

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

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА

№ 188 (2)

Издается с 1998 г.

**Москва
2013**

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. Е.Е. Нечаев (*МГТУ ГА*)

Ответственный секретарь главной редакции - д-р техн. наук, доц. О.Г. Феоктистова (*МГТУ ГА*)

Члены главной редакции - почетный работник науки и техники, д-р филос. наук, проф. О.Д. Гаранина (*МГТУ ГА*);
д-р техн. наук, проф. Л.Н. Елисов (*МГТУ ГА*);
д-р экон. наук, проф. В.А. Казаков (*МГУ им. М.В. Ломоносова*);
д-р техн. наук, проф. В.Т. Калугин (*МГТУ им. Н.Э. Баумана*);
заслуженный деятель науки и техники РФ,
д-р физ.-мат. наук, проф. А.И. Козлов (*МГТУ ГА*);
д-р техн. наук, проф. В.Л. Кузнецов (*МГТУ ГА*);
д-р техн. наук, проф. С.В. Кузнецов (*МГТУ ГА*);
заслуженный деятель науки и техники РФ,
д-р физ.-мат. наук, проф. Д.С. Лукин (*МФТИ*);
д-р техн. наук, проф. В.В. Соломенцев (*НТИЦ «Промтехаэро»*);
заслуженный деятель науки РФ,
д-р техн. наук, проф. В.Г. Ципенко (*МГТУ ГА*);
д-р техн. наук, проф. В.С. Шапкин (*ГосНИИ ГА*)

Редакционная коллегия выпуска

Ответственный редактор выпуска - заслуженный деятель науки РФ, д-р техн. наук, проф. В.Г. Ципенко (*МГТУ ГА*)

Ответственный секретарь выпуска - д-р техн. наук, проф. М.С. Кубланов (*МГТУ ГА*)

Члены редакционной коллегии - д-р техн. наук, проф. В.С. Брусов (*МАИ*);
д-р техн. наук, проф. В.В. Вышинский (*МФТИ*);
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*);
д-р техн. наук, проф. В.С. Шапкин (*ГосНИИ ГА*);

E-mail: akpla@yandex.ru

тел. +7(495)459-07-91

ISBN 978-5-86311-870-3

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

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

№ 188 (2)

2013

СОДЕРЖАНИЕ

Киселевич В.Г., Кубланов М.С., Ципенко В.Г. Моделирование захода на посадку и посадки самолета Ил-76 с различными посадочными массами и при отказе двигателей.....	7
Аубакиров Т.О., Желанников А.И., Сетуха А.В., Шкаплеров А.Н. Исследование аэродинамических характеристик самолётов при полёте плотной группой	10
Брусов В.С., Одноволик Ю.В. Пример оценки решений в условиях нескольких критериев эффективности.....	15
Епихин А.С., Калугин В.Т., Чернуха П.А. Аэродинамические характеристики стабилизирующих поверхностей при дозвуковом вихревом обтекании.....	19
Головкин М.А., Ефимов В.В. Учет касания тросом окантовки люка грузовой кабины вертолета при математическом моделировании динамики груза на его внешней подвеске ...	24
Ефимов В.В., Назаров А.Ю., Незаметдинов Р.Ш. Настройка пакета прикладных программ OpenFOAM для численного моделирования обтекания грузов на внешней тросовой подвеске вертолета	28
Ивчин В.А. Определение аэродинамических характеристик фюзеляжа автожира путем вычислительного эксперимента	34
Ивчин В.А. Разработка математической модели шасси вертолета по результатам экспериментальных исследований натурной конструкции.....	40
Шевяков В.И. Инженерный метод определения соответствия воздушных судов сертификационным требованиям для условий обледенения.....	46
Шевяков В.И. Решение новых задач аэродинамики в процессе сертификации самолетов транспортной категории – система воздушных сигналов	53
Свириденко А.Н., Шишов А.Н., Русьянов И.Д. Моделирование на тренажере особых ситуаций, связанных с аварийным сбросом груза с внешней подвески вертолета Ми-8МТВ	61
Бобрин М.А., Клемина Л.Г. Определение эксплуатационного диапазона изменения параметров гидравлической системы в зависимости от условий работы.....	68
Федоров Л.П., Михайлов Ю.С. Определение оптимальных режимов крейсерского полета высотного беспилотного летательного аппарата.....	72
Федоров Л.П., Михайлов Ю.С. Расчет характеристик набора высоты и снижения высотного беспилотного летательного аппарата.....	77
Дубов Ю.Б. Оценка эффективности мероприятий по улучшению демпфирования произвольных боковых колебаний самолета	84
Вождаев В.В., Косушкин К.Г., Миргазов Р.М. Расчет аэродинамических характеристик крыла с профилем САНР в условиях естественного ламинарно-турбулентного перехода	92
Ставцев С.Л. Применение метода неполной крестовой аппроксимации к решению задач аэродинамики методом дискретных вихрей	99
Редькина К.В., Фролов В.А. Модель течения около комбинации пластины с интерцептором на основе концепции стационарности вихря	107

Чернигин К.О. Методика анализа развития особых ситуаций на основе математического моделирования динамики полета воздушных судов	114
Журавлев П.В. Анализ значения модификаций и семейств при проектировании современных пассажирских самолетов	121
Чекалова Н.И. Влияние шероховатости внешней поверхности воздушного судна на приращение дополнительного сопротивления	126
Чекалова Н.И. Влияние искажения обводов профилей и волнистости поверхности воздушного судна на дополнительный прирост сопротивления	132
Щеглова В.М. Вихревая структура комбинации несущий винт – рулевой винт на большой скорости полета.....	137
Лебедев А.А. Рекомендации по пилотированию вертолета и борьбе с раскачкой груза при выполнении экстренных авиационных работ с применением внешней подвески.....	143

О ТВОРЧЕСКОМ ПУТИ УЧЕНОГО

к 90-летию со дня рождения Владимира Федоровича Рощина

Настоящий выпуск Научного Вестника МГТУ ГА посвящен памяти крупного ученого, доктора технических наук, профессора, заслуженного деятеля науки и техники РСФСР, лауреата Ленинской премии Владимира Федоровича Рощина, внесшего значительный вклад в



развитие авиации и ракетно-космической техники, а также в воспитание и подготовку квалифицированных специалистов для этих отраслей науки и техники.

В.Ф. Роцин родился 29 августа 1922 г. в Москве. Здесь же он провел детство и юность, успешно окончил среднюю школу. С детских лет увлекся авиацией, которой в то время восхищались многие молодые люди, посещал Ходынское поле и аэродром Тушино, на которых демонстрировались полеты. Мечтал о получении образования в области авиации и с большим волнением принялся осуществлять свою мечту – поступить учиться в Московский авиационный институт (МАИ).

Несмотря на весьма трудные и тяжелые военные годы для всей страны, В.Ф. Роцин поступил учиться в МАИ, который успешно закончил в 1946 г. по специальности инженер-механик в области ракетной техники. После окончания МАИ С.П. Королев, который был руководителем дипломных проектов у группы студентов, включая и В.Ф. Рощина, приглашает

всех на работу в ОКБ-1, которое он возглавлял. За небольшой срок Владимир Федорович основательно вошел в новую и развивающуюся отрасль ракетно-космической техники, в которой занимался как теоретически, так и экспериментально проблемами аэродинамики, газодинамики и теплового нагрева головных частей ракет и спускаемых аппаратов. Благодаря своим организационным способностям, В.Ф. Роцин в ОКБ-1 (ныне РКК «Энергия» им. С.П. Королева) быстро прошел трудовой путь от инженера до начальника ведущего отдела предприятия.

История жизни В.Ф. Рощина есть история советского инженера-ракетчика. В его лице хорошо виден пример, когда человек оставляет такой ясный отпечаток своей личности на дело, которому он себя посвящает. Это возможно лишь при яркой индивидуальности и при исключительной любви этому делу. Владимир Федорович, несомненно, был таким человеком. Широко образованный, с феноменальной памятью и необыкновенной эрудицией он представлял ходячую энциклопедию, справочник самых разнообразных знаний. В нем, как редкое исключение, сочетались широта натуры с глубиной. Он много знал и, следует заметить, знал основательно. Диапазон его интересов был необычайно широким. Но основным лейтмотивом всей его жизни неизменно оставались ракетно-космическая техника и авиация.

Заслуги В.Ф. Рощина в области научных и экспериментальных исследований достаточно известны специалистам. Он оставил после себя ряд научных работ, однако следует заметить, что писал он, к сожалению, мало. Но зато был удивительным организатором коллективной научной работы. Он всегда вовремя умел подсказать своим ближайшим сотрудникам

плодотворную мысль и направить работу в правильное русло. Работать с ним было легко, он никогда не вмешивался в детали, а задачи подчиненным ставил в широких, не стесняющих инициативу, рамках.

В.Ф. Роцин был одним из научно-технических руководителей крупных проектов в области ракетно-космической техники в РКК «Энергия» им. С.П. Королева. За успехи, достигнутые в этой работе, ему было присвоено звание лауреата Ленинской премии и присуждена ученая степень доктора технических наук.

В 1972 г. В.Ф. Роцин перешел на педагогическую работу в МИИГА (МГТУ ГА), где до конца жизни работал заведующим кафедрой аэродинамики и динамики полета, а затем профессором кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов. Много сил и энергии В.Ф. Роцин отдавал развитию лабораторной базы кафедры, постановке учебного процесса и научно-исследовательской работе. Он поставил ряд лекционных курсов, вел большую работу на общественных началах: он был членом нескольких ученых советов по защитах докторских диссертаций и являлся членом Экспертного совета ВАК СССР по авиационной и ракетно-космической технике. В.Ф. Роцин был одним из организаторов совместно с заместителем Министра высшего образования СССР Красновым Н.Ф. и академиком РАН Рыжовым Ю.А. создания Координационного совета кафедр аэродинамики авиационных вузов страны, который успешно функционирует до настоящего времени.

Люди, впервые встретившие Владимира Федоровича, невольно поддавались его обаянию, а тот, кто знал его хорошо, ценил и уважал за прямоту и независимость его взглядов, исключительную честность и порядочность. В научной среде, связанной с авиацией и ракетно-космической техникой, он пользовался широкой известностью.

Большое благотворное влияние В.Ф. Роцин оказал не только на развитие авиационной и ракетно-космической науки и техники, но и на воспитание научных кадров. Обладая большим научным потенциалом, Владимир Федорович умел пробуждать у молодежи творческий энтузиазм. Мягкий по своему характеру, крайне доброжелательный и справедливый, Владимир Федорович считал своей главной задачей понять, объяснить явление, а не закрепить за собой авторитет. Будучи очень увлекающимся, ряд интересных вопросов Владимир Федорович не успел довести до конца, оставив после себя много записанных мыслей и набросков. Это относится в первую очередь к разработанному им в коллективе авторов из ЦАГИ проекту нетрадиционного летательного аппарата «ВЕРТОСТАТ».

За большой вклад в развитие авиации и ракетно-космической техники В.Ф. Роцин был удостоен звания заслуженный деятель науки и техники РСФСР, знака «Отличник Аэрофлота» и награжден рядом правительственных орденов и медалей.

Самоотверженный труд талантливого ученого и педагога В.Ф. Роцина еще долгие годы будет приносить плоды в виде творческих успехов его учеников и последователей.

Скончался В.Ф. Роцин 21 октября 1990 г. и похоронен на Николо-Архангельском кладбище в Москве.

Выпуск данного Научного Вестника является тематической подборкой именно тех научных направлений исследований авиационной и ракетно-космической техники, в которых трудился РОЦИН ВЛАДИМИР ФЕДОРОВИЧ.

Ответственный редактор –
заслуженный деятель науки РФ,
доктор технических наук, профессор,
заведующий кафедрой аэродинамики, конструкции
и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА

В.Г. Ципенко

УДК 629.735.015

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ И ПОСАДКИ САМОЛЕТА ИЛ-76 С РАЗЛИЧНЫМИ ПОСАДОЧНЫМИ МАССАМИ И ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

В.Г. КИСЕЛЕВИЧ, М.С. КУБЛАНОВ, В.Г. ЦИПЕНКО

С помощью математического моделирования проведено исследование особенности поведения самолета Ил-76 на этапах захода на посадку и посадки с различными значениями посадочной массы при отказах двигателей.

Ключевые слова: математическое моделирование, самолет Ил-76, отказ двигателя, посадочная масса.

С помощью Системы математического моделирования динамики полета летательных аппаратов (СММ ДП ЛА) [1 – 4] исследовались случаи захода на посадку и посадка самолета Ил-76 с различными значениями посадочной массы при отказе одного или двух двигателей. При этом предполагалось, что отказ двигателей произошел в полете, и рассматривался только завершающий этап захода на посадку – движение по глиссаде после пролета ближнего привода до приземления самолета.

Исследовались траектории полета самолета в условиях МСА, не осложненных ветром или осадками, с посадкой на равнинный аэродром ($H_{\text{аэр}} = 0$). Другие функциональные отказы, кроме отказа двигателей, не вводились.

Условия моделирования были выбраны следующие:

Вариант № 1. Заход на посадку и посадка без отказа двигателей (базовый вариант), посадочная масса 150 т (максимальная по РЛЭ), конфигурация $\delta_3/\delta_{\text{пр}} = 43^\circ/25^\circ$ (посадочная), центровка $\bar{x}_T = 0,25$.

Вариант № 2. Заход на посадку и посадка с одним крайним неработающим двигателем, посадочная масса 150 т, конфигурация $\delta_3/\delta_{\text{пр}} = 43^\circ/25^\circ$, центровка $\bar{x}_T = 0,25$.

При расчетах этого варианта согласно РЛЭ [5] скорость снижения по глиссаде задавалась больше, чем при посадке со всеми работающими двигателями на 10 км/ч, т.е. для посадочной массы 150 т скорость снижения задавалась равной 265 км/ч (здесь и далее – по прибору).

Вариант № 3. Аналогичен варианту № 2, но самолет имеет посадочную массу 165 т, на 15 т превышающую максимальную посадочную, определенную РЛЭ [5]. В этом случае скорость захода на посадку равна 275 км/ч.

Вариант № 4. Заход на посадку и посадка с двумя неработающими двигателями, посадочная масса 150 т (максимальная), конфигурация $\delta_3/\delta_{\text{пр}} = 30^\circ/25^\circ$, центровка $\bar{x}_T = 0,25$. В данном случае моделировался режим, при котором отказавшие двигатели расположены симметрично. Согласно [5] в этом случае для обеспечения нормальной посадки в вычислительном эксперименте скорость снижения по глиссаде выдерживалась равной 270 км/ч, а в процессе выравнивания скорость уменьшалась до посадочной 260 км/ч – 270 км/ч.

Вариант № 5. Аналогичен варианту № 4, но самолет с двумя неработающими двигателями заходит на посадку с посадочной массой 165 т.

Во всех случаях самолет к началу отслеживания параметров его динамики полета был сбалансирован в соответствии с его конфигурацией.

Все рассмотренные расчетные случаи и результаты расчетов, включающие в себя ряд оцениваемых параметров движения самолета, сведены в табл. 1, в которой приняты следующие обозначения: $n_{\text{отк}}$ – число отказавших двигателей; $m_{\text{пос}}$ – посадочная масса самолета; δ_3 – угол отклонения закрылков, V_{REF} – скорость захода на посадку; V_y – вертикальная скорость сниже-

ния; δ_b – угол отклонения руля высоты; α – угол атаки; $t_{нв}$ – время начала выравнивания; $H_{нв}$ – высота начала выравнивания; $\delta_b^{\max}$ – максимальный расход руля высоты в процессе выравнивания; $t_{кас}$ – время касания ВПП; $n_y^{\max}$ – максимальная перегрузка в процессе выравнивания; $V_{кас}$ – скорость касания ВПП.

Анализ результатов вычислительного эксперимента позволил сделать следующие выводы:

1. В процессе захода на посадку самолет Ил-76 в стандартной посадочной конфигурации с максимальной посадочной массой 150 т со всеми работающими двигателями способен точно отслеживать посадочную глиссаду и заданную скорость, обеспечивая балансировку лишь незначительными отклонениями руля высоты. Вертикальная скорость снижения при выравнивании обеспечивает приземление самолета с перегрузкой $n_y^{\max} = 1,08$.

2. При отказе одного двигателя самолет с теми же посадочной массой и конфигурацией также точно отслеживает глиссаду, выдерживая рекомендованную РЛЭ скорость, на 10 км/ч превышающую расчетную скорость для данной посадочной массы.

3. Самолет с посадочной массой 165 т, заходя на посадку с одним неработающим двигателем, также точно отслеживает глиссаду, выдерживая рекомендованную РЛЭ скорость. В данном случае увеличенная высота начала выравнивания обеспечивает мягкое приземление самолета при незначительном расходе руля высоты и практически при той же перегрузке на участке выравнивания.

4. Анализ параметров посадки самолета с двумя неработающими двигателями при посадочной массе 150 т показал, что самолет снижается, точно отслеживая глиссаду и скорость полета при незначительном расходе руля высоты.

5. Рассмотренный вариант самого тяжелого случая захода на посадку самолета с повышенной посадочной массой 165 т при двух неработающих двигателях показал, что самолет Ил-76 и в этих условиях обеспечивает приемлемую посадку с вертикальной скоростью снижения в момент касания ВПП не более 1 м/с и перегрузкой $n_y^{\max} = 1,1$.

