)$$

Используя теперь аппроксимирующее свойство НР, запишем

$$\mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B}_0 \mathbf{u}^* = \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B}_0 \delta + \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B}_0 \mathbf{B}_0^+ (\mathbf{B}_\varphi \varphi_{огр} + \Delta\mathbf{A}_t^* \mathbf{x} + \Delta\mathbf{B}_t \delta) \stackrel{-}{=} \Delta\delta^*, \quad (8)$$

где $\Delta\delta^*$ – неточность аппроксимации.

Поскольку $\delta = C_f(l) = -C_f(\mathbf{z})$, то из последнего соотношения непосредственно следует, что

$$\mathbf{B}_0^+ (\mathbf{B}_\varphi \varphi_{огр} + \Delta\mathbf{A}_t^* \mathbf{x} + \Delta\mathbf{B}_t \delta) - C_f(l) \stackrel{-}{\leq} \text{Sup} \left[\frac{\Delta\delta^*}{\mathbf{B}_0^T \mathbf{P} \mathbf{x}} \right], \quad (9)$$

что и подтверждает грубость алгоритма НР.

Синтез линейных регуляторов с робастными свойствами на основе $\mathbf{H}_\infty$ -теории приводит [8] к получению регулирующих алгоритмов с робастностью вида

$$\mathbf{B}_0^+ (\mathbf{B}_\varphi \varphi_{огр} + \Delta\mathbf{A}_t^* \mathbf{x} + \Delta\mathbf{B}_t \delta) \stackrel{-}{\infty} \leq \varepsilon, \quad (10)$$

где $\varepsilon = \text{const}$ – размер неопределенности.

Понятно, что с точки зрения практической процедуры синтеза НР и оценки допустимого уровня неопределенности приведенных общетеоретических положений оказывается недостаточно.

Для того чтобы убедиться, что синтезированный регулятор обеспечивает устойчивость замкнутой системы (робастную устойчивость для РР), а также заданный уровень подавления ограниченного возмущения, необходимо иметь работоспособный инструментарий в формате достаточной степени универсального программного пакета (ПП), позволяющего при приемлемых временных и интеллектуальных затратах автоматизировать настройку параметров НР.

Накопленный опыт исследований позволяет считать, что таким инструментарием может служить ПП MATLAB (Toolboxes Fussy, Simulink).

Функциональная схема синтеза НР в среде MATLAB с помощью редактора ANFIS (Adaptive Neuro – Fuzzy Inference System) Fuzzy Toolbox представлена на рис. 1, где обозначено: dan.dat – файл данных, используемых при обучении; sug.fis – модель НР Такаги-Сугено; syst.mde – модель системы управления с НР.

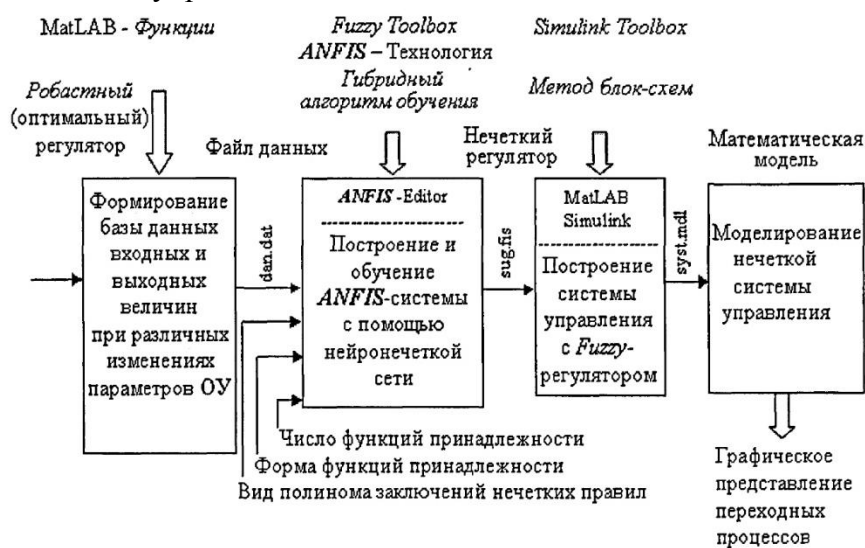


Рис. 1. Функциональная схема синтеза НР в среде MATLAB

Структура НР в общем случае включает блоки фаззификации, нечеткого вывода, базы знаний и дефаззификации. Будучи ориентированными на обработку знаний (нечетких правил), НР используют знания экспертов, либо "обучаемые знания", выражаемые естественным образом с помощью лингвистических переменных.

Практика применения обсуждаемого ПП к решению рассматриваемых задач показала, что способы определения параметров НР, включающие настройку контура на основе методов желаемого переходного процесса и эталонных фазовых траекторий, дают примерно одинаковые результаты и ни один из них не может рассматриваться как приоритетный.

Как следует из результатов выполненных исследований, наиболее "критичными" оказались каналы управления высотой полета и креном. Причем особенности конструкции рассматриваемого типа ДПЛА привели к необходимости дополнительной модификации логики обычного НР за счет введения в закон управления приближенного балансирующего значения угла отклонения руля высоты $\delta_{всп}$, полученного в результате совместного решения уравнений сил и моментов ДПЛА в горизонтальном полете с учетом пикирующего момента от воздушного винта и дополнительной составляющей подъемной силы, обусловленной приращением ΔC_{ya}^a при движении в неспокойной атмосфере.

В результате, закон МНР по высоте полета был принят в виде

$$\delta_B^* = \text{fuzzy1}(\Delta u_z \Delta V_y) + \delta_{всп}(t) + K_{дир}^z \omega_z, |\delta_B^*| \leq \delta_{всп\max}, \quad (11)$$

где fuzzy1 – нелинейная функция от величин "остаточных" ошибок по высоте и по вертикальной составляющей вектора воздушной скорости, полученная с помощью нечеткой логики и

являющаяся отражением соответствующих лингвистических переменных, формулируемых оператором; $K_{\text{дпр}}^z = f(\Delta \hat{m}_z^a, \Delta \hat{m}_z^{\bar{\omega}_z}, \Delta \hat{C}_{ya}^a)$ – коэффициент демпфирования продольного канала.

Закон МНР в канале крена выбран в виде

$$\delta_{\vartheta}^* = \text{fuzzy2}(\Delta u_z \Delta \omega_x) + K_{\text{дпр}}^x \omega_x, |\delta_{\vartheta}^*| \leq \delta_{\vartheta \max}, \quad (12)$$

где Δu – остаточная ошибка по углу крена; ω_x – угловая скорость крена; δ_{ϑ} – угол отклонения элерона.

Рис. 2, 3 иллюстрируют динамику изменения траекторных параметров при снижении высоты полета с 450 м до 240 м. Из приведенных графиков следует, что колебательные процессы при реализации управления быстро демпфируются (рис. 3), а моделируемые значения параметров практически не отличаются от желаемых значений, что свидетельствует о возможности достижения поставленной цели управления в рамках сформулированной постановки задачи.

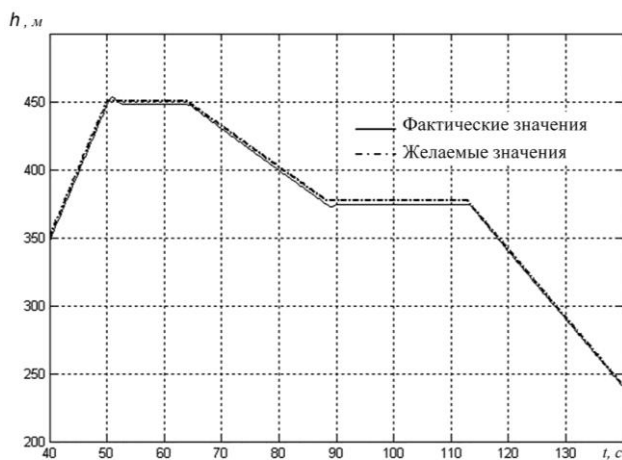


Рис. 2. Изменение высоты в процессе движения ДПЛА по заданной программе

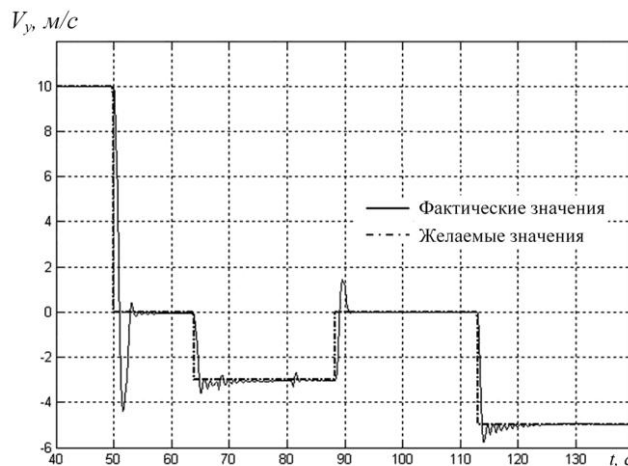


Рис. 3. Колебательные процессы при изменении $V_y(t)$ при снижении ДПЛА с высоты 450 м до 240 м

Более полные результаты компьютерного моделирования, так же как и исходные данные для проведения численных исследований, приведены в работе [9].

ЛИТЕРАТУРА

1. Лысенко Л.Н., Шам Н.Ч. Анализ путей интеллектуализации алгоритмического обеспечения нечеткого управления движением дистанционно пилотируемых летательных аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана, серия Машиностроение. - 2012. - № 1(86). - С. 3 – 16.
2. Лысенко Л.Н., Гришко Д.А., Королев Е.А., Шам Н.Ч. Стохастическое оценивание параметров управляемого движения при неточно идентифицируемых в полете аэродинамических характеристиках ДПЛА // Известия РАН. - 2013. - № 2(76). - С. 51 – 59.
3. Асан К., Ватада Д., Иван С. и др. Прикладные нечеткие системы / под ред. Т. Тэрано, К. Асаи, М. Сугэно / пер. с яп. - М.: Мир, 1993.
4. Дьяконов А.В., Круглов В.Н. Математические пакеты расширения MATLAB: спец. справочник. - СПб.: Питер, 2001.
5. Леоненков Л.Н. Нечеткое моделирование в среде MATLAB и fuzzy TECH. - СПб.: Питер, 2001.
6. Шалыгин А.С., Лысенко Л.Н., Толпегин О.А. Методы моделирования ситуационного управления беспилотных летательных аппаратов / под ред. А.В. Ноздрачева, Л.Н. Лысенко. Справочная библиотека разработчика – исследователя вооружения и военной техники. - М.: Машиностроение, 2012. - Т. 11.
7. Лысенко Л.Н., Шам Н.Ч. Алгоритмические аспекты моделирования мультиструктурных схем фильтрации в оптимальных навигационных системах дистанционно пилотируемых летательных аппаратов // Известия РАН. - 2012. - № 1(71). - С. 14 – 21.