Таблица 1

Расчетные случаи и результаты вычислительного эксперимента
(заход на посадку и посадка самолета Ил-76)

№ варианта	Расчетные случаи				Параметры участка снижения				Параметры участка выравнивания						Примечание
	$n_{отк}$	$m_{пос}, т$	$\delta_z, град$	$\bar{x}_T$	$V_{REF}, км/ч$	$V_y, м/с$	$\delta_b, град$	$\alpha, град$	$t_{нв}, с$	$H_{нв}, м$	$\delta_b^{\max}, град$	$t_{кас}, с$	$n_y^{\max}$	$V_{кас}, км/ч$	
1	–	150	43	0,25	250	-3,2	-4,0	3,9	11,5	10,0	-21,0	14,0	1,08	240	
2	1	150	43	0,25	260	-3,4	-3,0	2,0	10,0	13,0	-10,0	16,5	1,14	250	
3	1	165	43	0,25	275	-3,6	-3,0	2,0	9,5	13,0	-8,0	13,5	1,10	265	Имел место участок выдерживания около 2 с
4	2	150	30	0,25	260	-3,4	-1,0	10,0	10,0	13,0	-3,0	14,0	1,02	250	
5	2	165	30	0,25	275	-3,6	-1,0	10,0	9,5	13,0	-4,0	15,0	1,10	265	Касание с $V_y = 1 м/с$

ЛИТЕРАТУРА

1. Кубланов М.С. Математическое моделирование. Методология и методы разработки математических моделей механических систем и процессов. Моделирование систем и процессов. - 3-е изд., перераб. и доп.: учеб. пособие. - М.: МГТУ ГА, 2004. - Ч. I.

2. Система математического моделирования динамики полета воздушных судов на базе персональных ЭВМ: Отчет о НИР (промежуточный) / Моск. ин-т инженеров гражд. авиации (МИИГА); Руководитель Ципенко В.Г. Ответственный исполнитель М.С. Кубланов. – № ГР 01910018045; Инв. № 02910024435 – М., 1991.

3. Кубланов М.С., Ципенко В.Г., Бариллов Д.Д. Архитектура системы математического моделирования динамики полета летательных аппаратов // Математическое моделирование в задачах летной эксплуатации воздушных судов: сб. науч. тр. – М.: МИИГА, 1993. – С. 3 - 11.

4. Кубланов М.С. Математическое моделирование аварии Ил-76 в Иркутске 26.07.99 // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность. – 2000. – № 23. – С. 21 - 27.

5. Ил-76Т (ТД). Руководство по летной эксплуатации. Книга первая. – М., 1984.

MODELING OF APPROACH AND LANDING OF PLANE IL-76 WITH DIFFERENT LANDING MASSES AND FAILURES OF ENGINES

Kiselevich V.G., Kublanov M.S., Tcipenko V.G.

By mathematical modeling it is leded investigations of the plane Il-76 conduct at stages of approach and landing with different landing masses and failures of engines.

Key words: mathematical modeling, the plane Il-76, failure of engine, landing mass.

Сведения об авторах

Киселевич Владимир Григорьевич, 1959 г.р., окончил Всесоюзный политехнический институт (1986), соискатель кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, 1-й заместитель генерального директора – директор по производству ФГУП "Международный аэропорт Оренбург", автор 3 научных работ, область научных интересов – летная эксплуатация воздушных судов.

Кубланов Михаил Семенович, 1945 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (1968), доктор технических наук, профессор кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов – механика, математические методы моделирования.

Ципенко Владимир Григорьевич, 1938 г.р., окончил МЭИ (1961), доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, автор более 280 научных работ, область научных интересов – аэродинамика, динамика полета и летная эксплуатация воздушных судов.

УДК 532.5

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ ПРИ ПОЛЕТЕ ПЛОТНОЙ ГРУППОЙ

Т.О. АУБАКИРОВ, А.И. ЖЕЛАННИКОВ, А.В. СЕТУХА, А.Н. ШКАПЛЕРОВ

Приводятся результаты расчета аэродинамических характеристик ведомого самолета в вихревом следе ведущего при полете плотной группой. Методика базируется на методе дискретных вихрей. Приводятся примеры расчета аэродинамических характеристик самолетов типа МиГ-29 и Су-27. Показаны зоны за самолетом Су-27, в которых пилотирование затруднено.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики самолетов, полет группой, метод дискретных вихрей.

1. Постановка задачи

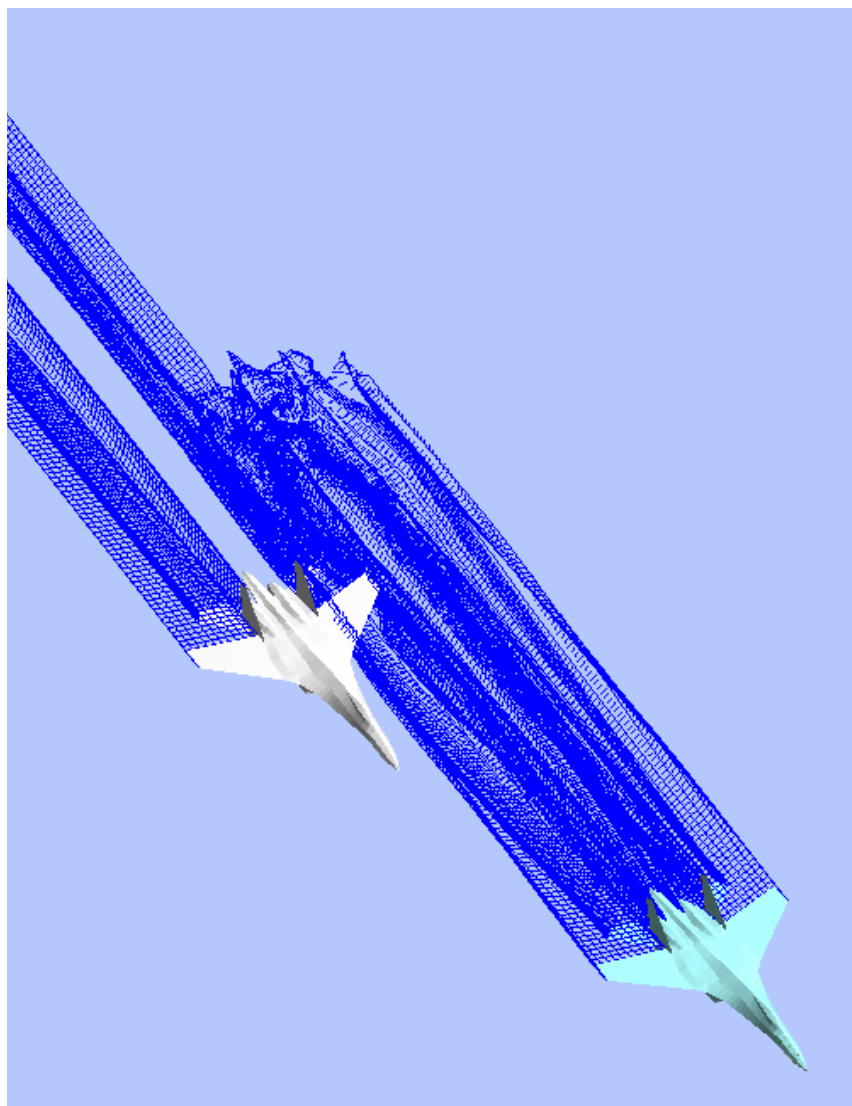


Рис. 1

Рассматривается движение двух самолетов со скоростью W_∞ под углами атаки α и скольжения β (рис. 1). Поверхность самолетов считается непроницаемой. Среда считается идеальной, несжимаемой и однородной. Течение жидкости является потенциальным всюду вне самолета и вихревых следов, возникающих при отрыве потока с заданных линий. Вихревые следы представляют собой тонкие вихревые пелены, т.е. поверхности, на которых имеется разрыв касательной составляющей скорости. При этом линии отрыва потока задаются.

С математической точки зрения поставленная задача сводится к отысканию нестационарных полей скоростей $\vec{W}(\vec{r}, t)$ и давлений $p(\vec{r}, t)$ в принятой системе координат, которые должны удовлетворять следующим условиям и уравнениям:

– потенциал возмущенных скоростей $U(\vec{r}, t)$ в каждый момент времени вне поверхностей σ и σ_1 должен удовлетворять уравнению Лапласа

$$\Delta U = 0; \quad (1)$$

– на поверхности σ должно выполняться условие непротекания

$$\frac{\partial U}{\partial n} = -\vec{W}_\infty \vec{n}; \quad (2)$$

– на поверхностях вихревого следа σ_1 , являющихся поверхностями тангенциального разрыва, должно выполняться условие отсутствия перепада давления и отсутствия потока жидкости через эту поверхность

$$p^+ = p^-, \quad W_n^+ = W_n^- = V_n, \quad (3)$$

где V_n – нормальная составляющая скорости на поверхности σ_1 ;

– на линиях отрыва ставится условие Чаплыгина-Жуковского-Кутта о конечности скорости

$$\vec{W}_n(\vec{r}, t) \rightarrow 0; \quad (4)$$

– на бесконечности возмущения затухают

$$\Delta U \rightarrow 0, \text{ при } r \rightarrow \infty; \quad (5)$$

– для связи скорости и давления используется уравнение Бернулли

$$p = p_\infty + \frac{\rho W_\infty^2}{2} - \frac{\rho W^2}{2} - \rho \frac{\partial U}{\partial t}. \quad (6)$$

2. Метод решения

Поставленная задача решается методом дискретных вихрей [1; 2] с использованием замкнутых вихревых рамок [3]. При этом используются последние достижения в этом направлении [4 – 7]. Реальный самолет в расчете заменяется схематизированной моделью. Для моделирования обтекания ведущего самолета схематизация осуществлялась тонкими и объемными элементами (рис. 2б), а для моделирования обтекания ведомого самолета в вихревом следе ведущего – тонкими плоскими элементами (рис. 2а).

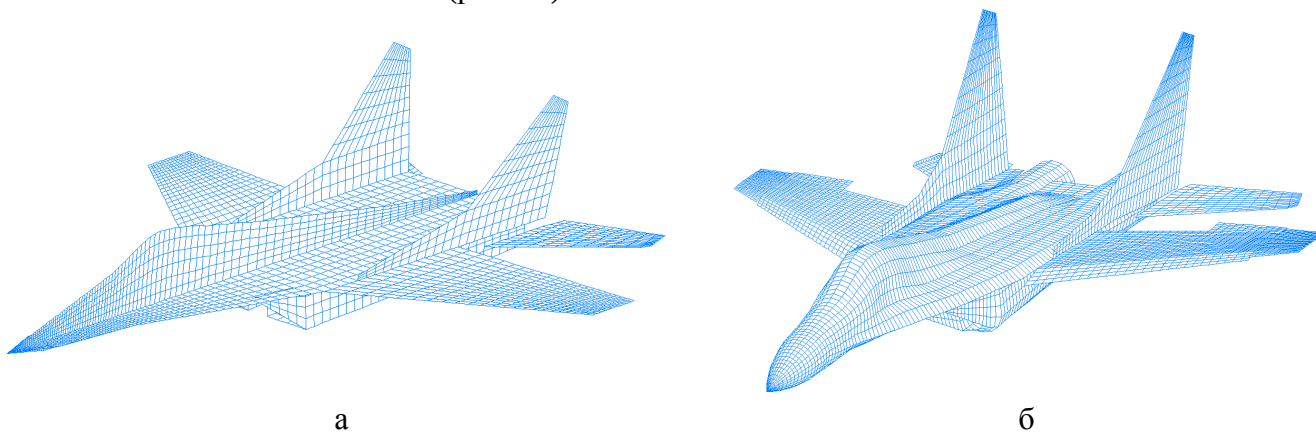


Рис. 2

При этом крыло было изогнуто по средней линии хорд. Алгоритм получения аэродинамических характеристик ведомого самолета в вихревом следе ведущего следующий:

- два самолета располагались друг за другом на расстояниях X , Y и Z . Проводился расчет обтекания пары самолетов методом дискретных вихрей в нелинейной нестационарной постановке (рис. 3);
- при этом рассчитывались аэродинамические характеристики ведомого самолета в вихревом следе ведущего. Аэродинамические характеристики получались как функции времени (рис. 4). Здесь в качестве примера показана зависимость коэффициента подъемной силы ведомого самолета Су-27 в вихревом следе ведущего аналогичного самолета Су-27;

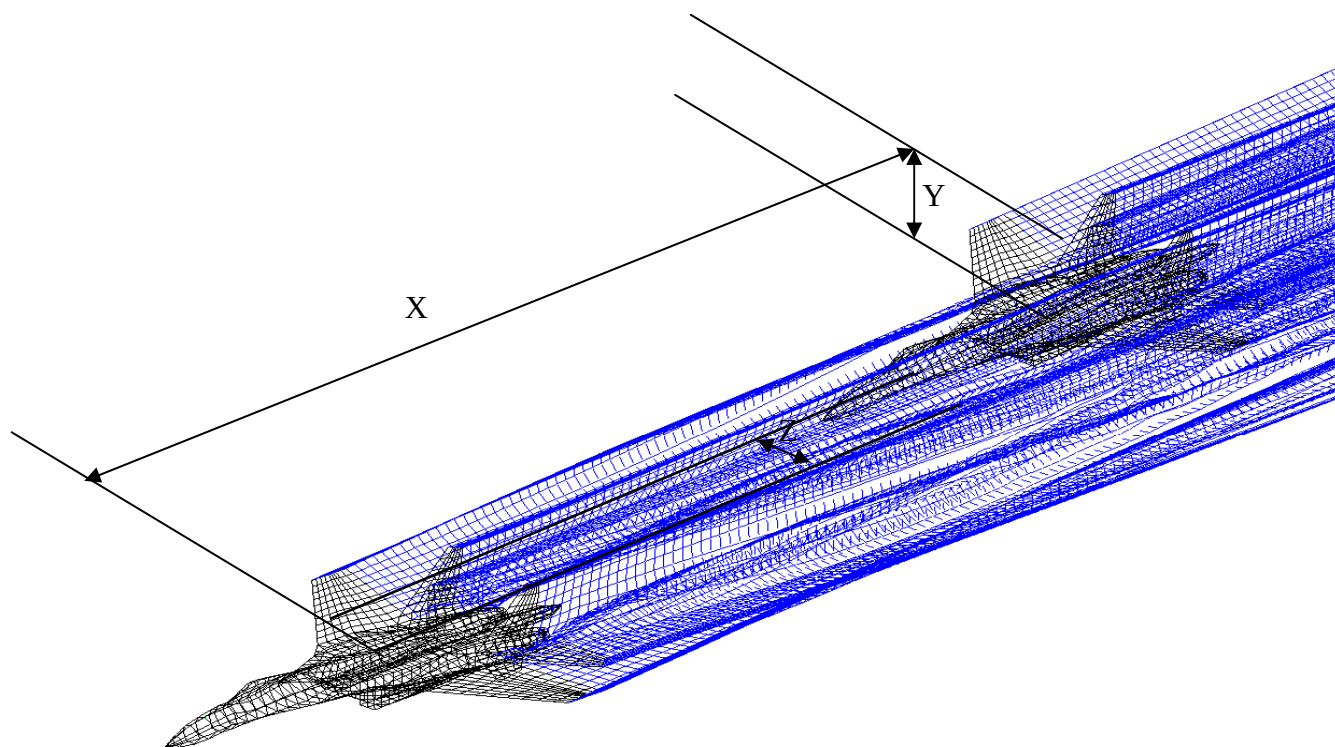


Рис. 3

- далее проводилось осреднение характеристик. Осреднение аэродинамических характеристик проводилось по нескольким десяткам последних расчетных шагов;
- следующий шаг – построение зависимостей осредненных аэродинамических характеристик по координатам X , Y и Z ;
- в заключение проводился анализ характеристик и построение зон нормальных, повышенных и опасных режимов пилотирования.

3. Результаты расчета

По вышеизложенному алгоритму были рассчитаны аэродинамические характеристики ведомых самолетов МиГ-29 и Су-27 в вихревом следе ведущих самолетов МиГ-29 и Су-27. Самолеты летели на высоте 300 м со скоростью 550 км/ч на дистанции $X = 25$ м. При этом были получены осредненные характеристики ведомых самолетов во всем диапазоне координат Y и Z . На рис. 5 в качестве примера приведены зависимости коэффициентов момента крена вдоль координаты Z ведомых самолетов Су-27 и МиГ-29 в вихревом следе ведущего самолета МиГ-29 при $Y = 0$. Анализ всех полученных результатов позволил получить зоны за ведущим самолетом Су-27 для ведомых самолетов МиГ-29 и Су-27 с точки зрения нормальных, повышенных и опасных режимов пилотирования. Эти зоны показаны на рис. 6, 7. Внутренняя зона 1 – это зона опасных режимов пилотирования, средняя зона 2 – это зона повышенных режимов пилотирования и внешняя зона 3 – это зона нормальных режимов пилотирования. Зоны показаны в данном масштабе.

Таким образом, полученные зоны позволят строить плотные строи пилотажных групп с соблюдением необходимых требований по безопасности полетов.

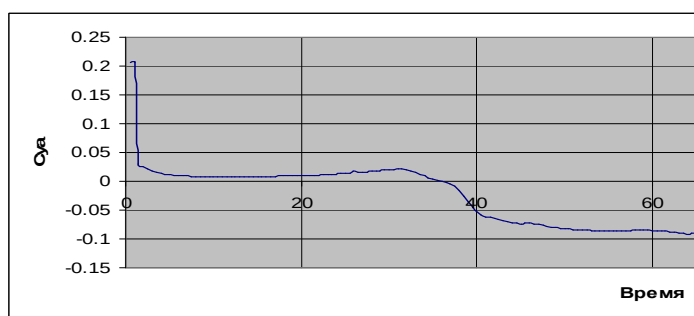


Рис. 4

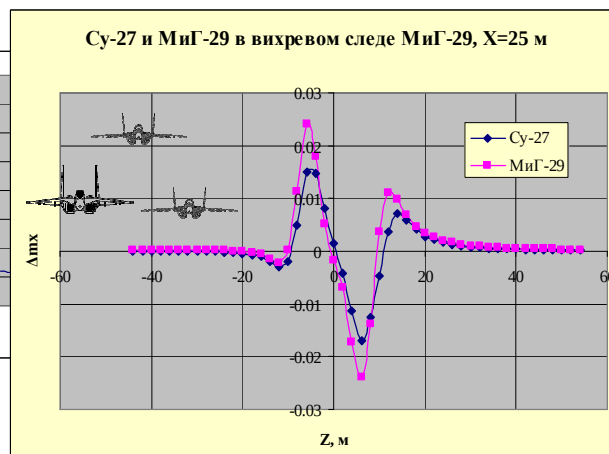


Рис. 5

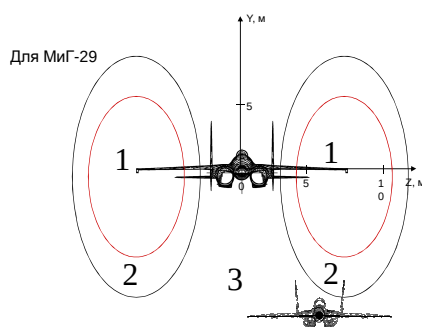


Рис. 6

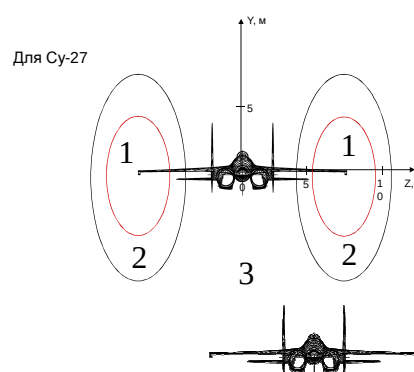


Рис. 7

THE STUDY OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF AIRCRAFT DURING THE FLIGHT DENSE GROUP

Aubakirov T.O., Zhelannikov A.I., Setukha A.V., Shkaplerov A.N.

Calculation results of the aerodynamic characteristics of the slave aircraft in the vortex trail leading in-flight dense group. The method is based on the method of discrete vortices. Examples of the calculation of the aerodynamic characteristics of aircraft MiG-29 and Su-27. Show the areas of the plane Su-27, in which piloting difficult.

Key words: aerodynamic characteristics of aircraft, group flight, method of discrete vortices.

ЛИТЕРАТУРА

1. Апаринов А.А., Сетуха А.В. О применении метода мозаично-скелетонных аппроксимаций при моделировании трехмерных вихревых течений вихревыми отрезками // ЖВМ и МФ. - 2010. - Т. 50. - № 5. - С. 937 - 948.
2. Аубакиров Т.О., Желанников А.И., Иванов П.Е., Ништ М.И. Спутные следы и их воздействие на летательные аппараты. Моделирование на ЭВМ. - Алматы, 1999.
3. Апаринов В.А., Дворак А.В. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками / В кн. Применение ЭВМ для исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов / Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. - 1986. - Вып. 1313. - С. 424 - 432.
4. Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И., Ништ М.И. Нелинейная теория крыла и ее приложения. - Алматы: Гылым, 1997.

5. Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Вихревой след самолета в турбулентной атмосфере // Труды ЦАГИ. - 2006. - Вып. 2667.
6. Гиневский А.С., Желанников А.И. Вихревые следы самолетов. - М.: Физматлит, 2008.
7. Ginevsky A.S., Zhelannikov A.I. Vortex wakes of aircraft. Springer, 2009.

Сведения об авторах

Аубакиров Токтар Онгарбаевич, 1946 г.р., окончил МАИ (1979), доктор технических наук, профессор, генеральный директор Национального аэрокосмического агентства Республики Казахстан, заслуженный летчик-испытатель, летчик-космонавт, Герой Советского Союза, автор более 100 научных работ, область научных интересов – аэрогидродинамика и вихревые следы за самолетами и авианесущими кораблями.

Желанников Александр Иванович, 1948 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1979), доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, заслуженный работник высшей школы РФ, действительный член (академик) Академии наук авиации и воздухоплавания, автор более 150 научных работ, область научных интересов – аэрогидродинамика, численные методы в аэрогидродинамике и вихревые следы.

Сетуха Алексей Викторович, 1966 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (1988), доктор физико-математических наук, профессор, главный научный сотрудник ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, автор более 70 научных работ, область научных интересов – вычислительная аэродинамика, вихревые методы, интегральные уравнения, краевые задачи.

Шкаплеров Антон Николаевич, 1972 г.р., окончил ВВИА им. Н.Е. Жуковского (1997), космонавт-испытатель отряда ФГБУ "НИИ ЦПК им. Ю.А. Гагарина", область научных интересов – аэрогидродинамика, вихревые следы.

УДК 510.22

ПРИМЕР ОЦЕНКИ РЕШЕНИЙ В УСЛОВИЯХ НЕСКОЛЬКИХ КРИТЕРИЕВ ЭФФЕКТИВНОСТИ

В.С. БРУСОВ, Ю.В. ОДНОВОЛИК

В данной статье рассматривается пример выбора наилучшего самолета из альтернативных, в условиях многообразия критериев эффективности для различных предпочтений ЛПР. Пример иллюстрирует эффективность предлагаемого метода оценки эффективности решений в условиях множественности критериев.

Ключевые слова: неоднозначность, оценка эффективности, критерии, весовые коэффициенты, функционал, свертка.

Введение

В многоцелевом подходе [1] введено понятие множества принципов оценки решений, описаны свойства этого множества и способ вычисления показателя эффективности решения с учетом множества неопределенности моделей и неоднозначности способов оценки эффективности (совокупности критериев). Это позволило трактовать проблему как задачу принятия решений в условиях неопределенности и свести ее к оптимизации многоэлементного решения на основе методов оптимальных покрытий [1, 2].

На этой основе в [3] получена естественная формулировка и решение проблемы векторной оптимизации с помощью одной из следующих задач.

При *гарантирующем подходе* к оценке эффективности и сведении множества свертки частных показателей к линейной выражение для оценки эффективности имеет вид

$$F = \max \sum_{i=1}^n a_i^k f_i, \quad k = 1, \dots, K, \quad \sum_{i=1}^n a_i^k = 1, \quad a_i \geq 0, \quad i = 1, \dots, n, \quad (1)$$

где a_i^k – координата k -й вершины многогранника A ; K – число вершин многогранника A .

Если при этом и множество свертки сводится к предельной, то выражение для оценки эффективности преобразуется к виду

$$F = \max_{i,k} a_i^k f_i, \quad k = 1, \dots, K, \quad \sum_{i=1}^n a_i^k = 1, \quad a_i \geq 0, \quad i = 1, \dots, n. \quad (2)$$

При *интегральном подходе* к оценке и линейном виде свертки

$$F = \frac{1}{V} \int_A \left(\sum_{i=1}^n a_i f_i \right) da_1, \dots, da_{n-1}, \quad i = 1, \dots, n. \quad (3)$$

Здесь $V = \int_A da_1, \dots, da_{n-1}$ – объем (мера) многогранника A .

Из условия нормирования весовых коэффициентов после преобразований и интегрирования из выражения (3) следует

$$F = \sum_{i=1}^{N-1} a_i (f_i - f^N) \hat{a}_i + f^N, \quad (4)$$

где $\hat{a}_i$ – i -я координата центра тяжести многогранника A .

В этой связи учет множества неопределенностей оценки эффективности сводится к решению относительно простой вычислительной задачи определения координат вершин элементарных тетраэдров, составляющих многогранник A [3].

Для вычисления исходного векторного функционала [3] на основе показателей вида (1) – (4) разработаны вычислительная процедура и программный комплекс, которые обеспечивают оперативный выбор решений в условиях многообразия или неопределенности критериев эффективности с учетом предпочтений лица, принимающего решение.

При этом обеспечивается оценка или поиск решения как при гарантирующем, так и интегральном подходе к оценке эффективности в исходной задаче принятия решений.

Основная часть

В качестве примера оценивались 4-местные самолеты Lancair-IV, Cirrus SR-20, DA40-180, Cessna-182, Ил-103 при различных вариантах предпочтения эксплуатанта.

Для оценки самолетов были приняты 4 группы показателей: стоимостные, массовые (взлетная масса $m_{взл}$, масса пустого $m_{пуст}$, коммерческая нагрузка $m_{кн}$, масса топлива $m_{топл}$), летно-технические (ЛТХ: максимальная скорость V_{max} , крейсерская скорость $V_{кр}$, $L(m_{кн\ max})$ – дальность полета с максимальной коммерческой нагрузкой, максимальная дальность полета L_{max}), взлетно-посадочные (ВПХ: взлетная дистанция $L_{взл}$, посадочная дистанция $L_{пос}$), геометрические (длина кабины $L_{каб}$, ширина кабины $B_{каб}$, высота кабины $H_{каб}$).

Используемые в дальнейшем для количественной оценки эффективности самолетов при различных предпочтениях и одном условии применения значения показателей приведены в табл. 1.

Таблица 1

Принятые значения показателей в заданных условиях

Вариант	$m_{взл}$	$m_{кн}$	$m_{пуст}$	$m_{топл}$	V_{max}	$V_{кр}$	L_{max}	N	$L_{каб}$	$B_{каб}$	$H_{каб}$	$L_{взл}$	$L_{пос}$	цена
Cessna-182	1406	557	854	333	269	259	1519	230	3,4	1,07	1,22	242	180	228
DA40-180	1150	400	700	200	287	222	1480	180	3,1	1,2	1,25	350	350	530
Ил-103	1310	395	765	150	250	240	1070	210	2,65	1,27	1,3	340	250	180
Lancair-IV	1542	516	998	272	410	354	2037	300	3,54	1,24	1,3	213	365	285
Cirrus SR-20	1316	542	851	180	350	300	1480	210	3,3	1,48	1,5	399	305	175

На рис. 1 – 5 приведены диаграммы эффективности оцениваемых самолетов для различных вариантов предпочтений эксплуатанта.

Очевидная в случае (рис. 1) более высокая эффективность Cirrus SR-20 (значение показателя 61) объясняется его низкой ценой. В то же время сравнивая с ним эффективность Lancair-IV и Cessna-182 (значение показателя 56) достигается благодаря их высоким ЛТХ и ВПХ.

Cirrus SR-20 имеет самую высокую эффективность (значение показателя 81) в случае предпочтения к габаритам кабины (ранг 3), экономического показателя (ранг 2) и безразличия к остальным показателям (ранг 0; рис. 2). Такое же значение эффективности имеет и Cessna-182 при предпочтении к ВПХ (ранг 3), экономическому показателю (ранг 2), габаритам кабины (ранг 1) и безразличии к остальным свойствам (ранг 0; рис. 3).

В случае предпочтения только к ЛТХ и безразличия к остальным свойствам (рис. 4), а так же при более высоком ранге ЛТХ по сравнению с ВПХ (рис. 5) Lancair-IV оказывается лучшим из семейства, что объясняется его безусловно высоким ЛТХ и ВПХ.

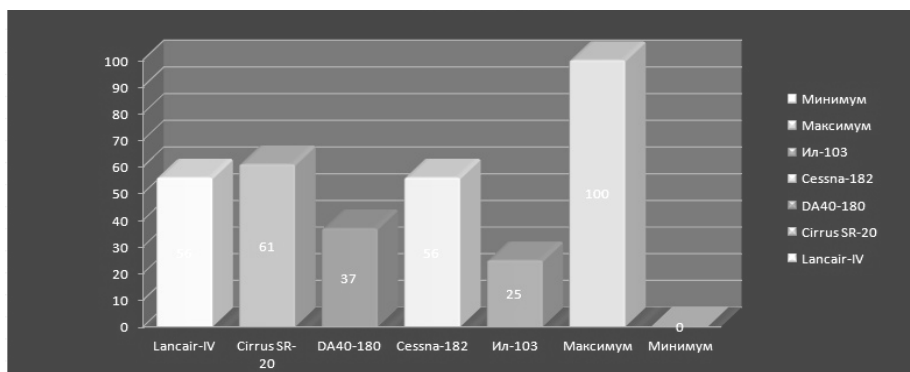


Рис. 1. Эффективность при одинаковом предпочтении ко всем показателям

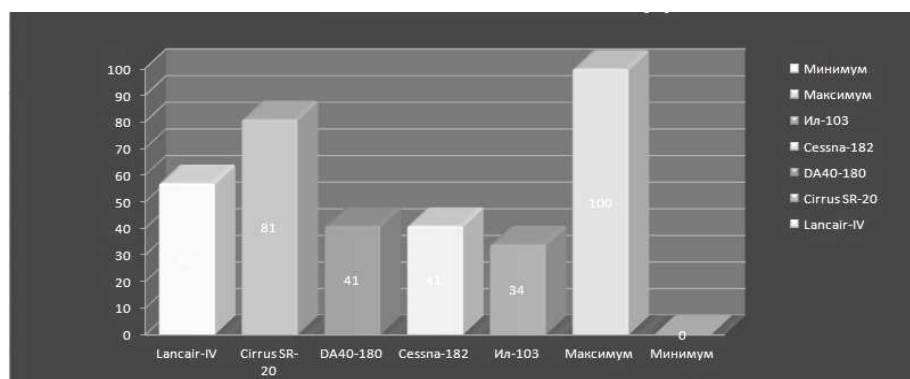


Рис. 2. Эффективность при предпочтении к габаритам кабины (ранг 3), экономическому показателю (ранг 2) и безразличии к остальным показателям (0)

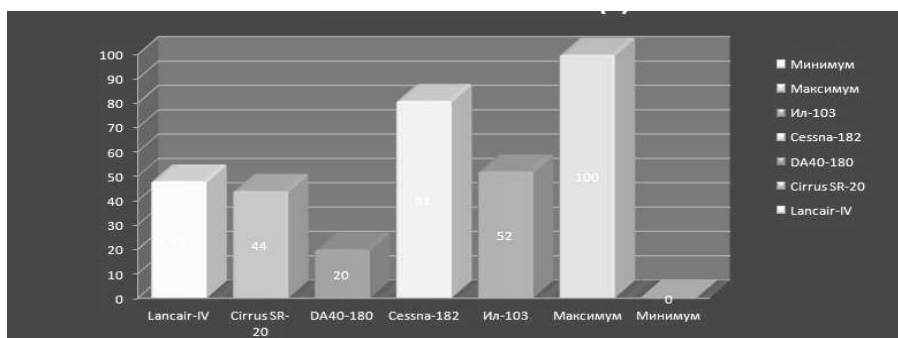


Рис. 3. Эффективность при предпочтении ВПХ (ранг 3), экономическим показателем (ранг 2) и безразличии к остальным свойствам (0)

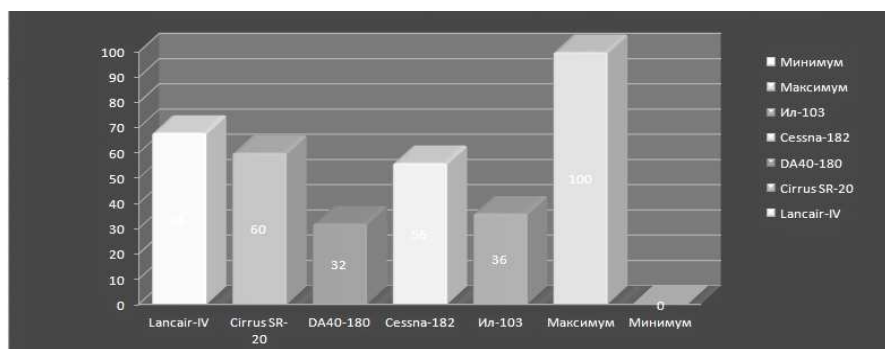


Рис. 4. Эффективность при предпочтении ЛТХ показателями (скорости и дальности 2) и одинаковом ранге остальных показателей (1)

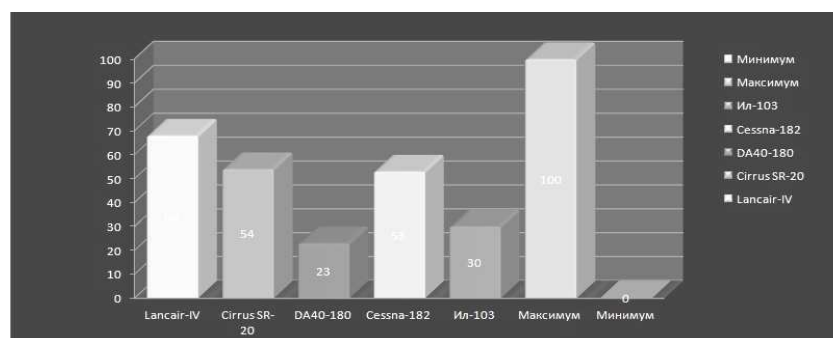


Рис. 5. Эффективность при предпочтении ЛТХ (ранг 3), ВПХ (ранг 2) и безразличии к остальным свойствам (0)

Заключение

Таким образом, предложенный подход позволяет проводить оценку эффективности альтернативных вариантов технических систем без традиционной конкретизации весовых коэффициентов в случае их линейной свертки, а лишь на основании предпочтений лица, принимающего решение, или ранжирования критериев по группам.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пиявский С.А., Брусов В.С., Хвилон Е.А. Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1975.
2. Брусов В.С., Пиявский С.А. Вычислительный алгоритм покрытия областей плоскости // Известия АН СССР ЖВМ и МФ. - 1970. - Т.11. - № 2.
3. Брусов В.С. Одноволник Ю.В. Метод оценки решений при эксплуатации технических систем в условиях неоднозначности оценки эффективности // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2012. - № 175. - С.78 - 83.