8. Чунг Н.В. Синтез нечетких регуляторов для систем управления техническими объектами с ограниченной неопределенностью: дисс. ... канд. техн. наук. - СПб.: ЛЭТИ им. В.И. Ульянова (Ленина), 2006.

9. Лысенко Л.Н., Кыонг Н.Д., Чыонг Ф.В. Моделирование движения дистанционно пилотируемого летательного аппарата с модифицированным нечетким регулятором в контуре управления полетом // Полет. - 2013. - № 2. - С. 24 – 30.

THE APPLICABILITY OF EXISTING COMPUTER TECHNOLOGY TO AUTOMATE FUZZY SYNTHESIS OF TRAFFIC LIGHT UAV IN ADVERSE WEATHER CONDITIONS

Lysenko L.N., Nguen Thong Sham

The results of the analysis of the applicability of known application software systems for automated synthesis of fuzzy control traffic light UAV during its flight in adverse weather conditions.

The solution is based on a previously formulated and put into consideration the principle of permissible limited a priori estimation of the uncertainty of aerodynamic characteristics of UAVs.

Key words: remotely piloted aircraft (UAV), interactive control, the uncertainty of information, the identification of aerodynamic performance, fuzzy control, the principle of limited permissible uncertainty estimation.

Сведения об авторах

Лысенко Лев Николаевич, 1939 г.р., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана (1963), доктор технических наук, профессор, заслуженный деятель науки РФ, заслуженный изобретатель РФ, лауреат премии Президента РФ, действительный член и член президиума Российской академии ракетных и артиллерийских наук (РАРАН), профессор кафедры динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор более 300 научных работ, область научных интересов – баллистика и динамика беспилотных летательных аппаратов.

Нгуен Чонг Шам, 1983 г.р., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана (2010), аспирант МГТУ им. Н.Э. Баумана, область научных интересов – управление движением летательных аппаратов различного назначения и статистическая динамика полета.

УДК 531.1

ВЛИЯНИЕ ХАРАКТЕРНЫХ ПАРАМЕТРОВ НА СТРУКТУРУ ВИХРЕЙ В ТЕЧЕНИИ КУЭТТА-ТЭЙЛОРА СЖИМАЕМОГО ГАЗА

СУАНЬ ЗОАНЬ ДО, М.И. ЛИПАТОВ, ТУАН ВИНЬ ФАМ

Статья представлена доктором физико-математических наук, профессором Дудиным Г.Н.

Исследованы течения Куэтта-Тейлора сжимаемого газа при больших числах Рейнольдса. Сформулирована постановка задачи на основе системы дифференциальных уравнений (система уравнений Навье-Стокса) для сжимаемого газа в цилиндрических координатах. На основе физической модели, построенной в CFD-пакете, получены численные результаты для различных температур поверхностей и угловых скоростей цилиндров. Построена зависимость размеров вихрей от температуры поверхностей и угловых скоростей цилиндров.

Ключевые слова: течения Куэтта Тейлора, влияние сжимаемости, структура течения.

Устойчивость течений Куэтта-Тейлора изучалась в течение более чем 70 лет. Это течение возникает между двумя коаксиальными цилиндрами в случае, когда оба или один цилиндр вращаются. Если параметры вращения превосходят критические значения, течение Куэтта-Тейлора становится неустойчивым, так что появляется вторичное течение с ненулевыми радиальной и осевой компонентами скорости; это новое течение, называемое течением Тейлора-Куэтта, может иметь форму противоположных тороидальных вихрей, расположенных рядом друг с другом в осевом направлении.

Как известно, первая успешная оценка устойчивости вязкого течения между вращающимися цилиндрами принадлежит Тейлору. Эксперименты, которыми Тейлор продемонстрировал возникновение неустойчивости, проводились с устройством, в котором разница в радиусах двух цилиндров была небольшой по сравнению со средним радиусом. Условия, при которых течение переходит к неустойчивости, могут быть выражены через характеристическое число, известное как число Тейлора. Позже Мексин решил проблему математическим методом, который отличается от метода Тейлора. На основе отдельных асимптотических решений ему удалось вывести условие устойчивости в замкнутой форме.

Исследованию течений несжимаемой жидкости посвящено много работ. В то же время с точки зрения технологических приложений и фундаментальной науки анализ течений сжимаемого газа имеет несомненный интерес. Обычно основным методом исследований являются численные методы анализа. В ряде статей были представлены результаты решения уравнений Навье-Стокса для сжимаемого газа [1; 2].

На практике могут реализовываться и течения с конечными числами Рейнольдса. Течение в таком случае описывается обычными уравнениями Навье-Стокса нелинейными или линейными в зависимости от рассматриваемых задач (описания среднего течения или исследования устойчивости). Понятно, что для решения таких задач единственным способом является применение численных методов, основанных на использовании конечных разностей или представлениями в виде разложений в ряды.

При анализе течений с большими числами Рейнольдса возникает вопрос о сосуществовании инерционного и вязкого течений. Под вязким понимается течение, описываемое только диссипативной частью уравнений Навье-Стокса. На самом деле даже без предположения об отсутствии инерционности, только принимая условие одномерности течения, можно получить описание с диссипативными членами (как в случае несжимаемой жидкости [3-4]).

При преимущественном влиянии инерционных эффектов уравнения не содержат диссипативных членов вообще, поэтому обычной является схема рассмотрения задач, для которых (при

любых числах Рейнольдса) на основное течение, описываемое диффузионными членами, накладывается возмущение, описываемое инерционными членами. Таким образом, можно исследовать линейные и нелинейные режимы.

Ситуация с большой величиной параметра (пропорционального отношению величин инерционных членов к диффузионным) приводит так и для течений открытого типа к локальным задачам, описывающим квадратные вихри с асимптотически одинаковыми размерами в направлениях y и z .

Можно показать, что возмущенное течение описывается в этом случае параболизированными уравнениями Навье-Стокса для несжимаемой жидкости с локальными термодинамическими величинами, соответствующими местоположению вихря (расположенному около одной из стенок или всплывшему).

Более интересными оказываются течения, в которых действительно сказывается влияние вязкости, а именно в таких, для которых размер вихря в направлении y сравним с величиной зазора.

В настоящей работе приведены результаты расчетов, показывающих влияние температуры поверхностей цилиндров и вращательных скоростей на плотности вихрей.

1. Постановка задачи

Исследуется течение между двумя концентрическими цилиндрами бесконечной длины, которые вращаются с различными угловыми скоростями. Предполагается, что поверхности цилиндров имеют различные температуры.

1.1. Система координат

Вводится цилиндрическая система координат. На рис. 1 показан эскиз системы координат для установившегося потока сжимаемой вязкой жидкости. Течение газа между двумя коаксиальными цилиндрами поддерживается за счет постоянной угловой скорости одного или обоих цилиндров, при этом в среднем течение в осевом направлении отсутствует [осредненный поток в осевом направлении равен нулю]. Внутренний цилиндр имеет радиус R_1 и вращается с угловой скоростью Ω_1 , а внешний – радиус R_2 и вращается с угловой скоростью Ω_2 . Звездочкой обозначены размерные величины.

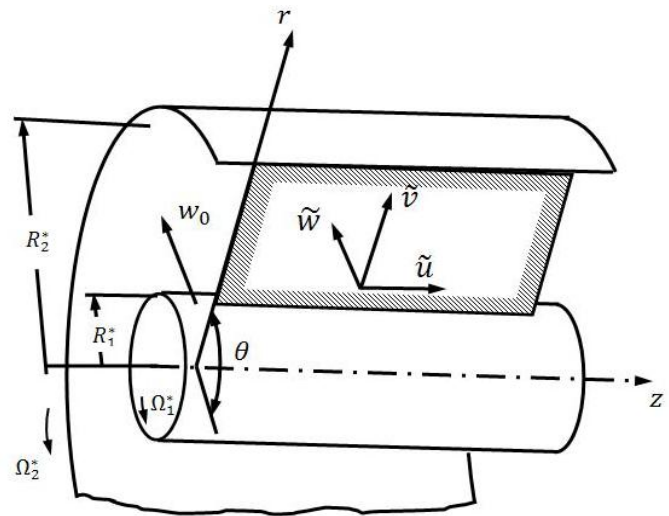


Рис. 1. Система цилиндрических координат

1.2. Определяющие уравнения в цилиндрической системе координат

Уравнения Навье-Стокса для сжимаемого газа состоят из уравнения сохранения массы, момента импульса и уравнения сохранения полной энергии. Поток считается идеальным газом с постоянным коэффициентом теплоемкости. Все величины сделаны безразмерными с использованием параметров относительно опорного местоположения в потоке; здесь используется модель безграничного набегающего потока/притока. Радиус тела выбран в качестве опорной длины. Безразмерные результаты приводят к следующим безразмерным параметрам:

$$\text{Re} = \frac{\rho_{\infty}^* u_{\infty}^* r^*}{\mu_{\infty}^*}, \quad M = \frac{u_{\infty}^*}{a_{\infty}^*}, \quad \text{Pr} = \frac{u_{\infty}^* c_p^*}{K_{\infty}^*}.$$

С помощью z, r, θ обозначают направление по потоку, радиальное и азимутальное направление, соответственно, и u, v, w обозначают компоненты скоростей в z, r, θ направлениях, соответственно, безразмерные уравнения Навье-Стокса для сжимаемого газа в цилиндрической системе координат [5]:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial A}{\partial z} + \frac{\partial B}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial C}{\partial \theta} + \frac{1}{r} D = 0; \quad (1)$$

$$U = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{pmatrix}$$

$$A = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u u + p - \tau_{zz} \\ \rho u v - \tau_{rz} \\ \rho u w - \tau_{\theta z} \\ \rho u H + q_z - u \tau_{zz} - v \tau_{rz} - w \tau_{\theta z} \end{pmatrix} \quad B = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho u v - \tau_{rz} \\ \rho v v + p - \tau_{rr} \\ \rho v w - \tau_{\theta r} \\ \rho v H + q_r - u \tau_{rz} - v \tau_{rr} - w \tau_{\theta r} \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$C = \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho u w - \tau_{\theta z} \\ \rho v w - \tau_{\theta r} \\ \rho w w + p - \tau_{\theta \theta} \\ \rho w H + q_{\theta} - u \tau_{\theta z} - v \tau_{\theta r} - w \tau_{\theta \theta} \end{pmatrix} \quad D = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho u v - \tau_{rz} \\ \rho v v - \rho w w - \tau_{rr} + \tau_{\theta \theta} \\ 2 \rho v w - 2 \tau_{\theta r} \\ \rho v H + q_r - u \tau_{rz} - v \tau_{rr} - w \tau_{\theta r} \end{pmatrix}$$

где полная энергия есть $E = T / [\gamma \gamma - 1 M^2] + 1/2 u_i u_i$ с $\gamma = 1.4$ и полная энтальпия $H = E + p / \rho$.