AN EXAMPLE OF THE ASSESSMENT OF DECISIONS UNDER THE CONDITIONS OF SEVERAL CRITERIA OF EFFICIENCY

Brusov V.S., Odnovolik Y.V.

The examples of choice airplanes from the indexes of efficiency and different preferences LPR, which illustrate efficiency of offered in method, alternative in the conditions of multiplicity are considered in the real work. Influence of different tasks and terms of application on estimation of decision within the framework of the real example was not examined.

Key words: uncertainty, the efficiency assessment, criteria, weight coefficients, functional, convolution.

Сведения об авторах

Брусов Владимир Сергеевич, 1939 г.р., окончил ХАИ (1963), доктор технических наук, профессор кафедры динамики и управления летательных аппаратов МАИ, автор более 100 научных работ, область научных интересов – системный анализ и оптимизация авиационной и ракетно-космической техники, теория и практика моделирования полета самолетов, проектирование, изготовление и испытания беспилотных летательных аппаратов.

Одноволник Юрий Валерьевич, 1977 г.р., окончил МГТУ ГА (2009), соискатель МГТУ ГА, преподаватель СОО, область научных интересов – повышение эффективности эксплуатации парка легких гражданских самолетов.

УДК 533.6.011

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СТАБИЛИЗИРУЮЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ПРИ ДОЗВУКОВОМ ВИХРЕВОМ ОБТЕКАНИИ

А.С. ЕПИХИН, В.Т. КАЛУГИН, П.А. ЧЕРНУХА

Проведен анализ влияния вихрей на аэродинамические стабилизирующие поверхности. Для численного моделирования обтекания использовался открытый пакет OpenFOAM. Выполнен расчет и проведена оценка возмущений, обусловленных наличием тормозного щитка, на киль летательного аппарата. Для снижения динамических нагрузок был предложен вариант тормозного щитка с перфорацией.

Ключевые слова: открытый пакет OpenFOAM, модель турбулентности LES, тормозной щиток, киль, поперечная сила, перфорация.

Введение

Моделирование вихревых течений и их взаимодействие с несущими поверхностями стало одной из актуальных задач в области авиации и ракетостроения. Особое место занимает проблема образования вихревых структур при обтекании летательного аппарата. При эксплуатации некоторых типов самолетов столкнулись с проблемой срыва обшивки с кия. Это объясняется тем, что вихри, образующиеся за тормозным щитком, установленным под большим углом атаки, проходят над хвостовым оперением и вызывают пульсации аэродинамических сил на киле самолета. Пульсации давления, действующие на упругую конструкцию летательного аппарата, возбуждают вибрацию обшивки, стенок топливных баков и других элементов летательного аппарата, колебания несущих поверхностей и органов управления. Проблема влияния вихревых воздействий на киль летательного аппарата также рассматривается в работах [1–3]. Явление срыва вихрей актуально и в вопросе обеспечения безопасности различных зданий и сооружений. При обтекании различных высотных зданий, систем дымовых труб вихри срываются с наветренной стороны, вызывая колебания и вибрации данных объектов, а также оказывают влияния на прилегающие строения.

Исследуемые конфигурации

Рассмотрена задача о моделировании вихревых течений для случая обтекания тормозного щитка, расположенного перед килем летательного аппарата на расстоянии $\bar{l} = l/l_{\text{щ}} = 1$, выдвигаемого в поток с углами наклона $\beta = 0^\circ; 60^\circ$, и воздействия вихрей на стабилизирующие поверхности летательного аппарата. В пакете SolidWorks смоделирован тормозной щиток и киль самолета в масштабе 1:1 (рис. 1а). Модель тормозного щитка представляла собой прямоугольный параллелепипед с характерной длиной сторон $l_1 = 1,1$ м и $l_2 = 1,07$ м (рис. 1б). Также предложен вариант тормозного щитка для снижения динамических нагрузок на киль самолета путем перфорации (рис. 1в). Щиток перфорировался отверстиями $d = 50$ мм. Степень перфорации $\sigma = s_{\text{отв}}/s_{\text{щ}} = 0,3$.

Методика расчета

Для решения поставленной задачи был использован открытый пакет OpenFOAM (Open Field Operation and Manipulation). Этот пакет поставляется с растущим набором написанных решателей, применимых к широкому кругу задач. Решатель - численная модель интегрирования

дифференциальных уравнений в частных производных, основанная на методе конечного объема. Для расчета был выбран решатель *pisoFOAM* с использованием модели турбулентности LES (моделирование больших вихрей). *PisoFoam* – решатель для нестационарного несжимаемого турбулентного потока, использующий алгоритм PISO для связи уравнения скорости и давления.

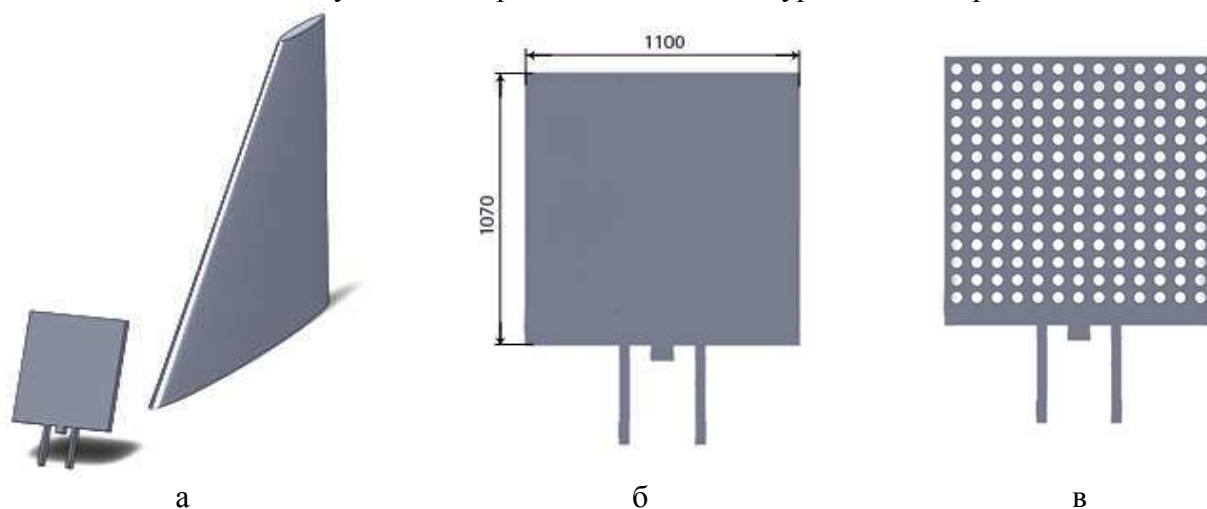


Рис. 1. Модель исследуемых стабилизирующих поверхностей:
а – часть ЛА в изометрической проекции; б – исходный тормозной щиток;
в – перфорированный тормозной щиток

Основная идея LES заключается в формальном математическом разделении крупных и мелких вихревых структур посредством той или иной операции, например, операции фильтрации. В качестве среднего значения функции в точке берется среднее значение этой функции по объему ячейки расчетной сетки. Чем больше объем осреднения (шаг сетки или ширина фильтра), тем больше теряется информации о процессах подсеточного переноса. Данный подход ограничивается исследованием течений только в масштабах, превышающих некоторую заданную величину (ширину фильтра). В методе LES осуществляется решение фильтрованных по пространству уравнений Навье-Стокса и разрешается движение только крупных вихрей [4].

Выбор модели турбулентности

Для обоснования выбора модели турбулентности был проведен ряд тестовых расчетов. Исследуемые тела представляли собой: а) цилиндрическое тело диаметром $d = 20$ мм; б) правильная треугольная призма с характерной длиной стороны $l = 25$ мм. Ширина каждого тела составляла $h = 100$ мм. Скорость набегающего потока $V = 20$ м/с. Угол атаки набегающего потока равен $\alpha = 0$. Были получены вихревые структуры обтекания цилиндрического тела и правильной треугольной призмы, а также значения аэродинамических коэффициентов исследуемых тел, которые хорошо согласуются с данными экспериментов [5; 6].

Результаты расчета

В работе проведены расчеты для кия самолета без тормозного щитка, с исходным тормозным щитком и с перфорированным тормозным щитком. В ходе расчета проводился анализ влияния тормозного щитка на динамические нагрузки на киль самолета, а также сравнивались аэродинамические характеристики разных тормозных щитков. Ниже представлены обезразмеренные скоростным напором q и площадью поперечного сечения S пульсации поперечной силы $c_z = F_z/qS$ при обтекании кия самолета без тормозного щитка (рис. 2). Полученные данные показывают, что присутствуют небольшие пульсации поперечной силы, вызванные срывом вих-

рей с боковых поверхностей кия, а также особенностью используемой модели турбулентности LES. Средняя величина пульсаций составляет $c_z = \pm 0,05$.

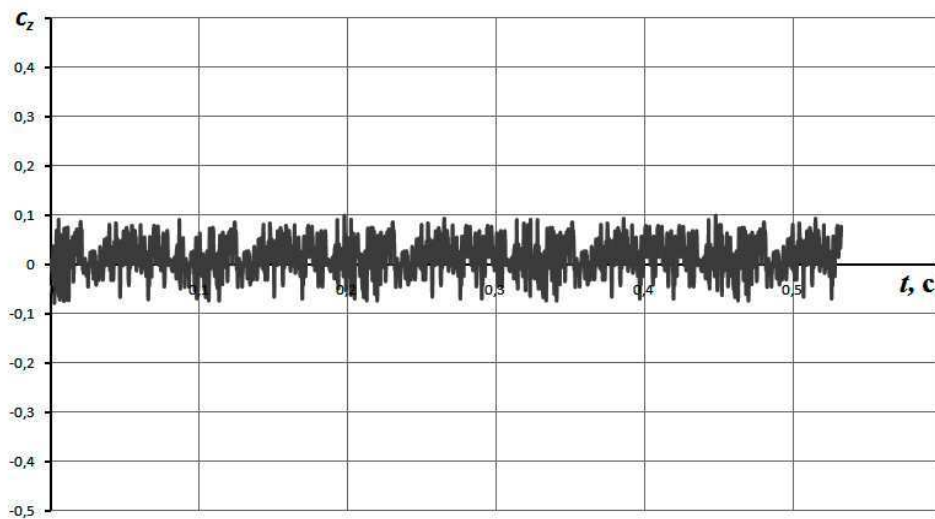


Рис. 2. Пульсации поперечной силы при обтекании кия без тормозного щитка

При наличии исходного тормозного щитка величина пульсаций поперечной силы значительно возрастает. Было установлено, что динамические нагрузки на киль, вызванные тормозным щитком, в 6 раз больше, чем пульсации силы при отсутствии тормозного щитка (рис 3). Пульсации поперечной силы обусловлены различным значением давления на правой и левой стороне кия в каждый момент времени. Средняя величина пульсаций в этом случае составляет $c_z = \pm 0,3$.

Для исходного тормозного щитка расчетные величины коэффициента лобового сопротивления и подъемной силы составляют $c_x = 1,06$; $c_y = -0,6$.

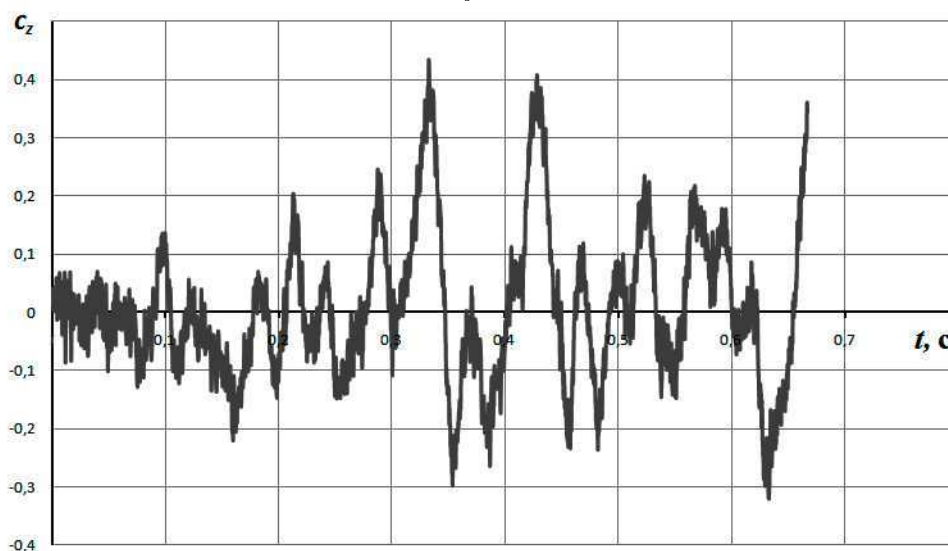


Рис 3. Пульсации поперечной силы при обтекании кия с исходным тормозным щитком

При наличии перфорированного тормозного щитка величина пульсаций поперечной силы незначительно увеличивается по сравнению с обтеканием без тормозного щитка. Пульсации поперечной силы на киле, вызванные перфорированным тормозным щитком, в 3 раз больше, чем пульсации силы при отсутствии тормозного щитка (рис. 4). Средняя величина пульсаций в таком случае составляет $c_z = \pm 0,15$. Динамические нагрузки на киль для перфорированного тор-

мозного щитка снизились на 45 % по сравнению с исходным тормозным щитком. Это связано с тем, что за счет перфорации происходит дробление поля течения и уменьшаются размеры вихрей.

Для перфорированного тормозного щитка расчетные величины коэффициента лобового сопротивления и подъемной силы составляют $c_x = 0,95$; $c_y = -0,34$.

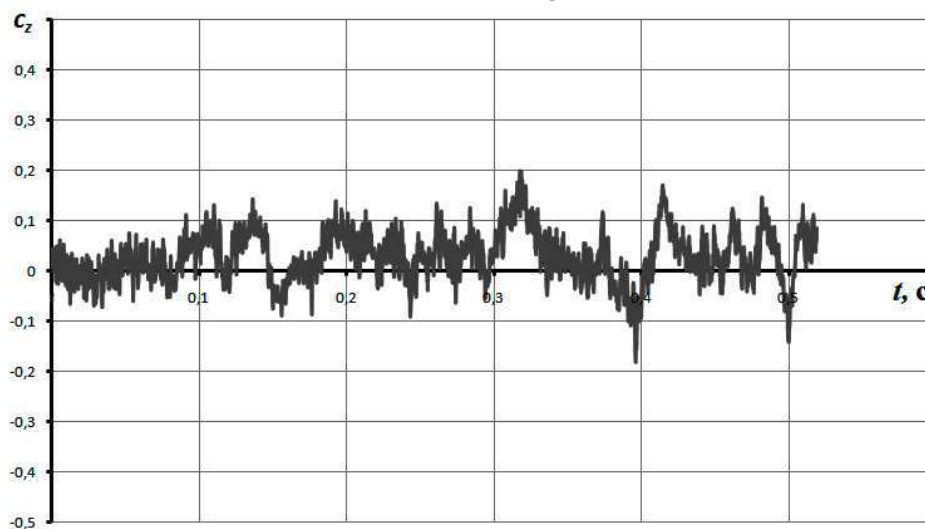


Рис 4. Пульсации поперечной силы при обтекании кия с перфорированным тормозным щитком

Заключение

Результаты расчета сравнивались с экспериментом, проведенным в ЦАГИ, по результатам которого динамическая нагрузка, вызванная тормозным щитком на киль самолета, в 7 раз больше. В расчетном случае динамическая нагрузка на киль самолета, вызванная тормозным щитком, была в 6-8 раз больше. Видно, что данные эксперимента и расчетов совпадают на приемлемом уровне для инженерной практики.

За счет перфорации тормозного щитка удалось снизить значение динамических нагрузок на киль самолета на 40 – 50%. Коэффициент лобового сопротивления щитка снизился на 11%, а коэффициент подъемной силы щитка на 46%. Если щиток используется как управляющее устройство при посадке самолета, то чем меньше коэффициент подъемной силы щитка, тем меньший отрицательный эффект он вызывает. Таким образом, за счет перфорации тормозного щитка удалось достичь снижения динамических нагрузок на киль самолета, а также уменьшить коэффициент подъемной силы тормозного щитка.

ЛИТЕРАТУРА

- 1. Moses Robert W.** Vertical Tail Buffeting Alleviation Using Piezoelectric Actuators - Some Results of the Actively Controlled Response of Buffet-Affected Tails. National Aeronautics and Space Administration Langley Research Center Hampton, Virginia 23681-0001, April, 1997.
- 2. Moses Robert W., Shah Gautam H.** Correlation of Fin Buffet Pressures on an F/A-18 With Scaled Wind-Tunnel Measurements, CEAS/AIAA/ICASE/NASA Langley International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 1999, Williamsburg, Virginia, June, 22-25.
- 3. Moses R. W. and Pendleton E.** A Comparison of Pressure Measurements Between a Full-Scale and a 1/6-Scale F/A-18 Twin Tail During Buffet, AGARD Report 815, p. 6-1 to p. 6-12, Florence, Italy, September 4,5, 1996.
- 4. Волков К.Н., Емельянов В.Н.** Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений. - М.: Физматлит, 2008.
- 5. Hoerner S.F.** Fluid-dynamic drag. – Published by author, 1965.
- 6. Головкин М.А., Головкин В.А.** Вопросы вихревой гидромеханики. - М.: Физматлит, 2009.

THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF STABILIZING SURFACES AT SUBSONIC VORTEX FLOW

Yepikhin A.S., Kalugin V.T., Chernukha P.A.