Молекулярные компоненты тензора напряжений:

$$\tau_{zz} = \frac{2\mu}{3\text{Re}} \left[2 \frac{\partial u}{\partial z} - \frac{\partial v}{\partial r} - \frac{1}{r} \left(\frac{\partial w}{\partial \theta} + v \right) \right]; \quad (3)$$

$$\tau_{rr} = \frac{2\mu}{3\text{Re}} \left[-\frac{\partial u}{\partial z} + 2 \frac{\partial v}{\partial r} - \frac{1}{r} \left(\frac{\partial w}{\partial \theta} + v \right) \right]; \quad (4)$$

$$\tau_{\theta\theta} = \frac{2\mu}{3\text{Re}} \left[-\frac{\partial u}{\partial z} - \frac{\partial v}{\partial r} + 2 \frac{1}{r} \left(\frac{\partial w}{\partial \theta} + v \right) \right]; \quad (5)$$

$$\tau_{rz} = \frac{\mu}{\text{Re}} \left[\frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial z} \right]; \quad (6)$$

$$\tau_{\theta z} = \frac{\mu}{\text{Re}} \left[\frac{\partial w}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial u}{\partial \theta} \right]; \quad (7)$$

$$\tau_{\theta r} = \frac{\mu}{\text{Re}} \left[\frac{1}{r} \left(\frac{\partial v}{\partial \theta} - w \right) + \frac{\partial w}{\partial r} \right]. \quad (8)$$

Вектор компонент теплового потока:

$$q_z = \frac{-\mu}{\text{Pr} \gamma - 1 M^2 \text{Re}} \frac{\partial T}{\partial z}; \quad (9)$$

$$q_r = \frac{-\mu}{\text{Pr} \gamma - 1 M^2 \text{Re}} \frac{\partial T}{\partial r}; \quad (10)$$

$$q_\theta = \frac{-\mu}{\text{Pr} \gamma - 1 M^2 \text{Re}} \frac{1}{r} \frac{\partial T}{\partial \theta}, \quad (11)$$

где число Прандтля предполагается постоянным $\text{Pr} = 0,72$. Молекулярная вязкость μ вычисляется с использованием закона Сазерленда (С.Ф. Уайт, 1991), причем константа Сазерленда берется равной 0,36867. Для замыкания системы уравнений, давление получается из безразмерного уравнения состояния $p = \rho T / \gamma M^2$.

1.3. Численный метод

При аналитическом решении задачи рассматривается бесконечный цилиндр. Однако при численном моделировании необходимо ограничивать длину цилиндров, соблюдая условие $h \gg \Delta = |R_2 - R_1|$ ($h = 0,1\text{ м}$, $R_1 = 0,100\text{ м}$ и $R_2 = 0,101\text{ м}$) (рис. 2а).

При достаточно малых угловых скоростях цилиндров вихри имеют равномерное распределение, постоянное вдоль оси $O\varphi$. Поэтому достаточно рассмотреть двумерную задачу. В расчете рассматривался круговой сектор с углом 1° (рис. 2б). При $R_1 \approx R_2$ данный круговой сектор можно приближенно рассматривать как прямоугольный параллелепипед с размерами $0,000175\text{ м} \times 0,001\text{ м} \times 0,1\text{ м}$.

Характерная длина: радиус внутреннего цилиндра $R_1 = 0,100\text{ м}$, безразмерные величины указаны в табл. 1.

Сетка была построена с помощью программы ANSYS ICEM CFD. Сетка является структурированной, содержит более 2 миллионов ячеек (рис. 3).

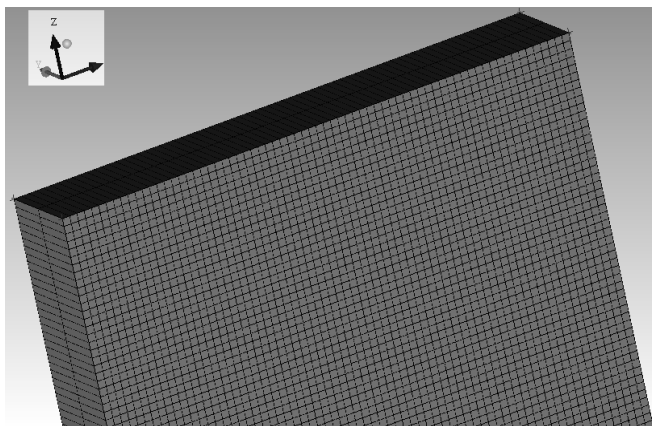


Рис. 3. Сетка в рассматриваемой зоне

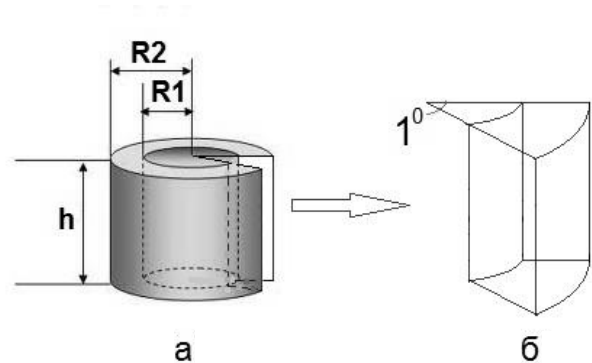


Рис. 2

а - коаксиальные цилиндры;
б - рассматриваемый сектор из цилиндра

Таблица 1

	Безразмерная величина
R_2 / R_1	1,01
$ R_2 - R_1 / R_1$	0,01
h / R_1	1

В задаче проводятся расчеты с применением коммерческой программы ANSYS CFX (лицензия МФТИ). Рассматриваемые течения моделируются с помощью уравнений Навье-Стокса, записанных в цилиндрических координатах. Для расчета использовалась модель турбулентности SST (Shear Stress Transport), и предполагалось, что газ является идеальным.

2. Результаты

2.1. Случай $\Omega_2 = 0$, $\Omega_1 = 20$ об./с и $T_1 = T_2 = T_{\text{газ}} = 293^\circ\text{K}$

Результат: появилась 61 пара одинаковых вихрей, имеющих равномерное распределение. Одна пара состоит из двух осесимметричных вихрей. В сечении Oxz размер каждого вихря $\Delta \times d$ где $\Delta = |R_2 - R_1|$, $d = h / (61 \times 2) \approx 0.8196721 \text{ мм}$ (рис. 4).

Распределения компонентов вектора скорости представлены на рис. 5.

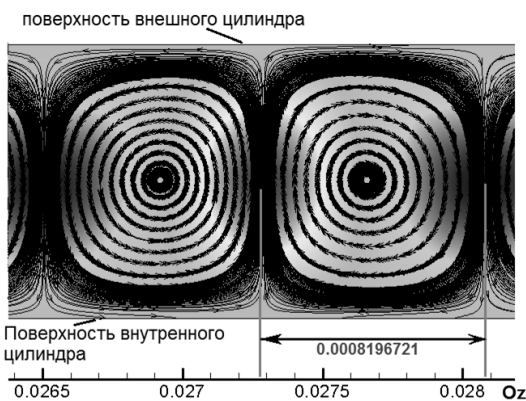


Рис. 4. Пара оси симметричного вихря

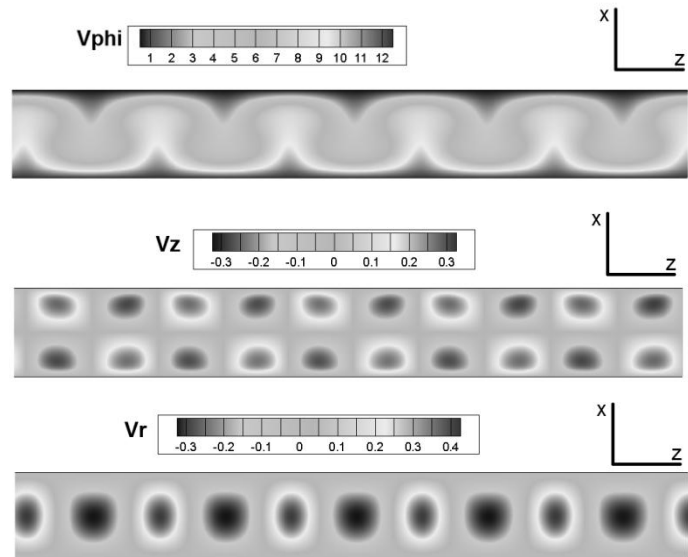


Рис. 5. Распределения поля скорости вихря

2.2. Температуры цилиндров $T_1 = T_2 = T_{\text{газ}} = 293^\circ\text{K}$ и $\Omega_2 = 0$. Изменение Re от $4 \cdot 10^4$ до $4 \cdot 10^5$ (Ω_1 от 10 об/с до 100 об/с)

Характерная угловая скорость: линейная скорость внутреннего цилиндра при угловой скорости $\Omega_1^* = 20 \text{ об/с}$: $V_1^* = 2\pi\Omega_1^*R_1 = 6,2832 \text{ м/с}$. Безразмерная скорость $\bar{V}_1 = \frac{V_1}{V_1^*} = \frac{2\pi\Omega_1 R_1}{2\pi\Omega_1^* R_1} = \frac{\Omega_1}{\Omega_1^*}$

принимает безразмерные значения, указанные в табл. 2.

Таблица 2

Ω_1	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
$\bar{V}_1$	0,5	1,0	1,5	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0	4,5	5,0

Число Рейнольдса $Re = \frac{VD}{\eta}$, где

$D = R_1 = 0,100 \text{ м}$; $V = 2\pi\Omega_1 R_1$; $\eta = 15,11 \times 10^{-5} \text{ М}^2/\text{с}$,

поэтому $Re = \frac{2\pi\Omega_1 R_1^2}{\eta}$ и принимает значения, показанные в табл. 3.

Таблица 3

Ω_1 об/с	10	20	30	40	50
Re	41583,05	83166,11	124749,17	166332,23	207915,29
Ω_1 об/с	60	70	80	90	100
Re	249498,25	291081,40	332664,46	374427,52	415830,58

Анализ полученных результатов показывает, что при изменении числа Рейнольдса от 4×10^4 до 4×10^5 (угловой скорости Ω_1 от 10 об/с до 100 об/с) количество пар вихрей изменяется в соответствии с кривой, показанной на рис. 6. При числе Рейнольдса $Re = 41583,05$ ($\Omega_1 = 10$ об/с) поле является стационарным и не со-

держит вихрей. Из графика видно, что при числе Рейнольдса $Re < 20 \times 10^4$ ($\Omega_1 < 50$) количество пар вихрей монотонно возрастает с увеличением числа Рейнольдса (т.е. угловой скорости). В диапазоне изменения числа Рейнольдса от 20×10^4 до 30×10^4 (т.е. $\Omega_1 \in [50, 70]$) количество вихрей быстро уменьшается при увеличении Ω_1 . После этого оно почти остается постоянным, хотя угловая скорость продолжает увеличиваться. При $\Omega_1 \geq 50$ вихри переходят в нестационарные состояния. Пары вихрей изменяют свою форму и становятся разными (рис. 7).

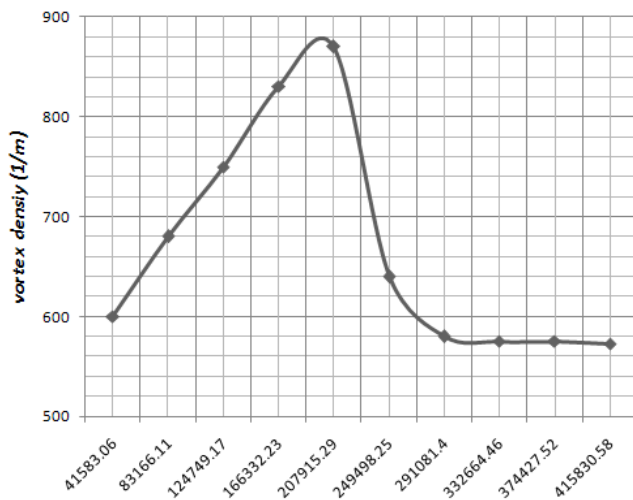


Рис. 6. Зависимость плотности пар вихрей от вращательной скорости внутреннего цилиндра

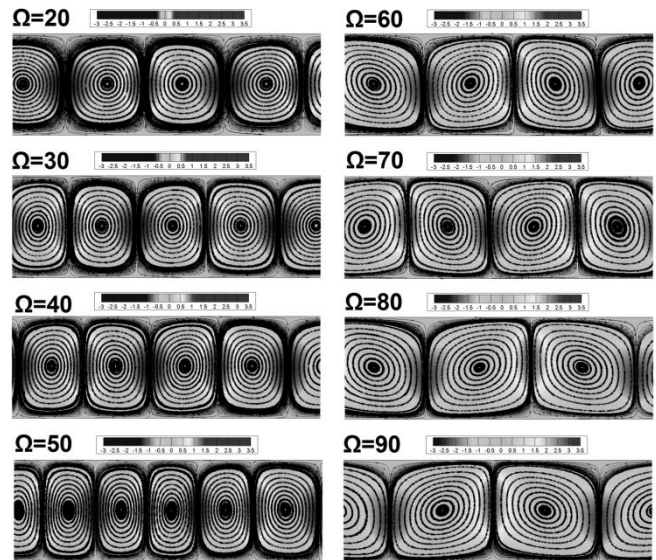


Рис. 7. Изменение поля вихрей при увеличении вращательной скорости

2.3. Фиксированное число Рейнольдса $Re = 8 \times 10^4$ ($\Omega_1 = 20$ об/с, $\Omega_2 = 0$), $T_1 = T_{\text{газ}} = 293^\circ\text{K}$ при изменении температуры $T_2 = (400, 800, 1200, 1600, 2000, 2400)^\circ\text{K}$

Температура торможения $C_p T_0 = C_p T_1 + V_1^2/2$, где $V_1 = 6,2832$ м/с; $T_1 = 293^\circ\text{K}$; $C_p = 7/2 \cdot R = 3,5 \times 287 = 1004,5$ Дж/(кг·°K), поэтому $T_0 = T_1 + \frac{V_1^2}{2C_p} = 293 + \frac{6,2832^2}{2 \cdot 1004,5} = 293,0786(\text{K})$.

Характерная температура $\bar{T} = \frac{T_2}{T_0}$ представлена в табл. 4.

Результат: при изменении температуры внешнего цилиндра поле скоростей является стационарным. Пары вихрей образуют периодическую структуру. Плотность пар вихрей (количество пар вихрей в размере одного метра цилиндра) незначительно изменяется (рис. 8). Сначала, при $\bar{T} \leq 4$ или $T_2 < 1200^\circ\text{K}$ количество пар монотонно увеличивается с повышением температуры. После этого оно уменьшается и, наконец, стабилизируется при $\bar{T} \geq 7$ или $T_2 > 2000^\circ\text{K}$.

Таблица 4

T_2	400	800	1200	1600	2000	2400
$\bar{T}$	1,3648	2,7296	4,0944	5,4592	6,8241	8,1889

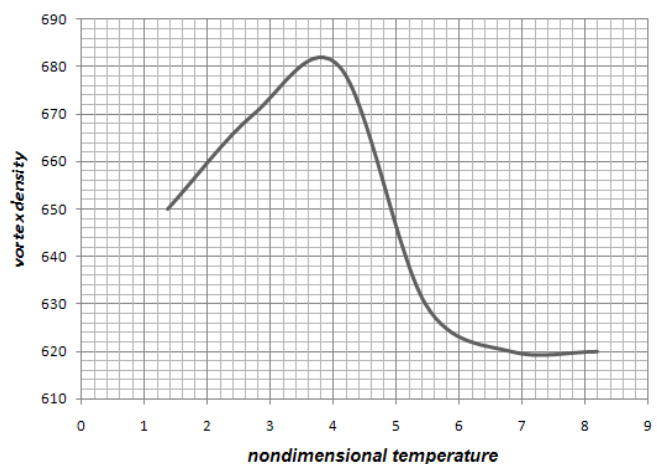


Рис. 8. Зависимость плотности пар вихрей от температуры внешнего цилиндра

Выводы

Численными методами исследовано течение Куэтта-Тейлора вязкого сжимаемого газа. На основе физической модели получены численные результаты для разных температур поверхностей и угловых скоростей цилиндров. Исследовано влияние данных параметров на плотность и структуру вихрей в течении. Выявлены немонотонные зависимости числа вихрей (или размеров вихрей в окружном направлении) от числа Рейнольдса и от температуры поверхности внешнего цилиндра.

ЛИТЕРАТУРА

1. Као К.Н., Chow C.Y. Linear stability of compressible Taylor–Couette flow // *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics*. - V.4, V5. - P. 984–996.
2. Боголепов В.В., Липатов И.И. Влияние сжимаемости на структуру вихрей Гертлера // *Механика жидкости и газа*. - 1997. - Т. 1. - С. 36 – 47.
3. Кочин Н.Е., Кибель И.А., Розе Н.В. Теоретическая гидромеханика. - М.: Физматлит, 1963.
4. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика // *Гидромеханика*. - М.: Наука, 1986. - Т. 6.
5. Richard D. Sandberg Governing equations for a new Navier-Stokes Solver in general cylindrical coordinates // Report No. AFM-07/07, University of Southampton, 2007.

THE INFLUENCE OF CHARACTERISTIC PARAMETERS ON THE VORTEX STRUCTURE OF THE TAYLOR-COUEFFE FLOW OF COMPRESSIBLE GAS

Do Suan Zoan, Lipatov M.I., Pham Tuan Vinh

The Couette-Taylor flow of compressible gas at high Reynolds numbers is studied. Problem statement is formulated on the basis of the differential equation system (the Navier-Stockes equations) for compressible gas in cylindrical coordinates. On the basis of physical model built in CFD, the numerical results for various temperatures of the cylinder's surfaces and rotational speed are obtained. The relation between vortice dimensions and surface temperatures and rotational speed is established.

Key words: Couette-Taylor flow, compressibility influence, flow structure.

Сведения об авторах

До Суань Зоань, 1983 г.р., окончил МФТИ (2010), аспирант МФТИ, автор 2 научных работ, область научных интересов – динамика вязкого газа, гидродинамическая устойчивость.

Липатов Михаил Игоревич, 1986 г.р., окончил МФТИ (2009), аспирант МФТИ, автор 2 научных работ, область научных интересов – динамика вязкого газа, гидродинамическая устойчивость, гиперзвуковые течения.

Фам Туан Винь, 1985 г.р., окончил МФТИ (2012), аспирант МФТИ, автор 2 научных работ, область научных интересов - компьютерное моделирование газодинамики.

УДК 533.6

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ВОЗНИКНОВЕНИЯ БАФТИНГА ДЛЯ КРЫЛА ONERA M6

И.И. ЛИПАТОВ, ТУАН ВИНЬ ФАМ

Представлены результаты численного исследования возникновения бафтинга на крыле Onera M6. Определены границы возникновения режимов автоколебаний скачка уплотнения при взаимодействии с течением в пограничном слое по числам Маха и углам атаки.

Ключевые слова: трансзвуковое обтекание, автоколебания скачка уплотнения.

1. Введение

При достижении трансзвуковых скоростей вблизи крыла самолета может сформироваться скачок уплотнения. В теоретических работах в свое время большое внимание было уделено поиску форм так называемых бесскачковых профилей, в то же время такие формы, основанные на решении уравнений Эйлера, скорее всего соответствуют некоторым заданным числам Маха (и Рейнольдса) и углам атаки, и при малом изменении параметров приводят к образованию скачка уплотнения. Скачок может приводить к образованию области отрыва, при определенных условиях течение в которой нестационарно. С точки зрения безопасности полета самолетов гражданской авиации нестационарный режим не приемлем, хотя бы потому, что полет в этих условиях напоминает езду по булыжной мостовой и кроме неприятных ощущений у пассажиров воздействует на прочность конструкции. Для самолетов, меняющих режим полета (скорость), что характерно для военной авиации, такого рода режимы допустимы в силу кратковременности проявления эффектов нестационарности. Похожие эффекты характерны и для обтекания ракет-носителей, в особенности при наличии надкалиберных головных частей. Однако и здесь время существования существенно нестационарных режимов сравнительно невелико и соответствует прохождению диапазона чисел Маха от 0,7 до 0,8.

Режим обтекания при возникновении колебаний зоны отрыва (и скачка) принято называть бафтингом. Хотя существенно раньше еще в тридцатые годы прошлого столетия этот термин был введен для условий дозвукового обтекания, когда горизонтальное оперение попадало в след крыла. Такого рода нестационарный режим принято называть бафтингом оперения. В настоящей работе речь пойдет именно о первом виде бафтинга, связанного с колебаниями скачка уплотнения на крыле, возникающими при трансзвуковых скоростях полета.

2. Физические процессы

Для управления нестационарными режимами обтекания необходима более или менее простая математическая модель такого рода процессов. Пока такой моделью является модель, основанная на использовании уравнений Рейнольдса. В то же время такой подход вызывает естественные вопросы, связанные с адекватностью применения моделей турбулентности, полученных при осреднении нестационарных уравнений Навье-Стокса. Строго говоря, модель турбулентности, полученная в результате осреднения, должна годиться только для описания стационарных процессов. В то же время численные эксперименты [1] и сравнение с экспериментами позволили выделить некоторые (в основном дифференциальные) модели турбулентности, достаточно адекватно отображающие характеристики нестационарных отрывных течений. Пока речь шла лишь об описании двумерных отрывных течений, но и здесь были выявлены трудности, связанные с описанием не только основной моды колебаний, но и высших гармоник. Эти

гармоники просто не воспроизводились, что, наверное, связано с недостатками осредненных моделей. В то же время наличие основной моды, параметры которой соответствуют экспериментальным данным, представляется важным эффектом, позволяющим подбирать методы воздействия на автоколебательные процессы.