The effect of the vortices on the aerodynamic stabilizing surfaces. For the numerical simulation of flow used open package OpenFOAM. The calculation and the estimation of disturbances caused by the presence of brake flap to the vertical stabilizer of the aircraft. To reduce the dynamic loads were offered the option of brake flap with perforation.

Key words: open package OpenFOAM; turbulence model LES; speed brake, vertical stabilizer, lateral force, perforation.

Сведения об авторах

Епихин Андрей Сергеевич, 1989 г.р, окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана (2012), аспирант кафедры динамики полета и управления движением летательных аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана, область научных интересов – управление процессами обтекания и проектирование органов управления.

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 250 научных работ, область научных интересов – аэродинамика струйных и отрывных течений, проектирование органов управления полетом.

Чернуха Полина Алексеевна, окончила МГТУ им. Н.Э. Баумана (2001), кандидат технических наук, доцент кафедры динамики полета и управления движением летательных аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор более 30 научных работ, область научных интересов – аэродинамика струйных и отрывных течений, проектирование органов управления полетом.

УДК 629.735.07

УЧЕТ КАСАНИЯ ТРОСОМ ОКАНТОВКИ ЛЮКА ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ ВЕРТОЛЕТА ПРИ МАТЕМАТИЧЕСКОМ МОДЕЛИРОВАНИИ ДИНАМИКИ ГРУЗА НА ЕГО ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ

М.А. ГОЛОВКИН, В.В. ЕФИМОВ

Представлено дополнение к математической модели динамики груза на внешней подвеске вертолета, учитывающее касание окантовки люка грузовой кабины центральным тросом внешней подвески.

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

При воздушных перевозках грузов и проведении авиационных работ вертолетами с применением внешней подвески (ВП) чаще всего используется так называемая одноточечная ВП [1]. Точку подвески на вертолете стараются размещать как можно ближе к центру масс вертолета, чтобы действующие на вертолет паразитные моменты, возникающие из-за силы натяжения троса, были как можно меньше. Но тогда приходится размещать точку подвески внутри грузовой кабины вертолета, центральный трос ВП при этом пропускается через специальный люк в полу грузовой кабины. В полете груз под действием набегающего потока воздуха отклоняется, вертолет изменяет углы тангажа ϑ , крена γ и рыскания ψ , возникают колебания вертолета и груза. В результате это может привести к касанию тросом окантовки люка грузовой кабины.

Обычно касание тросом окантовки люка не допускается, т.к. при дальнейшем увеличении угла отклонения троса от оси O_1Y_b это вызовет повышенный момент тангажа от силы натяжения троса (рис. 1), а также может привести к повреждению троса и элементов конструкции вертолета. Поэтому отсутствие касания тросом окантовки люка является одним из условий безопасности полетов.

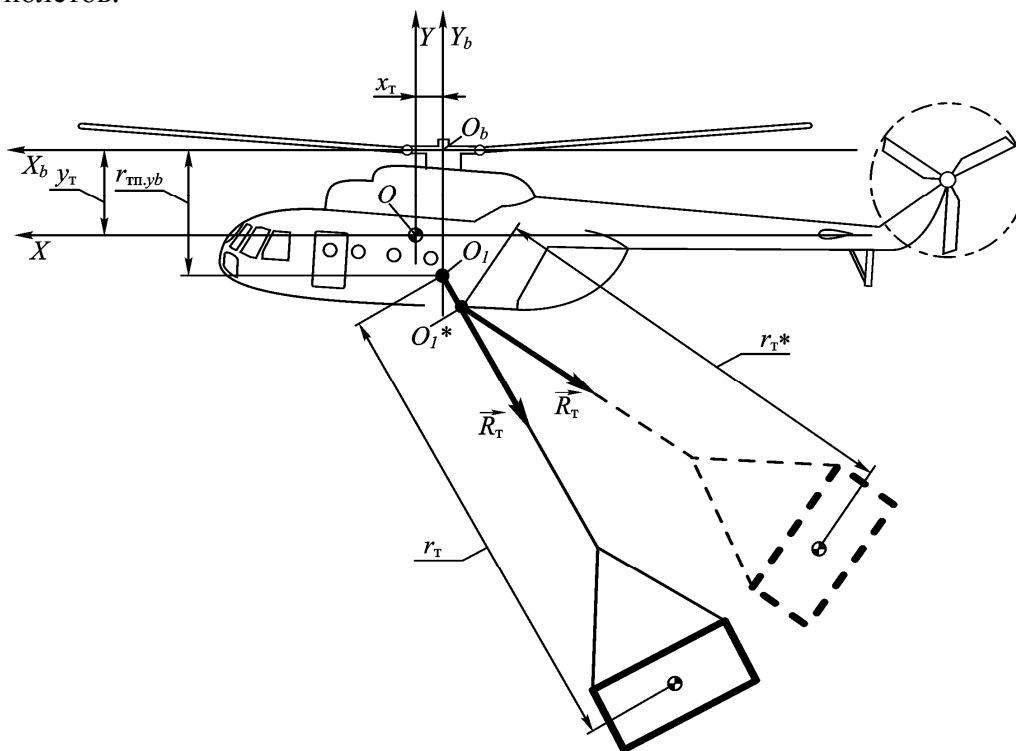


Рис. 1. К рассмотрению касания тросом окантовки люка грузовой кабины

В связи с этим представляет интерес предполетный теоретический анализ возможности возникновения такой ситуации в полете. Для этого необходимо иметь математическую модель динамики системы "вертолет – груз на ВП", позволяющую учитывать касание тросом ВП окантовки люка. Математическая модель динамики системы "вертолет – груз на ВП" без учета такого касания была разработана и опубликована ранее [1; 2]. В настоящей работе предлагается доработка данной модели в части учета касания тросом ВП окантовки люка.

При касании точка подвеса центрального троса на вертолете O_1 как бы перемещается в точку касания O_1^* , что приводит к изменению плеча действия силы натяжения троса $\vec{R}_T$ относительно центра масс вертолета, а также к уменьшению расстояния $|r_T|$ до величины $|r_T^*|$ (рис. 1). Все это сказывается как на динамике груза, так и на динамике вертолета.

Примем следующие допущения:

- сила трения троса об окантовку люка пренебрежимо мала;
- люк имеет прямоугольную форму с незакругленными углами;
- точка подвеса троса на вертолете располагается на линии, совпадающей с осью вращения несущего винта (НВ), т. е. на оси $O_b Y_b$ базовой системы координат;
- плоскость люка перпендикулярна оси $O_b Y_b$ базовой системы координат.

Найдем положение центра масс груза в плоскости, параллельной плоскости люка. Для этого найдем проекции радиус-вектора $\vec{r}_T$, который имеет начало в точке подвеса O_1 и конец в центре масс груза (точка O_2 рис. 2) на оси базовой системы координат

$$\left. \begin{aligned} r_{T.xb} &= r_{T.xg1} \cos \psi \cdot \cos \vartheta + r_{T.yg1} \sin \vartheta - r_{T.zg1} \sin \psi \cdot \cos \vartheta ; \\ r_{T.yb} &= r_{T.xg1} (\sin \psi \cdot \sin \gamma - \cos \psi \cdot \sin \vartheta \cdot \cos \gamma) + \\ &+ r_{T.yg1} \cos \vartheta \cdot \cos \gamma + r_{T.zg1} (\cos \psi \cdot \sin \gamma + \sin \psi \cdot \sin \vartheta \cdot \cos \gamma) ; \\ r_{T.zb} &= r_{T.xg1} (\sin \psi \cdot \cos \gamma + \cos \psi \cdot \sin \vartheta \cdot \sin \gamma) - \\ &- r_{T.yg1} \cos \vartheta \cdot \sin \gamma + r_{T.zg1} (\cos \psi \cdot \cos \gamma - \sin \psi \cdot \sin \vartheta \cdot \sin \gamma) , \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где $r_{T.xg1}$ – координаты центра масс груза в нормальной системе координат с началом в точке подвеса O_1 .

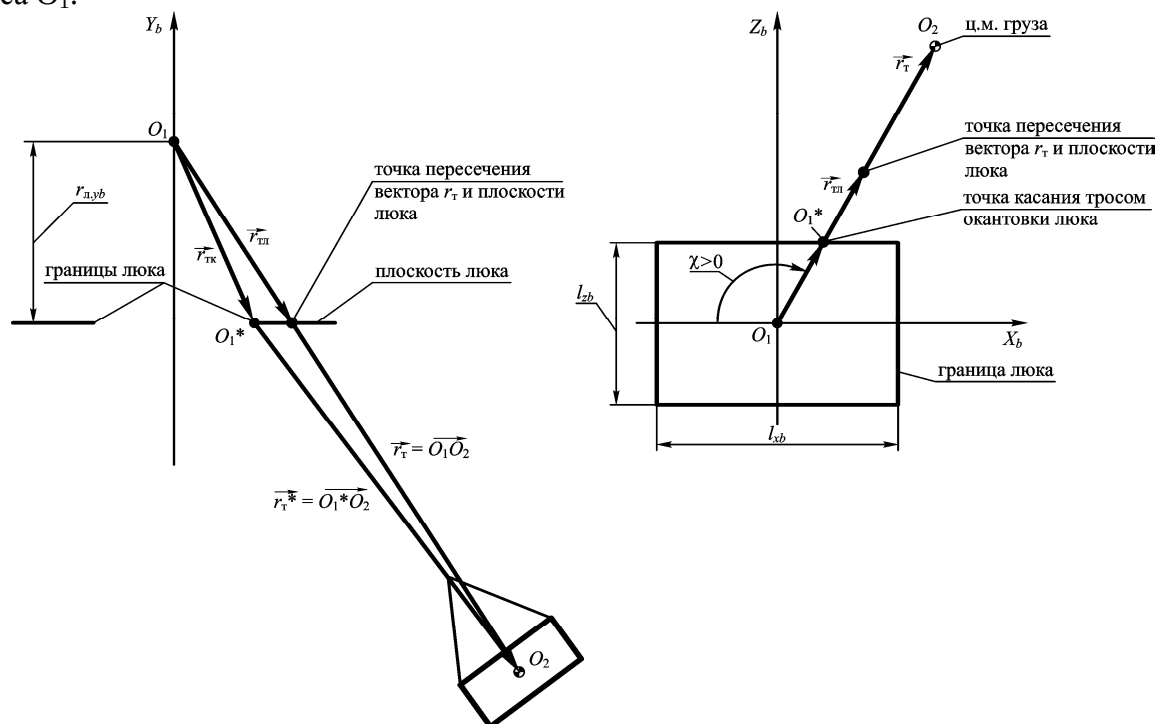


Рис. 2. К определению координат точки касания тросом окантовки люка грузовой кабины

Найдем координаты точки пересечения радиус-вектора $\vec{r}_T$ с плоскостью люка, т.е. определим вектор $\vec{r}_{ТЛ}$

$$\left. \begin{aligned} r_{ТЛ.xb} &= r_{Т.xb} \frac{r_{Л.yb}}{r_{Т.yb}}; \\ r_{ТЛ.zb} &= r_{Т.zb} \frac{r_{Л.yb}}{r_{Т.yb}}, \end{aligned} \right\}, \quad (2)$$

где $r_{Л.yb}$ – расстояние от точки подвеса троса O_1 до плоскости люка вдоль оси $O_b Y_b$ (рис. 2).

Если $|r_{ТЛ.xb}| \geq \frac{l_{xb}}{2}$ или $|r_{ТЛ.zb}| \geq \frac{l_{zb}}{2}$, то это значит, что трос вышел за границы люка, но этого быть не может. На деле это означает, что трос коснулся окантовки люка. Поскольку силой трения троса об окантовку люка решено пренебречь, точка касания тросом окантовки люка будет всегда лежать в плоскости, содержащей ось $O_b Y_b$ и вектор $\vec{r}_T$.

При этом условии легко найти точку касания O_1^* , т.е. определить вектор $\vec{r}_{ТК}$ (рис. 2). Для случая, показанного на данном рисунке

$$\left. \begin{aligned} r_{ТК.xb} &= \frac{l_{zb}}{2} \tan\left(\chi - \frac{\pi}{2}\right); \\ r_{ТК.yb} &= r_{Л.yb}; \\ r_{ТК.zb} &= \frac{l_{zb}}{2}, \end{aligned} \right\}, \quad (3)$$

где $\chi = \arctan\left(\frac{r_{Т.xb}}{r_{Т.zb}}\right) + \frac{\pi}{2}$ – азимут троса относительно оси $O_b X_b$.

В связанной системе координат вертолета $OXYZ$ (рис. 1) точка касания будет иметь следующие координаты

$$\left. \begin{aligned} r_{ТК.x} &= r_{ТЛ.xb} - x_T + r_{ТК.xb}; \\ r_{ТК.y} &= r_{ТЛ.yb} - y_T + r_{ТК.yb}; \\ r_{ТК.z} &= r_{ТЛ.zb} - z_T + r_{ТК.zb}, \end{aligned} \right\}, \quad (4)$$

где $r_{ТЛ.xb}$, $r_{ТЛ.yb}$, $r_{ТЛ.zb}$ – координаты точки подвеса O_1 в базовой системе координат $O_b X_b Y_b Z_b$ вертолета (рис. 1); x_T , y_T , z_T – координаты центра масс вертолета в базовой системе координат.

Найдем положение точки касания O_1^* в нормальной системе координат точки подвеса $O_1 X_{g1} Y_{g1} Z_{g1}$

$$\left. \begin{aligned} r_{ТК.xg1} &= r_{ТК.xb} \cos\psi \cdot \cos\vartheta + r_{ТК.yb} (\sin\psi \cdot \sin\gamma - \cos\psi \cdot \sin\vartheta \cdot \cos\gamma) + \\ &+ r_{ТК.zb} (\sin\psi \cdot \cos\gamma + \cos\psi \cdot \sin\vartheta \cdot \sin\gamma); \\ r_{ТК.yg1} &= r_{ТК.xb} \sin\vartheta + r_{ТК.yb} \cos\vartheta \cdot \cos\gamma - r_{ТК.zb} \cos\vartheta \cdot \sin\gamma; \\ r_{ТК.zg1} &= -r_{ТК.xb} \sin\psi \cdot \cos\vartheta + r_{ТК.yb} (\cos\psi \cdot \sin\gamma + \sin\psi \cdot \sin\vartheta \cdot \cos\gamma) + \\ &+ r_{ТК.zb} (\cos\psi \cdot \cos\gamma - \sin\psi \cdot \sin\vartheta \cdot \sin\gamma). \end{aligned} \right\}. \quad (5)$$

Теперь положение центра масс груза в нормальной системе координат точки подвеса $O_1 X_{g1} Y_{g1} Z_{g1}$ будем определять по следующим формулам

$$\left. \begin{aligned} r_{Т.xg1} &= r_T^* (\sin\psi_1 \cdot \sin\gamma_1 - \cos\psi_1 \cdot \sin\vartheta_1 \cdot \cos\gamma_1) + r_{ТК.xg1}; \\ r_{Т.yg1} &= r_T^* \cos\vartheta_1 \cdot \cos\gamma_1 + r_{ТК.yg1}; \\ r_{Т.zg1} &= r_T^* (\cos\psi_1 \cdot \sin\gamma_1 + \sin\psi_1 \cdot \sin\vartheta_1 \cdot \cos\gamma_1) + r_{ТК.zg1}. \end{aligned} \right\}. \quad (6)$$

Длину вектора $\vec{r}_T^*$ найдем из выражения

$$|r_T^*| = |r_{T,пр}| - \sqrt{r_{TK,xб}^2 + r_{TK,yб}^2 + r_{TK,zб}^2}, \quad (7)$$

где $|r_{T,пр}|$ – расстояние от точки подвеса O_1 до центра масс груза O_2 при прямом тросе, т. е. не искривленном вследствие касания окантовки люка.

Моменты крена, рыскания и тангажа, действующие на вертолет от ВП, можно определить по формулам

$$\left. \begin{aligned} M_{T,x} &= -R_{T,y} r_{TP,z} + R_{T,z} r_{TP,y}; \\ M_{T,y} &= R_{T,x} r_{TP,z} - R_{T,z} r_{TP,x}; \\ M_{T,z} &= -R_{T,x} r_{TP,y} + R_{T,y} r_{TP,x}, \end{aligned} \right\}, \quad (8)$$

где $R_{T,x}$, $R_{T,y}$, $R_{T,z}$ – проекции силы натяжения троса на оси связанной системы координат вертолета OXYZ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Козловский В.Б., Паршенцев С.А., Ефимов В.В. Вертолет с грузом на внешней подвеске / под ред. В.Б. Козловского. - М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2008.

2. Ефимов В.В. Математическое описание движения груза на внешней подвеске вертолета // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность. - 2007. - № 111. - С. 121 - 128.

MATHEMATICAL MODELING OF DYNAMICS OF CARGO ON THE HELICOPTER EXTERNAL SLING WITH A CONTACT OF HELICOPTER HATCH WITH THE SLING

Golovkin M.A., Efimov V.V.

The addition of the mathematical model of the dynamics of cargo on the helicopter external sling with taking into account the contact of the helicopter hatch with the sling is presented.

Key words: helicopter, mathematical model, cargo on the helicopter external sling, sling.

Сведения об авторах

Головкин Михаил Алексеевич, 1945 г.р., окончил МАИ (1969), доктор технических наук, старший научный сотрудник, начальник НИО-5 ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, автор 195 научных работ, область научных интересов – механика жидкости и газов, аэродинамика летательных аппаратов.

Ефимов Вадим Викторович, 1965 г.р., окончил МАИ (1988), кандидат технических наук, доцент кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, автор более 50 научных работ, область научных интересов – математическое моделирование динамики летательных аппаратов, эффективность летательных аппаратов.