Стоит упомянуть и о других подходах, используемых исследователями особенно в условиях трехмерного режима обтекания.

Во-первых, это комбинированный подход, частично использующий в некоторых областях метод крупных вихрей [2] и частично использующий модели турбулентности.

Во-вторых, это прямое численное моделирование опять-таки в некоторых областях течения. Строго говоря, этот подход требует больших вычислительных ресурсов с тем, чтобы численная схема воспроизводила масштаб Колмогорова. Но если применять этот метод в некоторых областях таких, как зона отрыва, масштаб диссипации может оказаться достижимым. Это объясняется тем, что диссипативные процессы происходят на масштабах с конечными характеристическими числами Рейнольдса, поэтому в зонах отрыва, где скорости малы, размер ячейки, для которой число Рейнольдса конечно, может оказаться приемлемым для вычислительной гидродинамики. В любом случае все указанные подходы требуют проверки в эксперименте.

В данной работе используется подход, основанный на использовании моделей турбулентности.

3. Геометрия и расчетная сетка численного метода

Наиболее популярным тестовым объектом для расчетов обтекания крыла является крыло Onera M6. Первые упоминания об этом крыле относятся к семидесятым годам XX века. Приведем геометрические характеристики этого крыла.

3.1. Геометрия

Параметры крыла Onera M6 представлены на рис. 1 [3], где AR – относительное удлинение крыла (aspect ratio); b – размах (span); Λ_{LE} – угол стреловидности передней кромки (leading-edge sweep); Λ_{TE} – угол стреловидности задней кромки (trailing-edge sweep); λ – сужение крыла (taper ratio); $\bar{c}$ – средняя аэродинамическая хорда (mean aerodynamic chord); S – площадь поверхности крыла; c_r – хорда исходной кромки крыла; c_t – хорда заключительной кромки крыла.

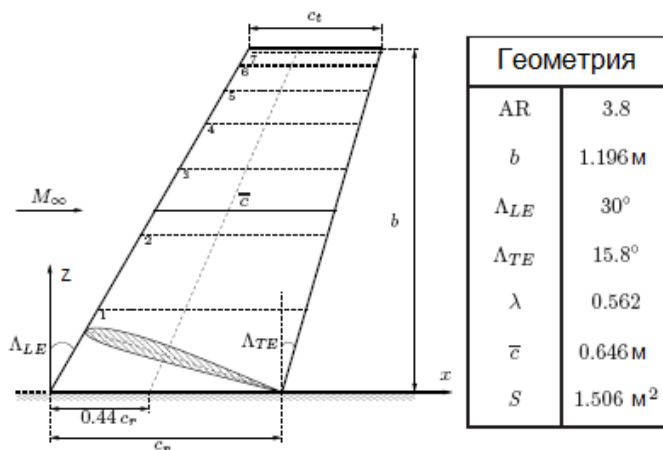


Рис. 1. Геометрия крыла

3.2. Расчетная сетка

Для проведения расчетов в пространстве вокруг модели крыла построена трехмерная сетка по гибридной схеме с помощью программы ICEM-CFD, содержащая более 3 млн. ячеек. Сетка поверхности крыла является структурированной (рис. 2а). Особое внимание уделено области передней кромки. Там сетка сильно сгущена. Сгущение сеток выполнено также у всех твердых поверхностей для надежного описания развития пограничного слоя (рис. 2б).

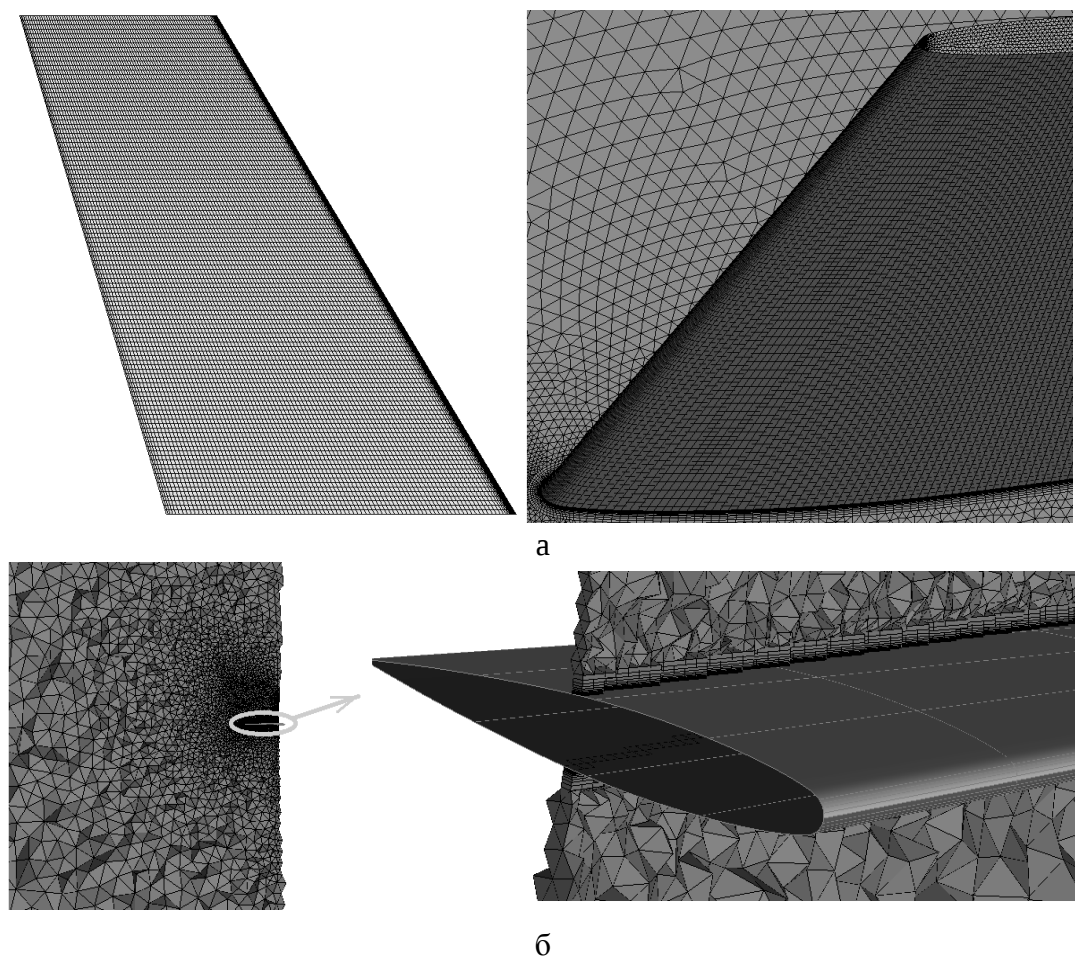


Рис. 2. Поверхностная сетка (а) и сетка в окрестности крыла (б)

3.3. Выбор модели численного метода

В задаче проводятся расчеты с применением коммерческой программы CFX (лицензия МФТИ). Рассматриваемые течения моделируются с помощью трехмерных нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, записанных в произвольных криволинейных координатах. Для расчета использовалась модель турбулентности SST (Shear Stress Transport) и предполагалось, что газ идеальный (Ideal Gas) при температуре $T_{\text{газ}} = 20^\circ\text{C}$. Исследования режимов обтекания крыла Opera M6 выполнены в диапазоне трансзвуковых скоростей, углов атаки $0^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$ и чисел Рейнольдса $Re = 3,91 \cdot 10^6$.

4. Описание результатов численного интегрирования

Сначала рассматривался случай нестационарных режимов для различных углов атаки при фиксированных значениях числа Маха $M_\infty = 0,2 \div 0,9$. Для каждого числа Маха угол атаки изменялся 0° до 30° по закону $\alpha(t) = 0,5t_{\text{process}} = 0,5Nt \cdot \Delta t$, где Nt – номер итерации шага по времени; Δt – шаг по времени ($\Delta t = 0,005$ с).

Результаты расчетов показали, что при малых углах атаки коэффициенты подъемной силы CL и сопротивления CD увеличиваются по линейным законам. При этом реализуется стационарный режим обтекания. При дальнейшем увеличении угла атаки начинают проявляться эффекты нестационарности. На рис. 3, 4 показаны изменения CL и CD в зависимости от угла атаки α для случая $M_\infty = 0,7$. Можно видеть колебательные распределения аэродинамических характеристик, представленные на рис. 3б и 4б (серые кривые).

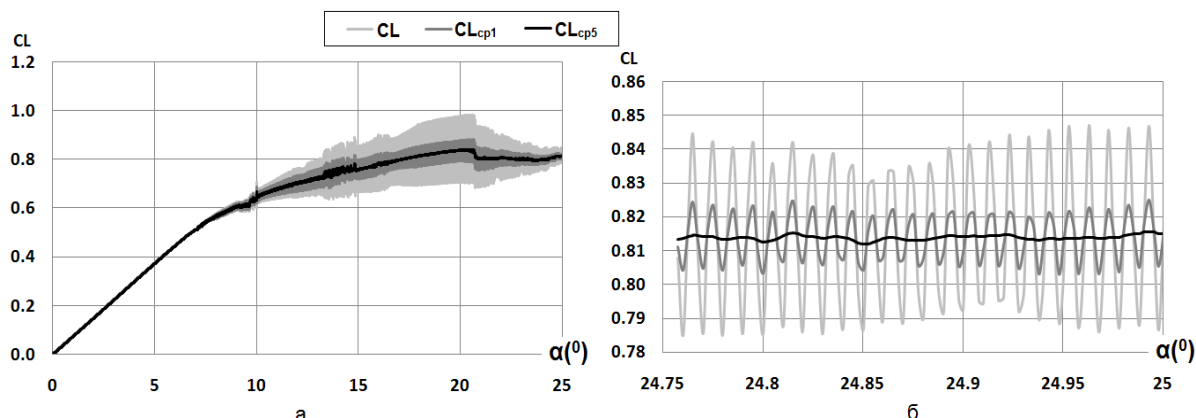


Рис. 3. Изменение коэффициента подъемной силы от угла атаки при $M_\infty = 0,7$

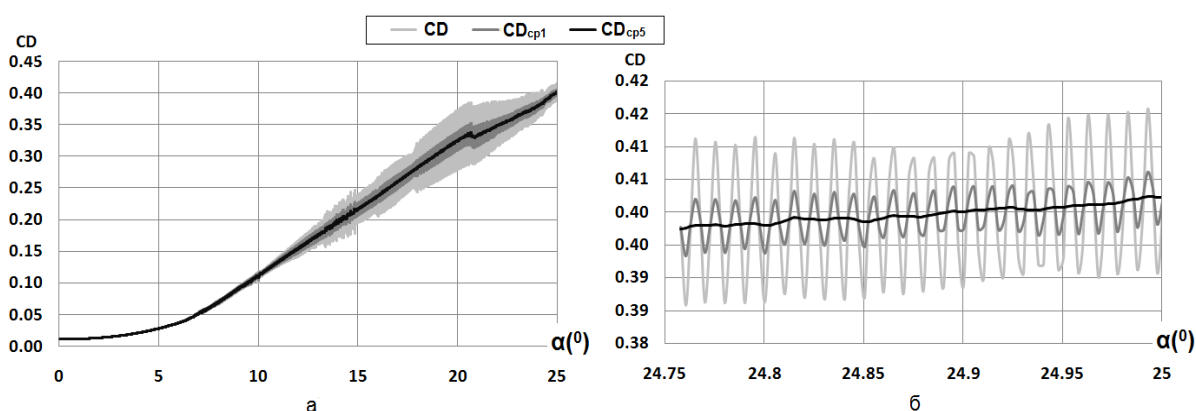


Рис. 4. Изменение коэффициента сопротивления от угла атаки при $M_\infty = 0,7$

Для дальнейшего анализа и сравнения данных CL и CD при разных значениях числа Маха, можно найти распределения средних значений CL_{cp} и CD_{cp} с использованием некоторого метода усреднения. Для колебаний с большой амплитудой этот метод не очень эффективен, поэтому метод усреднения применялся несколько раз, чтобы получить гладкие неколебательные распределения. На рис. 3, 4 представлены такие распределения, полученные после пятикратного применения метода усреднения (черная линия). Применялась следующая формула метода усреднения

$$f_i^j = \frac{f_{i-1}^{j-1} + f_{i-1}^j + f_{i-1}^{j+1}}{3}, \text{ где } f - \text{некоторое значение, которое изменяется по времени (по углу атаки); } i - \text{номер использования метода (} i = 1, 2, 3, \dots \text{); } j - \text{номер шага по времени (} j \in Nt - \text{номер итерации шага по времени).}$$

В результате расчетов было показано, что для случая $M_\infty = 0,7$ колебательные режимы начинали проявляться при угле атаки $\alpha = 7^\circ$, максимум амплитуды колебаний достигался при угле атаки $\alpha \approx 21^\circ$ (рис. 3а и 4а). Угол атаки, при котором появляется колебательный режим, зависит от числа Маха M_∞ . Показано, что с ростом числа Маха M_∞ угол атаки, при котором начинаются колебания, уменьшается. Так, при числе Маха $M_\infty = 0,2$ критический угол атаки $\alpha = 15^\circ$, а при числе Маха $M_\infty = 0,9$ критический угол атаки $\alpha = 4^\circ$ (рис. 5).

Полученные данные позволяют выделить два режима обтекания (нестационарный и стационарный). Можно отметить, что при относительно больших числах Маха M_∞ (например, $M_\infty = 0,7; 0,8; 0,9$) после возникновения колебательного режима обтекание снова становится стационарным (рис. 6).

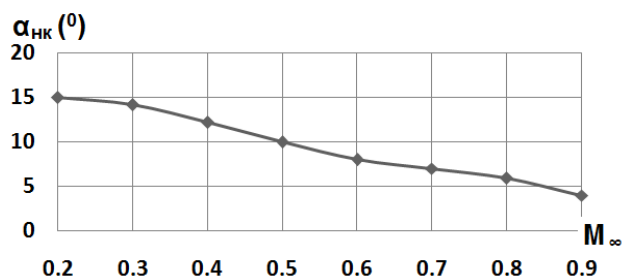


Рис. 5. Зависимость критического угла атаки $\alpha_{нк}$, при котором начинается колебательный режим, от набегающего числа Маха

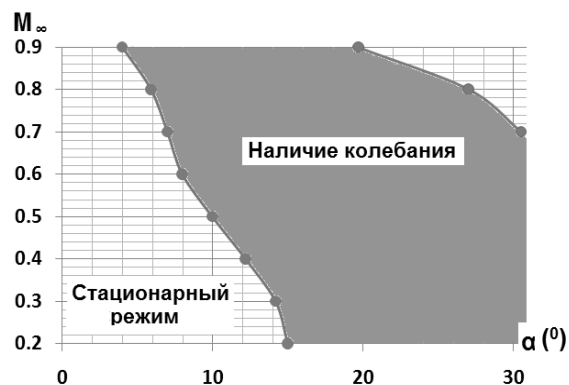


Рис. 6. Карта распределения режимов транзвукового отрывного турбулентного обтекания крыла Onera M6

Рассмотрим некоторые конкретные режимы обтекания. В отличие от предыдущего раздела зафиксируем число Маха и проанализируем два случая обтекания, соответствующие двум значениям угла атаки $\alpha = 5^{\circ}$ и $\alpha = 13^{\circ}$ при числе Маха $M_\infty = 0,7$. Распределения коэффициентов C_L и C_D на рис. 7 демонстрируют заметную разницу. Оказывается, что при $\alpha = 5^{\circ}$, коэффициенты подъемной силы и сопротивления меньше, чем в случае большего угла атаки $\alpha = 13^{\circ}$, но отношение C_L/C_D больше в 3 раза. В случае угла атаки $\alpha = 5^{\circ}$ аэродинамические коэффициенты не зависят от времени, а в случае угла атаки $\alpha = 13^{\circ}$ они периодически меняются со временем с характерным периодом $T = 0,03$ с.

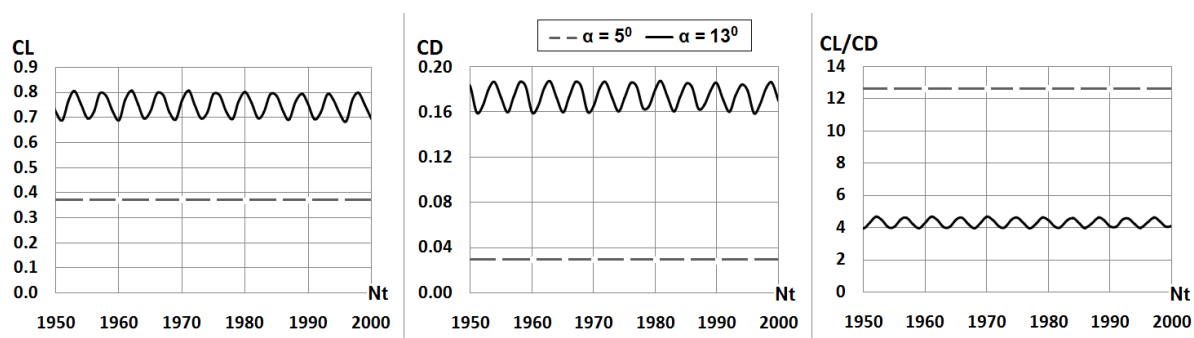


Рис. 7. Сравнение зависимостей коэффициентов C_L и C_D от времени для двух случаев $\alpha = 5^{\circ}$ и $\alpha = 13^{\circ}$ при фиксировании $M_\infty = 0,7$

Геометрия крыла Onera M6 такова, что при обтекании под углом атаки газ сжимается около носка крыла на подветренной стороне и образуется область больших скоростей. На рис. 8 показана зона изоповерхности $M = 1$ для случая $M_\infty = 0,7$, $\alpha = 5^{\circ}$. При таком угле атаки сжатие газа около передней кромки менее сильное, поэтому поперечное сечение области сверхзвукового течения оказывается сравнительно небольшим и почти равномерным вдоль передней кромки крыла. При этом реализуется стационарный режим обтекания.

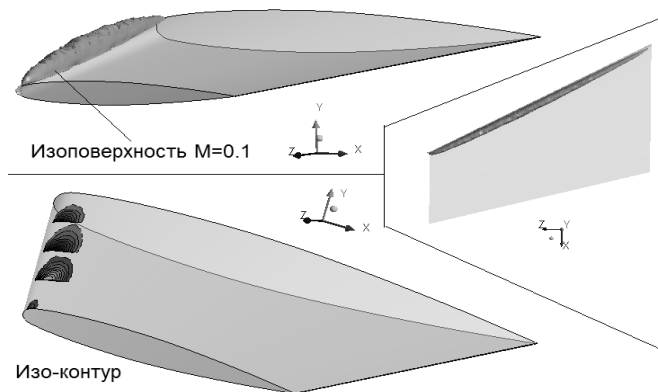


Рис. 8. Конфигурация и распределение области сверхзвукового течения при $M_\infty = 0,7$, $\alpha = 5^{\circ}$

В случае больших углов атаки $\alpha = 13^\circ$ аэродинамические параметры периодически меняются со временем.

Рассмотрим видоизменение конфигурации области сверхзвукового течения $M \geq 1$ за один период колебаний (рис. 9). Видно, что область сверхзвукового течения, которая находится около корневого сечения крыла, достаточно устойчива (рис. 9, вид 3). Эту базовую область назовем основанием зоны колебания скачка уплотнения (ЗКСУ). На самом деле ЗКСУ зависит от геометрии крыла. Для крыла Онега М6, которое имеет угол стреловидности передней кромки $\Lambda_{LE} = 30^\circ$, основание ЗКСУ находится в корневом сечении крыла.