УДК 629.735.45

НАСТРОЙКА ПАКЕТА ПРИКЛАДНЫХ ПРОГРАММ OpenFOAM ДЛЯ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ ГРУЗОВ НА ВНЕШНЕЙ ТРОСОВОЙ ПОДВЕСКЕ ВЕРТОЛЕТА

В.В. ЕФИМОВ, А.Ю. НАЗАРОВ, Р.Ш. НЕЗАМЕТДИНОВ

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

Представлено обоснование выбора основных параметров и методов построения расчетных сеток средствами OpenFOAM, выбора моделей турбулентности и методов моделирования турбулентных течений, начальных условий на границах расчетной области и алгоритмов решения для моделирования обтекания неудобообтекаемых тел.

Ключевые слова: OpenFOAM, модель турбулентности, граничные условия, вертолет, груз на внешней подвеске.

Введение

При численном моделировании динамики грузов на внешней тросовой подвеске вертолета [1; 2] в качестве исходных данных требуется иметь "сферические" аэродинамические характеристики грузов, т.е. значения аэродинамических коэффициентов во всем диапазоне углов атаки и скольжения с определенным шагом по данным углам.

Получение "сферических" аэродинамических характеристик тел различной формы является весьма трудоемкой задачей. При лабораторных исследованиях в аэродинамической трубе необходимо провести большое число экспериментов на модели тела, а полученные результаты нуждаются в пересчете с модели на оригинал. Кроме того, изготовление самой модели является сложным, требующим особой точности процессом, а даже незначительное изменение геометрии модели сопряжено с большими трудозатратами.

В настоящее время все большее внимания уделяется программному обеспечению для численного моделирования динамики сплошных сред (CFD – Computational Fluid Dynamics). Данное программное обеспечение может оказать существенную помощь при решении задачи определения "сферических" аэродинамических характеристик тел различной формы. Однако полученные с помощью CFD-пакетов результаты сильно зависят от выбора параметров моделей течения и граничных условий. В связи с этим актуальным становится вопрос о настройке программного пакета для получения адекватных результатов при решении конкретных задач.

Описание пакета OpenFOAM

В качестве инструмента для решения поставленной задачи 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 элементов. В состав пакета OpenFOAM входит набор утилит, солверов (решателей) и средств отображения результатов. Одной из отличительных особенностей данного пакета является поддержка параллельных вычислений, реализуемая при помощи стандартных утилит и поддержки MPI (Message Passing Interface) – программного интерфейса для передачи информации, который позволяет обмениваться сообщениями между процессами, выполняющими одну задачу. Поль-

зователи данного пакета верифицировали его на множестве задач как плоских, так и трехмерных [3]. Однако при решении задачи исследования аэродинамики неудобообтекаемых тел требуется особый подход к настройке OpenFOAM.

Расчетные сетки

По умолчанию OpenFOAM определяет 3D сетку из случайных многогранников, ограниченных случайными полигональными гранями, т.е. элементы могут иметь бесконечное число поверхностей. Количество ребер не ограничено и нет ограничений на их положение. В общем случае при решении задач внешней аэродинамики расчетная сетка состоит из домена (расчетной области) и помещенной в домен поверхности исследуемого тела. В качестве такого тела в настоящей работе был выбран шар, т.к. обтекание данного тела хорошо исследовано, что позволяет максимально адекватно произвести настройку OpenFOAM. Геометрия тела может быть создана в любом доступном CAD-пакете, в нашем случае геометрия шара была создана в свободно распространяемой CAD-CAE системе SALOME 6.4.0. Шар имел радиус $r = 0,4$ м. Домен сетки создается стандартной утилитой пакета OpenFOAM blockMesh. Принципиально под blockMesh подразумевается процедура разбиения геометрии домена на набор из одного или более трехмерных гексаэдрических блоков. Ребра блоков могут являться прямыми линиями, дугами окружностей или сплайнами. Сетка упрощенно задается как множество ячеек в каждом измерении блока. Пример домена для исследуемого тела приведен на рис. 1.

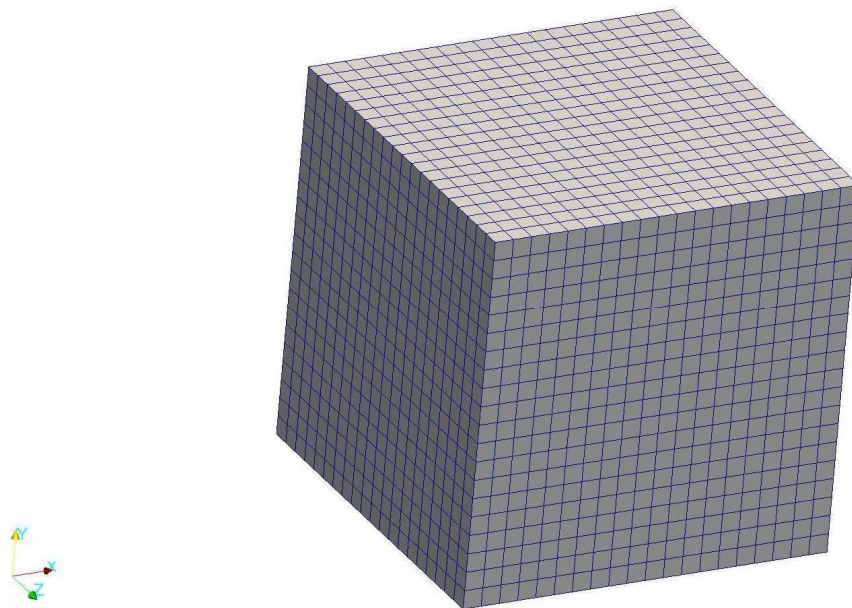


Рис. 1. Сетка домена, созданная утилитой blockMesh

После создания домена необходимо поместить в него поверхность исследуемого тела, произвести привязку сетки к поверхности тела, а также удаление элементов сетки внутри поверхности. Для этого используется стандартная утилита snappyHexMesh. Подпрограмма snappyHexMesh генерирует 3-мерные сетки из гексаэлементов (hex) и расщепленных гексаэлементов (split-hex) автоматически на основе триангулированной геометрии исследуемого тела в формате Стереолитографии (STL). Сетка приближается к геометрической поверхности посредством итерационного улучшения исходной сетки и подгонки полученных расщепленных гексаэлементов. Опционально на следующем шаге сетка уплотняется и дополняется элементами пристеночного слоя. Настройка уровня улучшения исходной сетки очень гибкая, и работа с поверхностями является трудоемким процессом при заданном качестве сетки, которое необходи-

мо достигнуть. Пример возможностей утилиты snappyHexMesh по настройке уровней локального улучшения расчетных сеток показан на рис. 2.

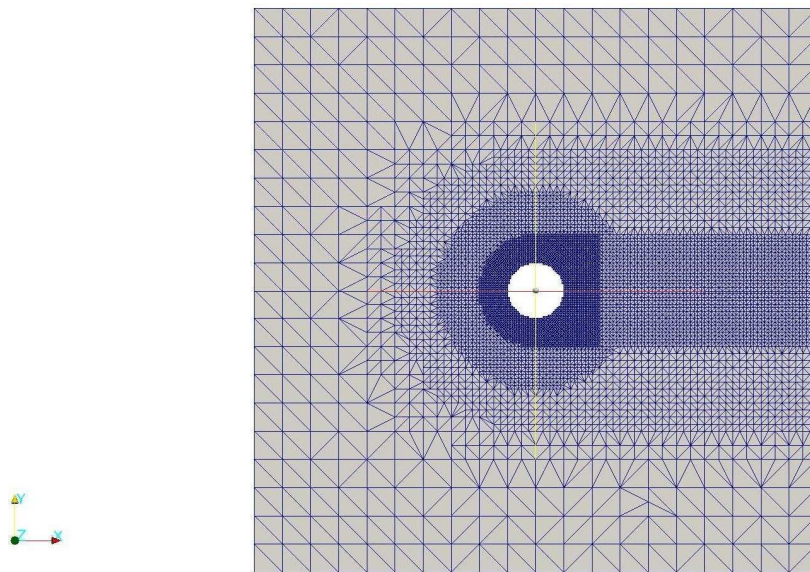


Рис. 2. Пример расчетной сетки с различными уровнями улучшения, созданной утилитой snappyHexMesh (Сечение плоскостью XOY)

В ходе ряда вычислительных экспериментов по определению полного сопротивления шара в зависимости от числа Рейнольдса были сделаны некоторые выводы относительно влияния размеров домена, уровней улучшения сетки и расположения исследуемого тела в домене. Так, например, в ходе серии вычислительных экспериментов при разном размере домена и при прочих равных параметрах было выяснено, что размер домена, позволяющий получать адекватные результаты, должен быть не менее чем в 5 раз больше характерного линейного размера исследуемого тела в каждом направлении от центра тела.

Также необходимо отметить влияние уровня улучшения сетки домена вблизи поверхности исследуемого тела на получаемые характеристики. При номинальном размере ячейки домена $100 \text{ мм} \times 100 \text{ мм} \times 100 \text{ мм}$ оптимальный уровень улучшения сетки вокруг тела с помощью утилиты snappyHexMesh равен 3. Более мелкое измельчение сетки приводит к значительному увеличению расчетного времени, при этом точность вычислений изменяется незначительно. Следует сказать, что данный подход справедлив для тел с гладкой поверхностью, т. к. увеличение размеров ячеек приводит к искажению результатов из-за неверного определения точки отрыва пограничного слоя. Для тел, имеющих ребра и грани, вероятнее всего отрыв будет происходить по ребрам, и в связи с этим уровень улучшения сетки можно уменьшить, что позволит производить расчет значительно быстрее.

Модель турбулентности и метод моделирования турбулентных течений

Одной из характерных особенностей грузов, транспортируемых на внешней подвеске вертолетов, является их неудобообтекаемость, приводящая к срывному обтеканию с образованием зон с интенсивной турбулентностью.

В настоящее время разработано множество моделей турбулентности, но универсальной модели не создано, поэтому конкретные модели применимы только для определенного круга задач. Так многими авторами на основе многочисленных исследований было выявлено, что применительно к задачам внешней аэродинамики наилучшим образом себя зарекомендовали две

модели турбулентности: модель Спаларта и Аллмараса (SA-модель) [4] и модель Менстера (k- ω Shear Stress Transport или SST модель) [5]. Однако в работе [6] приведен подробный анализ недостатков данных моделей.

Различают несколько подходов к моделированию турбулентных течений. Особенно распространённым является метод, базирующийся на осреднённых по Рейнольдсу уравнениях Навье-Стокса (Reynolds Averaged Navier-Stokes – RANS). Этот метод позволяет производить расчеты на достаточно крупных расчетных сетках, что значительно уменьшает время расчета, при этом в определенных ситуациях данный метод дает неверную картину обтекания. Существуют также метод моделирования крупных вихрей (Large Eddy Simulation – LES) и метод прямого численного моделирования (Direct Numerical Simulation – DNS). Данные методы требуют большого числа ячеек расчетной сетки и малых шагов по времени, что в свою очередь требует огромных вычислительных мощностей. Поэтому для решения серьезных задач аэродинамики при современном развитии компьютерной техники данные методы не подходят. Особое внимание уделяется гибриднему методу моделирования отсоединённых вихрей (Detached-Eddy Simulation – 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 [6]. Анализ недостатков оригинальной версии DES метода привел к разработке двух его модификаций – DDES (Delayed DES – задержанный DES) и IDDES (DDES with Improved wall-modeling capabilities) – метод DDES с улучшенным пристеночным LES моделированием. Подводя итог, можно сказать, что для решения задач аэродинамики неудобнообтекаемых тел при больших числах Рейнольдса применение IDDES-метода будет оптимальным. В пакете OpenFOAM данный метод реализован на базе модели Спаларта и Аллмараса (SA-модель) [4; 7].

Граничные условия

В результате проведенных исследований по определению аэродинамических характеристик шара в пакете OpenFOAM при использовании IDDES-метода моделирования турбулентных течений, базирующегося на SA-модели турбулентности, было оценено влияние начальных условий на границах расчетной области на получаемые результаты. В модели Спаларта и Аллмараса турбулентность потока задается двумя величинами: $\tilde{\nu}$ – модифицированная турбулентная вязкость и ν_{SGS} (sub grid scale) – подсеточная вихревая вязкость. Опираясь на рекомендации по выбору начальных условий на входной границе расчетной области, изложенные в [4, 6], для больших чисел Рейнольдса было принято, что $\tilde{\nu} = (1 \div 5)\nu$, где ν – кинематическая вязкость воздуха. Следует отметить значительное влияние данных параметров на получаемые результаты вне зависимости от размеров расчетной области. Для решений уравнений Навье-Стокса выбран алгоритм PISO. Решатель (солвер) pisoFoam входит в стандартный пакет поставки OpenFOAM и предназначен для решения задач с нестационарными течениями жидкости. Особенностью данного решателя является то, что он чувствителен к шагу по времени. Для обеспечения сходимости решения нужно, чтобы число Куранта для каждой ячейки расчетной области было меньше 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.

Зависимостью (1) описывается влияние на сходимость решения параметров сетки и начальных условий на границах расчетной области. Таким образом, при определенном размере ячейки, увеличивая скорость, нужно пропорционально уменьшать шаг по времени. Это приводит к

росту расчетного времени. Поэтому, для течений с большими числами Рейнольдса целесообразно при постоянной малой скорости варьировать вязкость среды.

Проверка адекватности расчетов

Экспериментальные данные по коэффициенту полного сопротивления шара в зависимости от числа Рейнольдса, посчитанного по диаметру шара (рис. 3), были взяты из [8]. На график нанесены расчетные точки, полученные в результате вычислительных экспериментов с использованием OpenFOAM. Очевидно, что при данных параметрах расчетной сетки и начальных условий на входной границе расчетной области результаты вычислений в пакете OpenFOAM хорошо согласуются с экспериментальными данными.

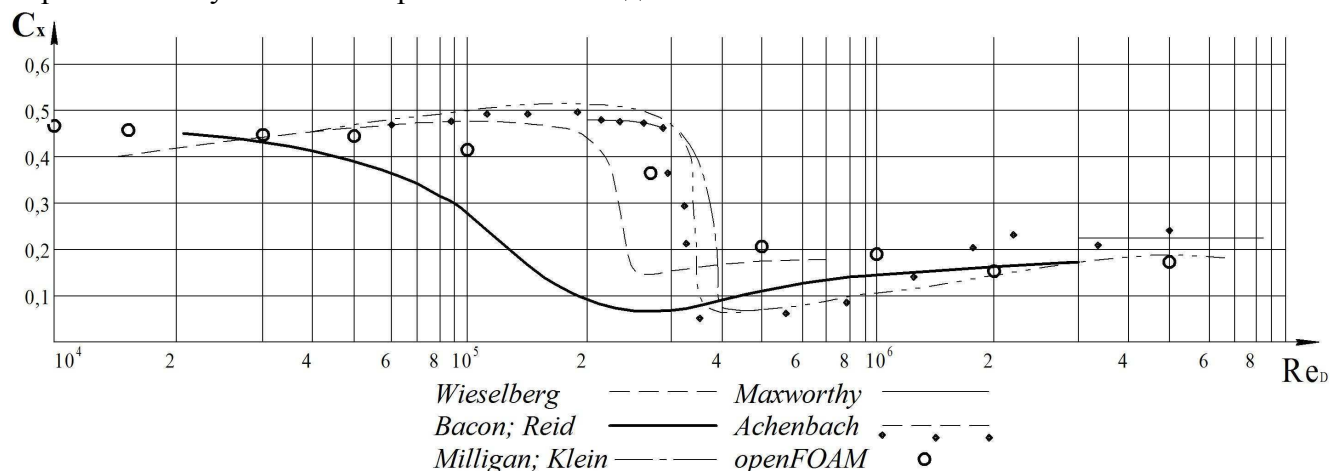


Рис. 3. Зависимость коэффициента лобового сопротивления шара от числа Рейнольдса, посчитанного по диаметру шара

На рис. 4 представлено сравнение картины обтекания шара при числе Рейнольдса $Re = 15000$, полученной в результате расчетов в пакете OpenFOAM, с результатом эксперимента, взятым из [5]. Очевидно качественное согласование результатов вычислений и эксперимента.

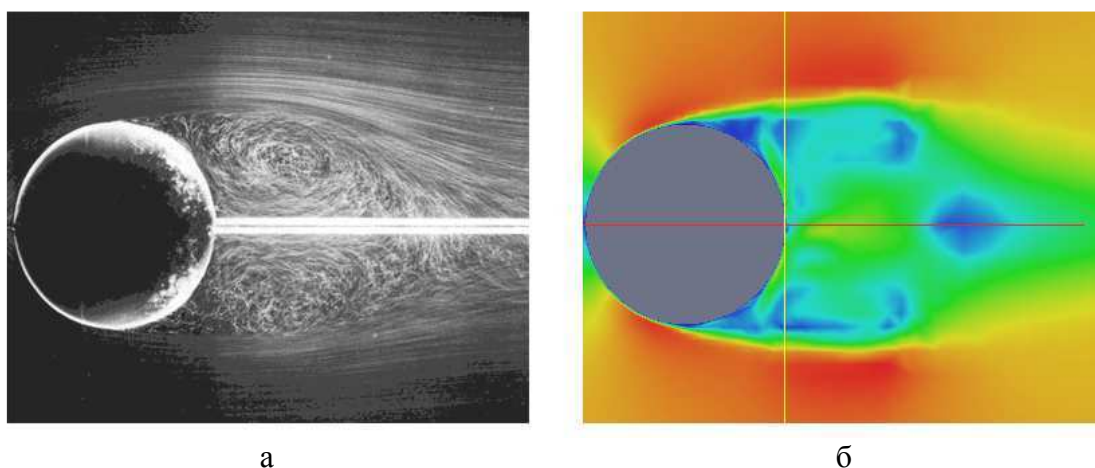


Рис. 4. Картина обтекания шара при числе Рейнольдса $Re = 15000$:
а - физический эксперимент; б - расчет в OpenFOAM

Подводя итог, можно говорить о принципиальной возможности применения пакета OpenFOAM для получения аэродинамических характеристик неудобообтекаемых тел. Одним из ключевых моментов получения адекватных результатов является создание эффективной расчетной сетки. Кроме того, необходимо внимательно настраивать начальные параметры на входе в расчетную область и следить за сходимостью решения.