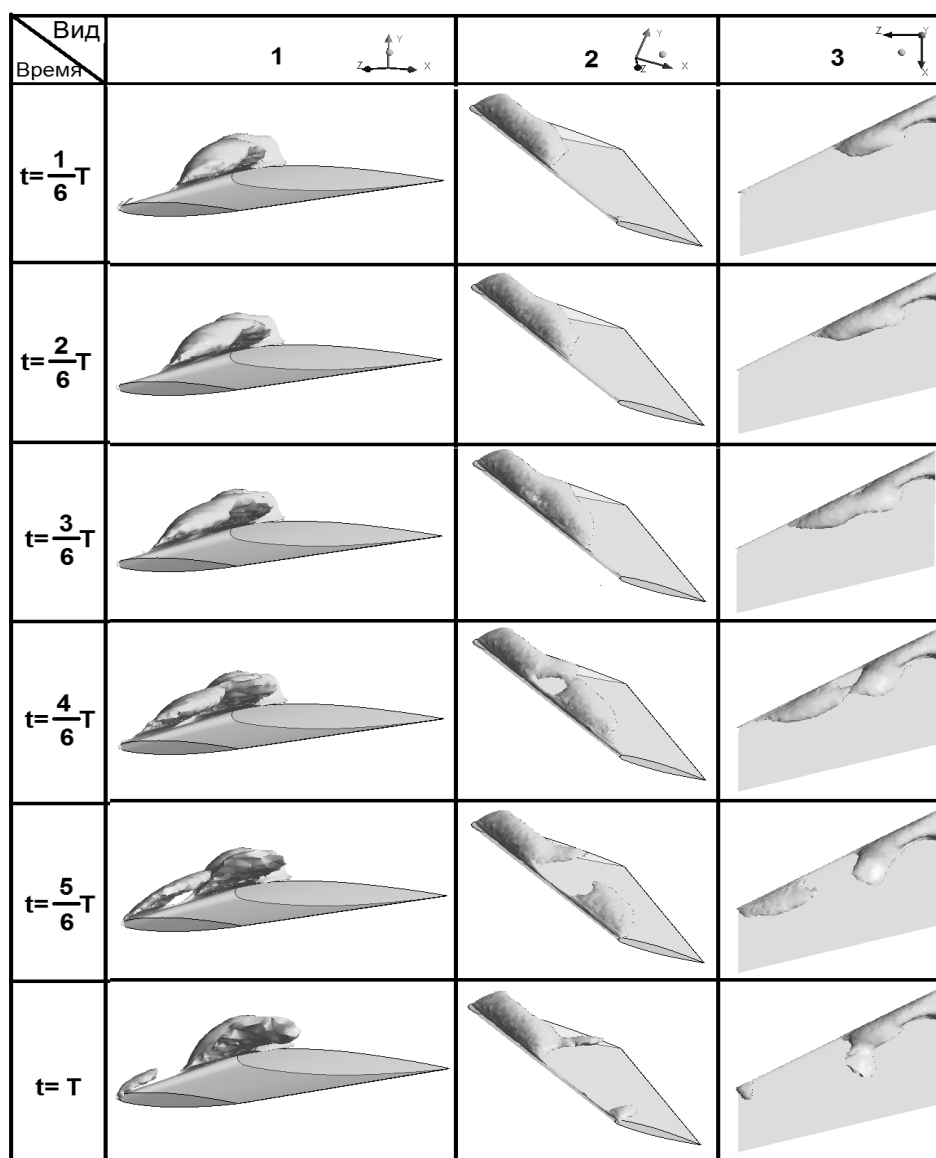


Рис. 9. Конфигурация области сверхзвуковой скорости
в одном колебательном периоде для случая $M_\infty = 0,7$, $\alpha = 13^\circ$

Предположим, что область сверхзвукового течения имеет конкретную конфигурацию как сплошное тело (твердое или жидкое). В момент времени $t = (1/6)T$ (рис. 9) область сверхзвукового течения достигает минимального объема. В дальнейшем область сверхзвукового течения расширяется вдоль размаха передней кромки крыла ($t = (2/6)T$ и $t = (3/6)T$). В этот момент область сверхзвукового течения разделяется на две подобласти ($t = (4/6)T$, $t = (5/6)T$ и $t = T$). Первая подобласть, примыкающая к корневому сечению ЗКСУ, фиксируется. Вторая подобласть не

фиксирована и перемещается к концевому сечению крыла и далее по времени исчезает. Этот процесс повторяется и образует периодический цикл. Следует отметить, что для случая $\alpha = 5^\circ$ область сверхзвукового течения не разделяется на две подобласти.

Рассмотрим распределение числа Маха в области сверхзвуковой скорости в поперечных сечениях ($Z = 0; 0,25b; 0,5b$) в момент $t = (2/6)T$ для случая $M_\infty = 0,7$, $\alpha = 13^\circ$. Из анализа данных, приведенных на рис. 10, видно, что в области корневого сечения зона сверхзвукового течения фиксируется на верхней поверхности крыла.

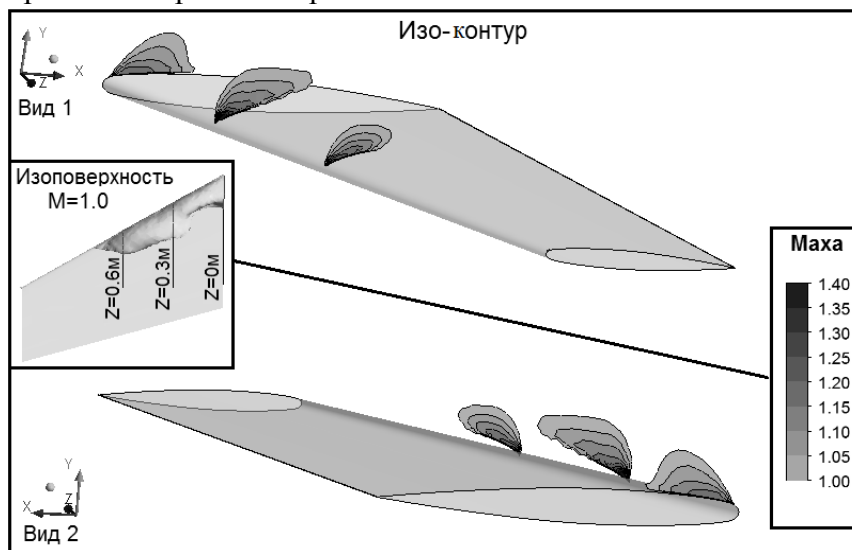


Рис. 10. Сечения распределения числа Маха в области сверхзвуковой скорости в момент $t = (2/6)T$ в случае $M_\infty = 0,7$, $\alpha = 13^\circ$

В других сечениях, отстоящих от корневого сечения, область сверхзвукового течения уменьшается. На рис. 11 можно видеть изменение распределения числа Маха в сечении в одном периоде. Во всех моментах периода конфигурация и распределение области сверхзвуковой скорости в сечении $Z = 0$ не изменяется. В то же время изменение и исчезновение области сверхзвукового течения происходит в сечениях $Z = 0,25b$ и $Z = 0,5b$, соответственно.

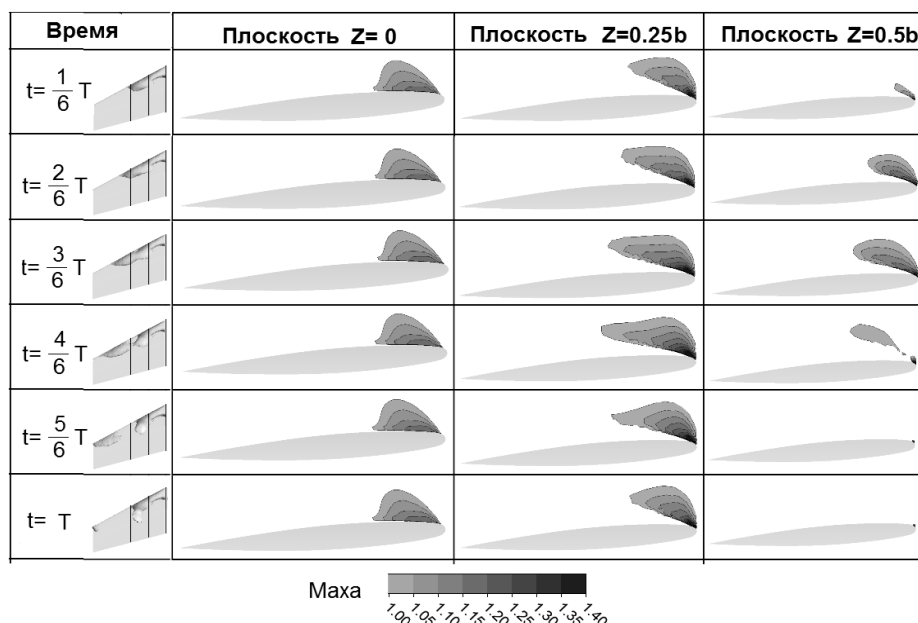


Рис. 11. Распределения числа Маха в области сверхзвуковой скорости в одном периоде на сечениях $Z = 0$, $Z = 0,25b$ и $Z = 0,5b$ в случае $M_\infty = 0,7$, $\alpha = 13^\circ$

Выводы

1. В интервале $M_\infty \in [0,2; 0,9]$ для каждого набегающего числа Маха существует значение $\alpha_{нк}$, с которым автоколебание начинает появляться. Чем больше M_∞ , тем меньше $\alpha_{нк}$.
2. В режиме автоколебания скачка уплотнения область сверхзвуковой скорости около корневого сечения крыла устойчива. В других сечениях крыла, отстоящих от корневого сечения больше чем $Z = 0,25b$, область сверхзвукового течения неустойчива и меняется со временем. Здесь может происходить разделение области сверхзвукового течения на две подобласти.

ЛИТЕРАТУРА

1. Woodgate M.A. and Barakos G.N. (2012) Implicit computational fluid dynamics methods for fast analysis of rotor flows. AIAA Journal vol 50 issue 6 pp 1217-1244.
2. Smagorinsky J. 1971: Numerical simulation of climate modification. In, Proceedings of the 12th Interagency Conference on Climate Modification, Virginia Beach, VA, 221-2263 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.aero.polimi.it/freecase/ONERA-M6-wing>.

THE NUMERICAL SIMULATION OF THE BUFFETING'S APPEARANCE FOR ONERA M6 WING

Lipatov I.I., Pham Tuan Vinh

Introduction to the results of a numerical study buffeting on Onera M6 wing. The determination of condition to appear buffeting of the modes of oscillation of a shock when interacting with in the boundary layer at Mach numbers and angles of attack.

Key words: transonic flow, oscillations of shock wave.

Сведения об авторах

Липатов Игорь Иванович, 1948 г.р., окончил МФТИ (1972), доктор физико-математических наук, профессор, член-корреспондент РАН, профессор кафедры теоретической и прикладной аэрогидромеханики ФАЛТ МФТИ, автор более 130 научных работ, область научных интересов – пограничный слой, асимптотические методы.

Фам Туан Винь, 1985 г.р., окончил МФТИ (2012), аспирант МФТИ, автор 2 научных работ, область научных интересов - компьютерное моделирование газодинамики.

КРАТКОЕ СООБЩЕНИЕ

УДК 62-529

СИСТЕМА, МОДЕЛИРУЮЩАЯ РАБОТУ ПАЛУБНОГО РЕГУЛИРОВЩИКА ПРИ ОБУЧЕНИИ И ПОДГОТОВКЕ ЛЕТНОГО СОСТАВА К ВЫПОЛНЕНИЮ РУЛЕНИЯ ПО ПАЛУБЕ АВИАНЕСУЩЕГО КРЕЙСЕРА

М.В. БАЛДИН, Г.Ю. ТОЛКАЧЕВ, Ю.Э. ХАРЧИЛАВА

Статья представлена доктором технических наук, профессором Вышинским В.В.

В статье приведена постановка решаемой на пилотажном стенде задачи визуализации инструкций палубного регулировщика летчикам корабельной авиации.

Ключевые слова: компьютерное моделирование, компьютерная анимация, авианесущий корабль.

Введение

При взлете и посадке пилоты полагаются на службу наземных сигналов, которая осуществляет визуальный мониторинг посадки/взлета самолета, калибровочных глиссад, высоты и скорости полета и передает эти данные пилотам. Параллельно с использованием средств радиосвязи применяется система визуальной подачи инструкций от палубной команды к летчику. Процедура взлета современной боевой машины с палубы авианесущего крейсера состоит из многих шагов и требует проведения различных технических операций (заправки, проверки бортовых систем, руления и прочего).