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 / под ред. В.Б. Козловского. - 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" / ЦАГИ. - 2008. - С. 36.
4. **Spalart P.R. and Allmaras S.R.** 1992. "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows". AIAA Paper. 92-0439.
5. Альбом течений жидкости и газа: А56 / пер. с англ. / Сост. М. Ван-Дайк. - М.: Мир, 1986. - С. 36.
6. **Гарбарук А.В.** Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений: учеб. пособие / А.В. Гарбарук, М.Х. Стрелец, М.Л. Шур - СПб.: изд-во Политехн. ун-та, 2012.
7. OpenFOAM (version 2.0.0). The Open Source CFD Toolbox. User Guide. London: OpenCFD Ltd. 2011 (<http://www.openfoam.com/docs/>).
8. **Петров К.П.** Аэродинамика тел простейших форм. - М.: Факториал, 1998. - С. 55 - 100.

**TUNING OF OpenFOAM PROGRAM FOR NUMERICAL MODELING
OF THE CARGO AIRFLOW ON THE HELICOPTER EXTERNAL SLING****Efimov V.V., Nazarov A.Y., Nezametdinov R.S.**

Choice of key parameters and methods of creation grids means of OpenFoam, a choice models of turbulence and methods of modeling turbulent flows, entry conditions on borders of inlet paths and algorithms of the decision for modeling a flow of badly streamline bodies.

Key words: OpenFOAM, turbulence model, boundary conditions, helicopter, external sling.

Сведения об авторах

Ефимов Вадим Викторович, 1965 г.р., окончил МАИ (1988), кандидат технических наук, доцент кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, автор более 50 научных работ, область научных интересов – математическое моделирование динамики летательных аппаратов, эффективность летательных аппаратов.

Назаров Анатолий Юрьевич, 1988 г.р., окончил МГТУ ГА (2011), ведущий инженер кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, область научных интересов – вычислительная гидродинамика, математическое моделирование динамики летательных аппаратов.

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

УДК 629.735.45.015

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ФЮЗЕЛЯЖА АВТОЖИРА ПУТЕМ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

В.А. ИВЧИН

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

В настоящей работе рассматривается расчет аэродинамических характеристик фюзеляжа на примере автожира путем вычислительного эксперимента. На основе программного коммерческого пакета CFX была освоена методика и рассчитаны продольные и боковые характеристики фюзеляжа автожира во всем диапазоне эксплуатационных режимов полета.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, фюзеляж автожира, расчет, пакет CFX.

Введение

Как правило, наиболее достоверно аэродинамические характеристики фюзеляжа летательного аппарата определялись путем испытания моделей в аэродинамических трубах. Такие испытания требуют существенных затрат и отличаются высокой трудоемкостью. При этом, как правило, в процессе испытаний производятся различные изменения в конфигурации модели с целью оптимизации характеристик фюзеляжа по вредному сопротивлению и моментным характеристикам. При таком подходе всегда возникает проблема пересчета характеристик модели на характеристики натуре, поскольку масштабный фактор, особенно для фюзеляжей вертолетов и автожиров, имеет существенное значение. Появление современных методов расчета аэродинамических характеристик на основе уравнений Навье-Стокса позволяет решить задачу выбора оптимальной конфигурации фюзеляжа и решить проблему пересчета результатов трубного эксперимента на натурный фюзеляж без существенных материальных затрат.

В настоящей работе рассмотрен вопрос расчета аэродинамических характеристик фюзеляжа на примере автожира путем вычислительного эксперимента. Фюзеляж автожира был выбран вследствие сложной конфигурации и наличия хорошей математической модели. Особый интерес в конфигурации автожира представляет балка с двухкилевым хвостовым оперением, моделирование которой представляет особую сложность.

На основе программного коммерческого пакета CFX была освоена методика и проведен вычислительный эксперимент для определения продольных и боковых характеристик фюзеляжа автожира во всем диапазоне эксплуатационных режимов полета. Отработка расчетной методики осуществлялась на основе экспериментальных продувок модели фюзеляжа вертолета Ми-34.

Построение расчетной сетки

Основной гарантией получения качественных расчетных результатов при выполнении расчетов на основе уравнений Навье-Стокса является создание качественной расчетной сетки. На ее создание затрачивается две трети трудоемкости по решению задачи. Вообще говоря, вследствие симметрии фюзеляжа задача могла быть решена для половины фюзеляжа с сокращением количества расчетных ячеек (при сохранении точности решения) и времени расчета. Такой подход возможен только для расчета продольных характеристик фюзеляжа, однако целью работы является получение трехмерных аэродинамических характеристик фюзеляжа, поэтому задача решалась в трехмерной постановке.

На рис. 1 показана конфигурация расчетной области, разработанной для расчетов фюзеляжа автожира. Границы расчетной области отодвинуты на 30 характерных размеров (длины фюзеляжа) от тела. Это необходимо, чтобы неточность постановки внешних граничных условий не влияла на течение в окрестности лопасти.

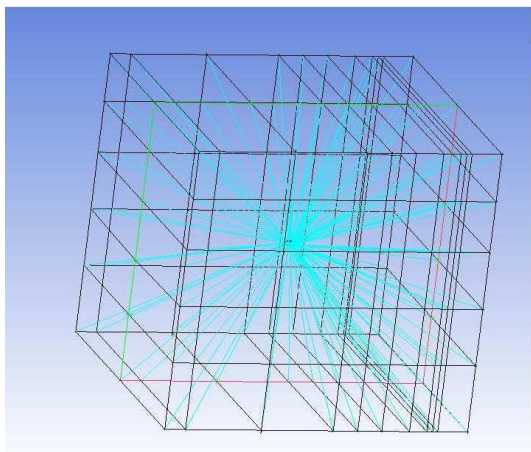


Рис. 1

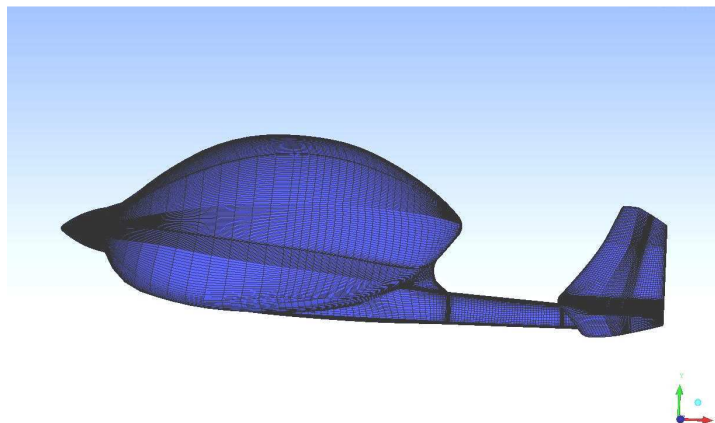


Рис. 2

Выбор типа сетки определяется имеющимися вычислительными ресурсами и сложностью геометрии. Неструктурированные сетки требуют больше расчетных ячеек по сравнению со структурированными многоблочными сетками, при той же степени детализации и точности счета. Данные сетки строятся в автоматическом режиме, не требуют значительных временных затрат и высокой квалификации инженера-сеточника, однако при этом требуется построение качественной сетки в пограничном слое. Многоблочные структурированные сетки, напротив, позволяют получать хорошие результаты при меньшем количестве расчетных ячеек, но при этом их создание требует высококвалифицированного инженера-сеточника и значительных временных затрат на разработку многоблочной топологии.

В данной работе использовалась многоблочная структурированная сетка, которая позволяет хорошо разрешить поле течения вблизи поверхности, отследить кривизну поверхности и не требует больших затрат времени при перестроении сетки из-за изменения геометрии. Были проведены исследования сетки с различным количеством ячеек и различными величинами первой пристеночной ячейки для получения оптимальной сетки. Рассматривалась половина модели, с применением граничного условия симметрии, и полная модель. В первом случае сетка состояла из 2,25 млн. ячеек, во втором варианте 5,5 млн. ячеек. На рис. 2 представлена сетка на поверхности фюзеляжа автожира, включая и хвостовое оперение. На рис. 3, 4 приведены топологии расчетной сетки вблизи тела.

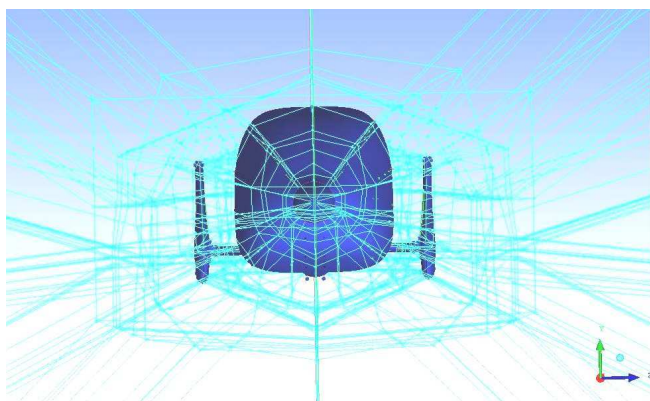


Рис. 3

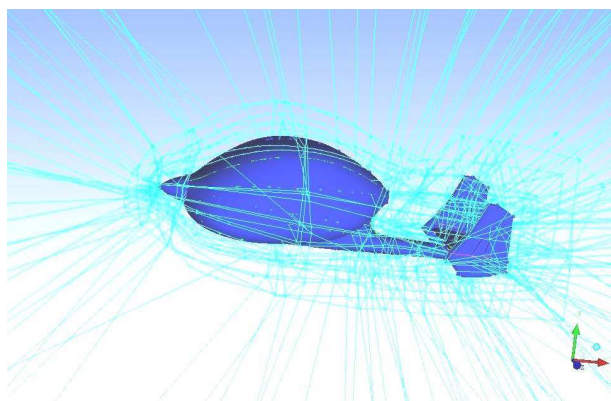


Рис. 4

Отметим, что построенная расчетная сетка не имеет так называемых интерфейсов между блоками, что означает, что стыковка между узлами во всей расчетной области происходит "точка в точку". Такая сетка сложна для построения (по сравнению с неструктурированной сеткой), требует относительно много времени на построение. Однако, когда она построена, то относительно небольшие изменения геометрии не вызывают сложностей при перестроении. В ней легко менять количество узлов, контролировать сгущение сеточных линий и сход пограничных слоев.

Постановка задачи

Вычислительный эксперимент по определению аэродинамических характеристик фюзеляжа проводился с использованием программы CFX. Численно решались уравнения Навье-Стокса, осредненные по Рейнольдсу (RANS - Reynolds Averaged Navier-Stokes) для сжимаемой жидкости. Эти уравнения замыкались с помощью модели переноса сдвиговых напряжений (Shear Stress Transport) с использованием пристеночной функции. Для этого безразмерный параметр величины первой ячейки выдерживался от 30 до 300, чтобы разрешить вязкий подслой турбулентного пограничного слоя.

Рассматривался режим обтекания, при котором число Рейнольдса, посчитанное по радиусу лопасти ($r = 5$ м) и параметрам набегающего потока со скоростью 66,7 м/с, составляло $Re = 1,82 \times 10^6$.

Результаты расчетов

По результатам вычислительного эксперимента были получены силы и моменты, действующие на фюзеляж автожира, и рассчитаны аэродинамические коэффициенты для ряда сочетаний углов атаки и углов скольжения. Полученные коэффициенты сил и моментов приведены в системе координат расчетной программы. Для дальнейшего использования полученных результатов следует обратить внимание на принятые в расчете положительные направления моментов. На рис. 5 показано принятое в расчете положительное направление угла скольжения, а на рис. 6 показаны принятые положительные направления соответствующих сил и моментов.

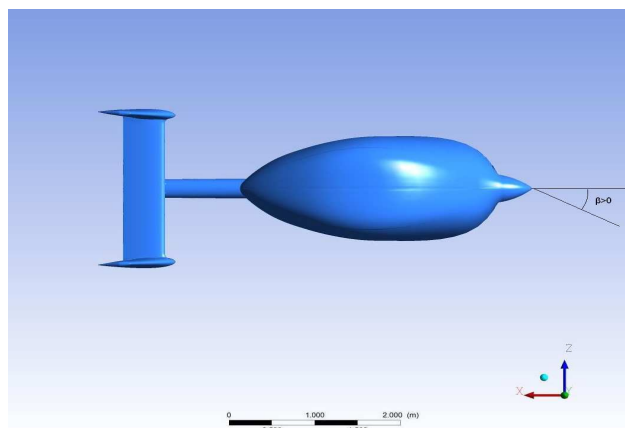


Рис. 5

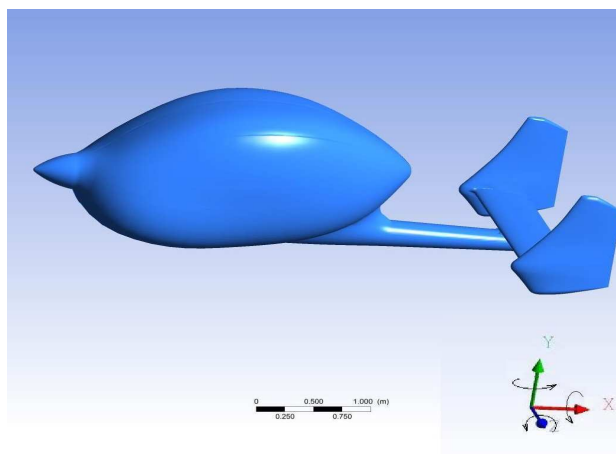


Рис. 6

Помимо получения интегральных аэродинамических характеристик сил и моментов фюзеляжа летательного аппарата для прочностных расчетов требуются также и распределенные нагрузки на поверхности фюзеляжа. Проведенный вычислительный эксперимент позволяет их определить в виде распределения давления на всех рассмотренных режимах полета. На рис. 7 для примера приведено распределение давления по поверхности автожира при угле атаки 10° при полете без скольжения.

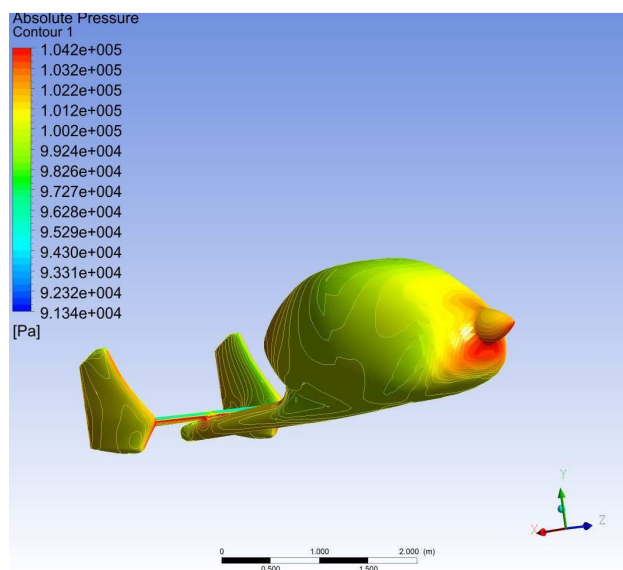


Рис. 7

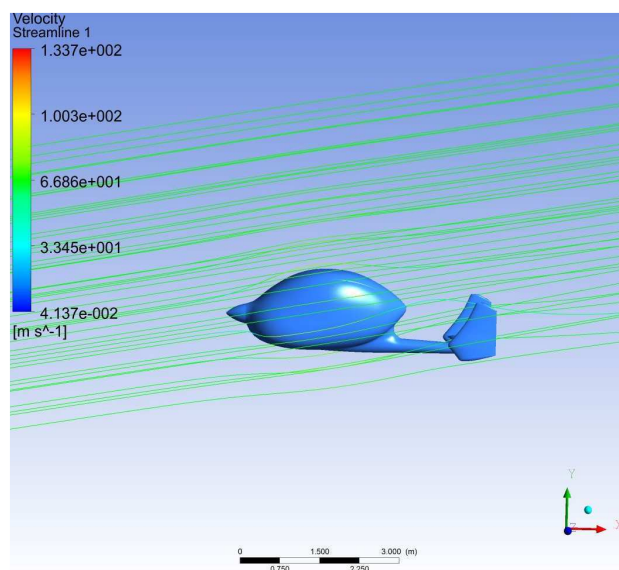


Рис. 8

Кроме того, проведенный вычислительный эксперимент позволяет определить области на фюзеляже, где происходит срыв потока и, следовательно, увеличивается вредное сопротивление и могут возникнуть различного рода неустойчивости, приводящие к возникновению проблем с устойчивостью и управляемостью автожира. Эти области выявляются путем построения линий тока по результатам выполненных расчетов. На рис. 8 для примера приведена картина линий тока вблизи тела, раскрашенных по скорости потока при угле атаки 10° . Для данного режима обтекание происходит достаточно плавно, и областей срывного обтекания на фюзеляже не наблюдается.