Имеющиеся случаи, когда непонимание пилотом команд регулировщика приводило к столкновению самолета с элементами надстройки корабля во время руления в ночное время, остро ставят задачу создания обучающих стендов и тренажеров. Данная задача имеет высокую сложность, так как требует создания трехмерной модели палубного регулировщика, интеграции его действий с командами руководителя полетов и действиями пилота. Также необходимо реализовать визуальные инструкции регулировщика летчику.

Постановка задачи

Для моделирования действий палубного регулировщика необходима модель тяжелого авианесущего крейсера, схема которого представлена на рис. 1.

В рамках данной схемы необходимо ограничить области, в которых будет функционировать будущий палубный регулировщик. Данные области связаны с областями всевозможных передвижений палубных самолетов по крейсеру.

Методы решения

Задача моделирования палубного регулировщика разбивается на две элементарные задачи:

- 1) анимация трехмерных моделей и движения регулировщика по палубе;
- 2) определение инструкций, которые он сигнализирует пилоту (рис. 2).

Одним из основных этапов при разработке [1] трехмерных симуляторов и тренажеров является собственно анимация трехмерных моделей. Трехмерная модель обычно является полигональной трехмерной поверхностью, анимация которой в конечном этапе сводится к трансформациям (перемещениям) вершин, образующих эту поверхность. Анимация моделей может задаваться различными способами, включая методы захвата движения, моделирования физического поведения объектов, анатомии реального человека и т.д. Наибольшее распространение, однако получили методы скелетной анимации.

В анатомии человека скелет несет на себе вес тела и служит его основанием. Мышцы прикрепляются к скелету с помощью сухожилий. При сокращении мышцы движут кости. Скелет влияет на форму тела под кожей, жировых отложений и мышц. В некоторых частях тела он всегда отчетливо виден, а в других четко обозначается только во время определенных движений.

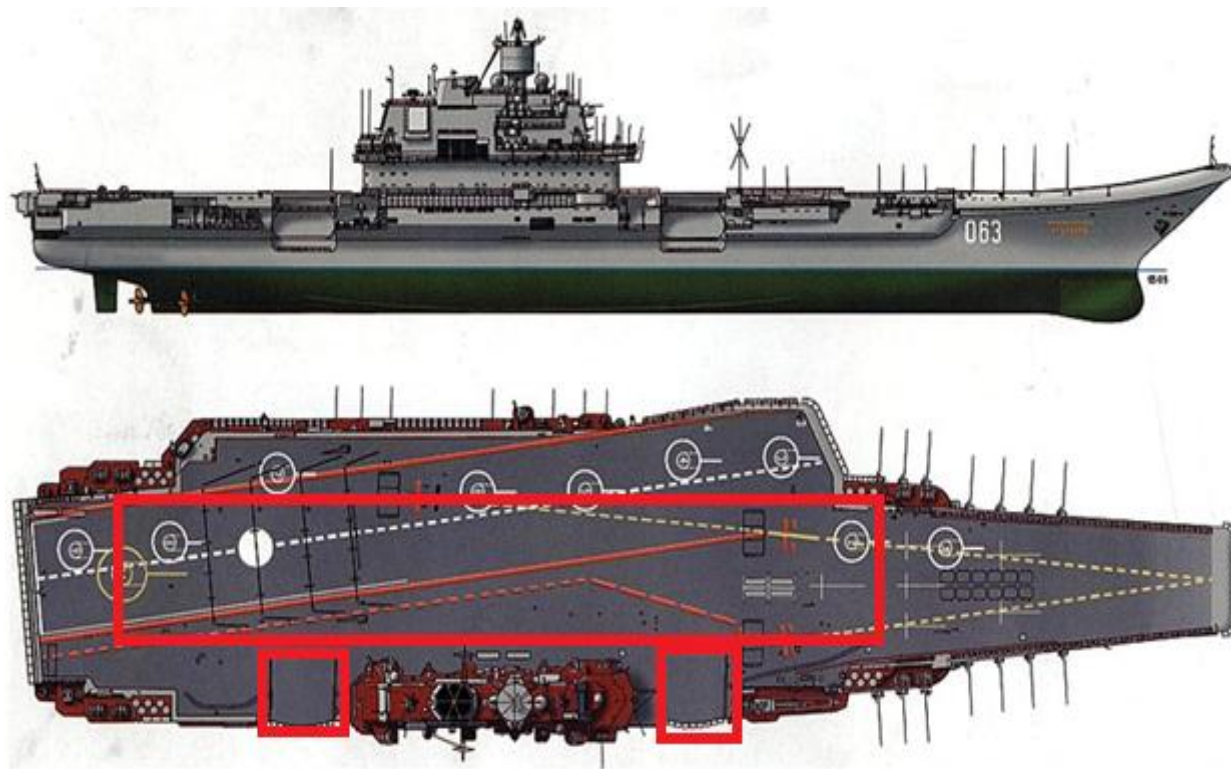


Рис. 1



Рис. 2

Трехмерные модели человека имеют общие структурные особенности с субъектами реальной жизни, но, тем не менее, сильно отличаются от них. В анимации скелет используется преимущественно для реализации движений и редко для добавления структурных особенностей тела.

Реализация скелетной анимации заключается в создании скелета, представляющего собой, как правило, древообразную структуру костей, в которой каждая последующая кость "привязана" к предыдущей, то есть повторяет за ней движения и повороты с учетом иерархии в скелете. Далее каждая вершина модели "привязывается" к какой-либо кости скелета. Таким образом, при движении отдельной кости двигаются и все вершины, привязанные к ней. Благодаря этому задача моделирования сильно упрощается, так как отпадает необходимость анимировать отдельно каждую вершину модели, достаточно лишь задавать положение и поворот костей скелета.

Также благодаря такому методу сокращается и объем информации, необходимой для анимации. Достаточно хранить информацию о движении костей, а движения вершин высчитываются уже исходя из них.

Под моделью персонажа понимается трехмерная полигональная сетка или оболочка, которая представляет собой совокупность вершин, ребер и граней, определяющих форму отображаемого полигонального объекта. С вершиной связана информация о ее координатах, векторах нормали и координатах налагаемых текстур – растровых изображений, используемых для задания цвета, иллюзии рельефа и детализации модели.

Вторая задача представляет собой задачу определения команд регулировщика при управлении движением воздушного судна по палубе. Эта задача аналогична задаче коммивояжера [2] и решается методом ветвей и границ [3].

Для учебно-методических целей также вводится элемент случайного малого отклонения от определенной траектории (ошибки) регулировщика, а также исчезновение (потеря визуального контакта), что позволит более реалистично моделировать работу живого человека.

Выводы

Решение задачи о моделировании на пилотажном стенде работы палубного регулировщика разбивается на два этапа: создание трехмерной компьютерной анимированной модели и решение задачи коммивояжера для определения набора инструкций, которые регулировщик сигнализирует летчику (оператору стенда).

Данная работа выполнена в рамках и за счет финансовой поддержки проекта "Разработка моделирующего комплекса реалистичного восприятия оператором (летчиком) сложных режимов полета и оценки его психофизиологического состояния" (Договор № 02.G25.31.0017/100003471 между ОАО "РСК "МиГ" и Министерством образования и науки РФ об условиях предоставления и использования субсидии на реализацию комплексного проекта по созданию высокотехнологичного производства, выполняемого с участием ФГАОУ ВПО "МФТИ (ГУ)").

ЛИТЕРАТУРА

1. Букатов А.А., Гридчина Е.Е., Заставной Д.А. Методы скелетной анимации для трансформации полигональных поверхностей трехмерных моделей // Инженерный Вестник Дона. - 2012. - № 3. - С. 59-74.
2. Окулов С.М. Программирование в алгоритмах. - М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2002.
3. Борознов В.О. Дополнение метода ветвей и границ для решений задачи коммивояжера на плоскости // Вестник АГТУ. - 2007. - № 1 (36). - С. 160-163.

THE SYSTEM SIMULATING THE FUNCTIONING OF TOPSIDE CONTROLLER DURING TRAINING AIR CREW FOR TAXING ON AIR CARRIER FLIGHT DECK

Baldin M.V., Tolkachev G.Y., Kharchilava Y.E.

There is the statement of a problem of visualization of instructions of topside controller to sea-based air crew while training on pilot-in-the-loop simulator.

Key words: computer simulation, computer animation, aircraft-carrier.

Сведения об авторах

Балдин Михаил Владимирович, 1991 г.р., студент МФТИ, область научных интересов – динамика полета.

Толкачев Георгий Юрьевич, 1986 г.р., окончил МФТИ (2009), научный сотрудник МФТИ, автор 2 научных работ, область научных интересов – теория пограничного слоя, аэродинамика отрывных течений.

Харчилава Юрий Эмильевич, 1991 г.р., студент МФТИ, область научных интересов – компьютерное моделирование.

Editor-in-chief

Boris Eliseev, Rector, MSTU CA.

Deputy Editor-in-chief

Vadim Vorobyev, Vice Rector for Research and Innovations, MSTU CA.

Executive Secretary

Oksana Feoktistova, Professor, Chair of Safety and Life Activities, MSTU CA.

Member of the chief editorial Board

Olga Garanina, Professor, Chair of Humanitarian and Social-Political Sciences, MSTU CA, Moscow, Russia.

Anatoly Kozlov, Professor, Chair of Technical Operation of Radio/Electronic Systems in Air Transport, MSTU CA, Moscow, Russia.

Vladimir Tchipenko, Head of Chair of Aircraft Aerodynamics, Design and Strength, MSTU CA, Moscow, Russia.

Vladimir Kalugin, Dean, Department of Special Machine Design, Bauman University, Moscow, Russia.

Dmitry Lukin, Professor, Chair of Wave Processes, Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russia.

Vasily Shapkin, General Director, State Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia.

Bruno Lamiscarre, Deputy Dean, French Civil Aviation University (ENAC), France.

Franco Persiani, Director, Interdepartmental Centre of Industrial Research in Aeronautics, University of Bologna, Italy.

Damian Rivas, Professor, Department of Aerospace Engineering, University of Seville, Spain.

ББК 05
Н 34
Св. план 2014 г.

Научный Вестник МГТУ ГА
№ 200

Свидетельство о регистрации в Федеральной службе по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор) ПИ № ФС77-47989 от 27 декабря 2011 г.

Редакторы Т.М. Приорова, Е.В. Гаранина
Компьютерная верстка Т.Н. Котиковой

Подписано в печать 13.02.14 г.

Печать офсетная
18,25 усл. печ. л.

Формат 60х90/8
Заказ № 1738/

16,09 уч.-изд. л.
Тираж 100 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993 Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20
Редакционно-издательский отдел
125493 Москва, ул. Пулковская, д. 6а

Подписной индекс в каталоге Роспечати 84254
© Московский государственный
технический университет ГА, 2014