На рис. 9 – 17 приведены коэффициенты аэродинамических сил и моментов в зависимости от угла атаки. Коэффициенты отнесены к скоростному напору набегающего потока ($q = 2726 \text{ Н/м}^2$) и площади ометаемой поверхности винта ($S = 78,5 \text{ м}^2$), момент тангажа и крена дополнительно отнесены к характерному линейному размеру – радиусу винта ($R_{\text{НВ}} = 5 \text{ м}$). Силы определялись в скоростной системе координат, а моменты – в связанной системе координат.

На рис. 9 – 11 представлены расчетные коэффициенты сил и продольного момента для обтекания фюзеляжа без скольжения. Из графиков видно, что коэффициент сопротивления несимметричен при положительных и отрицательных углах атаки. Можно также сделать вывод, что при нулевом угле атаки фюзеляж автожира имеет большой пикирующий момент и достаточно большую подъемную силу. Это оказывает благоприятное влияние на продольную балансировку автожира.

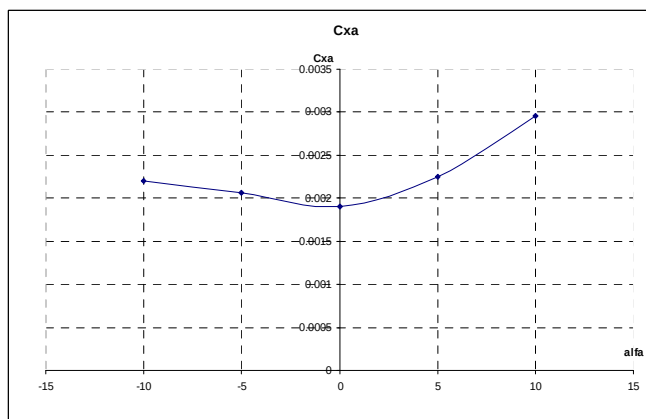


Рис. 9

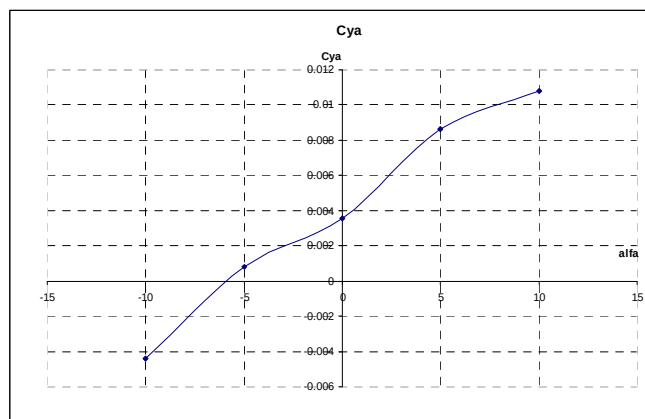


Рис. 10

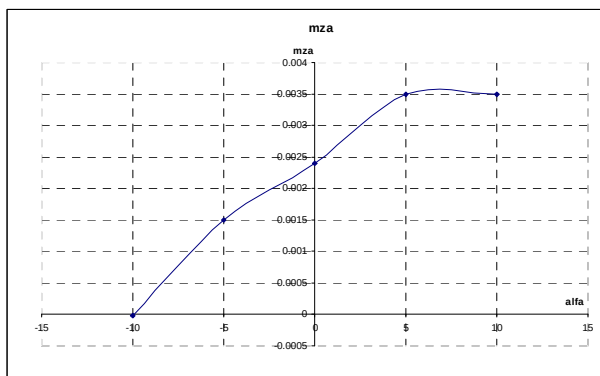


Рис. 11

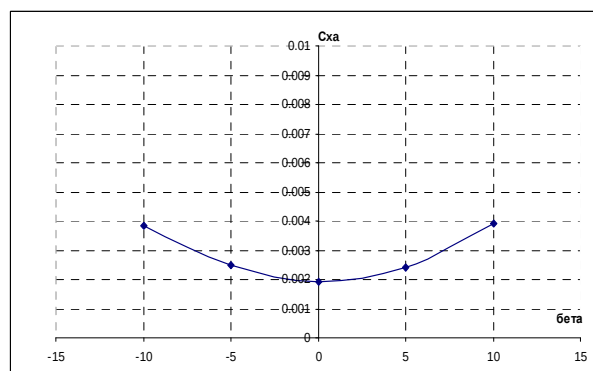


Рис. 12

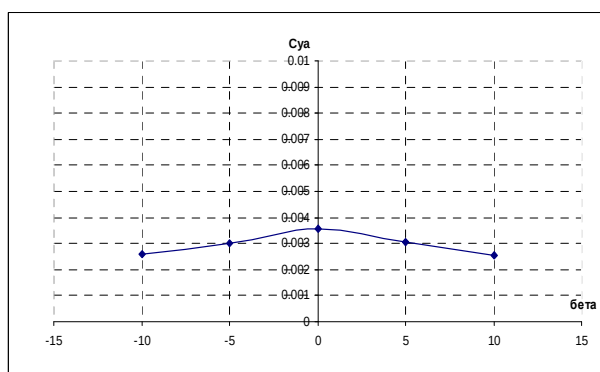


Рис. 13

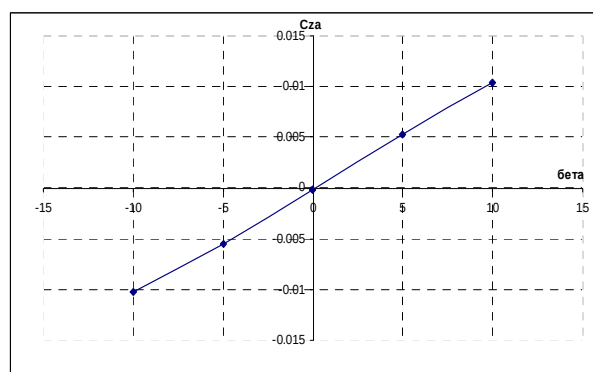


Рис. 14

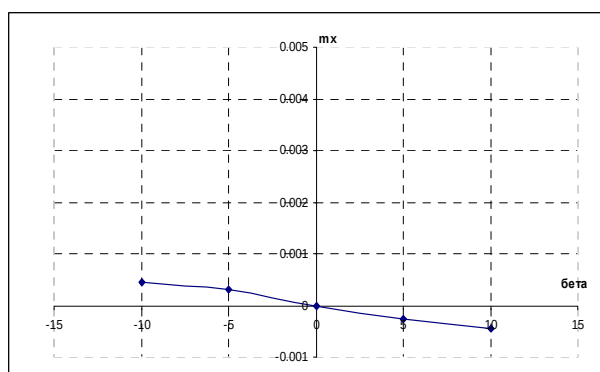


Рис. 15

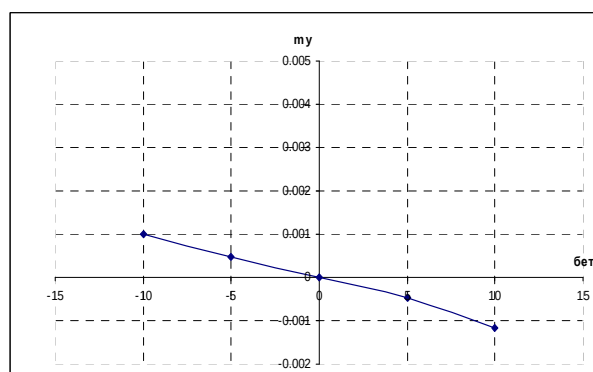


Рис. 16

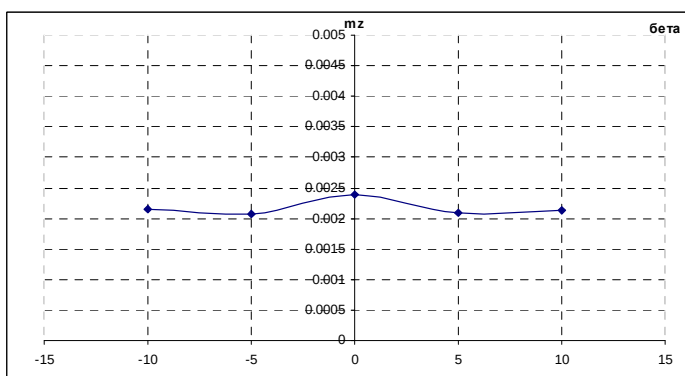


Рис. 17

На рис. 12 – 17 показаны графики изменения характеристик фюзеляжа автожира в зависимости от угла скольжения при нулевом угле атаки. Полученные данные могут быть использованы для аэродинамического расчета автожира и прочностного расчета конструкции фюзеляжа.

Верификация расчетов

Для верификации выполненных расчетов был проведен вычислительный эксперимент по сопоставлению расчета с испытаниями модели фюзеляжа вертолета в аэродинамической трубе. Для него был принят такой же подход, как и для расчетов фюзеляжа автожира. Полученные результаты сравнивались с имеющимися экспериментальными данными.

В аэродинамической трубе был испытан первый вариант конфигурации фюзеляжа, однако в нашем распоряжении была только математическая модель модернизированного фюзеляжа, который был спроектирован современными цифровыми технологиями для внедрения композитных материалов в конструкцию вертолета.

В результате вычислительного эксперимента были получены сравнения расчетных коэффициентов сил и момента с их величинами, полученными в трубном эксперименте (рис. 18). Сравнивались фюзеляжи с обтекателем автомата перекоса без кия, без стабилизатора, без шасси. На графиках приведены расчетные и экспериментальные значения коэффициентов аэродинамических сил и моментов данной конфигурации по углам атаки (фюзеляж + обтекатель), а также приведены экспериментальные кривые фюзеляжа без обтекателя автомата перекоса (фюзеляж). Следует обратить внимание, что коэффициент продольного момента тангажа в приведенном для верификации расчете имел положительное направление, отличное от того, которое принято в данной работе, чтобы соответствовать положительному направлению момента трубного эксперимента, с которым проводилось сравнение. Из графиков видно, что коэффициенты подъемной силы и момента тангажа имеют достаточно близкие значения, а коэффициент силы сопротивления имеет более низкую величину.

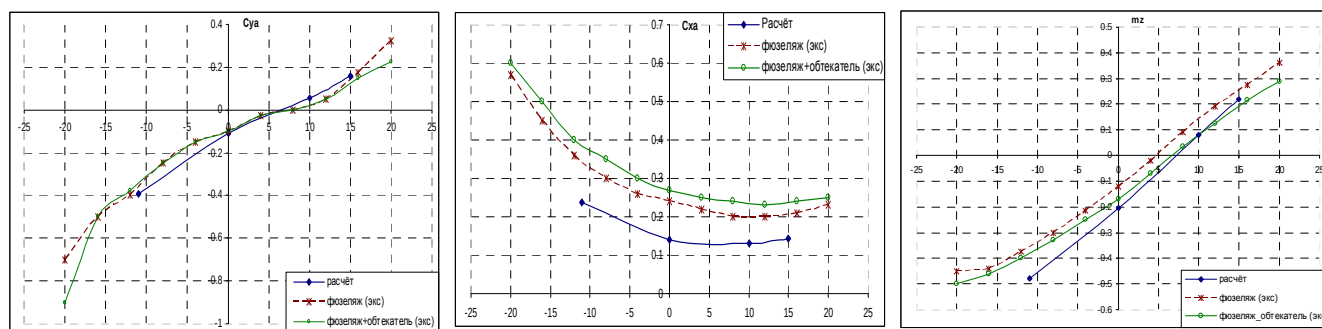


Рис. 18

IDENTIFICATION OF GYROPLANE FUSELAGE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS BY THE COMPUTATIONAL EXPERIMENT

Ivchin V.A.

It is presented identification of fuselage aerodynamic characteristics by the computational experiment. For the commercial package CFX were found methods to adequate computation of longitudinal and lateral gyroplane characteristics.

Key words: aerodynamic characteristics, gyroplane fuselage, computation, package CFX.

Сведения об авторе

Ивчин Валерий Андреевич, 1951 г.р., окончил МАИ (1974), кандидат технических наук, начальник отдела аэродинамики и динамики вертолета ОАО Московского вертолетного завода 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.

УДК 629.735.45.015

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ШАССИ ВЕРТОЛЕТА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ НАТУРНОЙ КОНСТРУКЦИИ

В.А. ИВЧИН

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

В работе представлены результаты разработки математической модели шасси вертолета для пилотажного стенда на основе статистического и математического анализа копровых испытаний натурной стойки шасси вертолета. Представлена методика определения исходных данных для математической модели шасси на примере основной стойки вертолета Ми-28 по результатам копровых испытаний. Показаны результаты математического моделирования копровых испытаний и результаты исследования нагрузок на шасси при выполнении посадок.

Ключевые слова: математическая модель, шасси вертолета, пилотажный стенд, результаты испытаний.

Введение

Шасси обеспечивает перемещения вертолета по земле, восприятие и гашение энергии ударов при посадке вертолета. Проектирование шасси требует определения нагрузок на него при различных режимах взлета и посадки, в том числе и для аварийных ситуаций. Наиболее правильным подходом для расчета этих нагрузок является моделирование расчетных случаев на пилотажном стенде, поскольку такие исследования включают в контур управления летчика-оператора, максимально приближая расчетную ситуацию к реальной. Кроме того, вычислительный эксперимент на пилотажном стенде обеспечивает синхронность нагрузок, действующих на вертолет со стороны несущего, рулевого винтов, а также фюзеляжа и шасси.

Моделирование на тренажерах и пилотажных стендах предъявляет определенные требования к применяемым программам, главное из которых состоит в выполнении вычислений в реальном масштабе времени. Поэтому для математической модели вертолета разработана упрощенная модель, обеспечивающая решение задачи в реальном масштабе времени. В настоящей работе разработана математическая модель шасси вертолета, позволяющая получать адекватные результаты моделирования по сравнению с летными испытаниями вертолета.

Шасси вертолета является сложным агрегатом, состоящим из отдельных элементов. Существуют определенные проблемы задания характеристик этих элементов, поскольку систематические летные испытания их практически отсутствуют или носят приближенный характер. С другой стороны, существующие нормы летной годности для вертолетов требуют проведения специальных испытаний стоек шасси, которые определяют действующие нагрузки и ресурс стоек. Для каждой стойки любого вертолета такие испытания проводятся на копровом стенде и их результаты могут служить объективными материалами как для определения нагрузок, действующих на шасси, так и для идентификации исходных данных для математической модели шасси. В настоящей работе разработана упрощенная модель шасси вертолета и разработана методика подготовки для нее исходных данных на примере основной стойки вертолета Ми-28 по результатам копровых испытаний [1].

Описание математической модели шасси

При разработке математической модели шасси использовался следующий подход. Пространственная кинематическая схема шасси заменялась упрощенной схемой, в которой точка касания колеса с землей перемещалась только по вертикали. Движения колеса в горизонтальной плоскости не учитывалось. Общая схема математической модели шасси представлена на рис. 1.

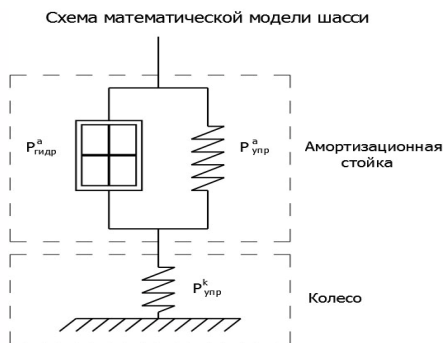


Рис. 1

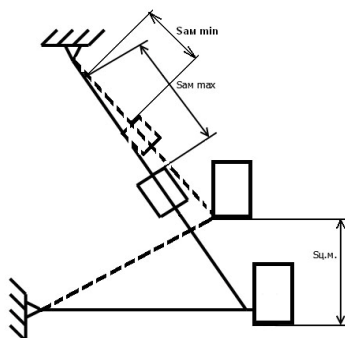


Рис. 2

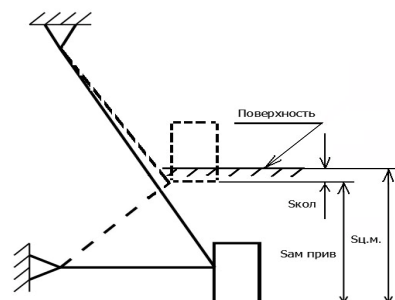


Рис. 3

В соответствии с этой схемой рассматривалась стойка шасси, состоящая из двух агрегатов: амортизационной стойки и колеса. Считалось, что колесо незначительно рассеивает энергию, а работает как пружина, имеющая линейную характеристику. Амортизационная стойка состоит из пружины и гидроцилиндра. Пружина имеет линейную характеристику, а также начальную затяжку. Гидроцилиндр является двухкамерным, каждая камера имеет определенную зависимость величины силы от скорости перемещения штока гидроцилиндра.

В соответствии с физикой движения вертолета по земле на него действует дополнительная сила реакции опор шасси. Обжатие стойки шасси рассматривается строго в вертикальном направлении, нагрузка на колесо действует по нормали к земле и проходит через ось колеса. Считаем, что вертикальные перемещения центра тяжести вертолета и стойки шасси связаны равенством

$$S_{цм} = S_{пн} + S_{ам},$$

где $S_{цм}$ – перемещение стойки шасси, определяемое перемещением центра тяжести вертолета, геометрией шасси и угловым положением вертолета относительно земли; $S_{пн}$ – перемещение стойки шасси, равное обжатию пневматика; $S_{ам}$ – перемещение стойки шасси, равное обжатию амортизатора.

Принятые допущения о вертикальности движения колеса при посадках вертолета требуют получения зависимостей усилий от перемещений колеса и гидроцилиндра в соответствующей системе координат. При копровых испытаниях, как правило, в требуемой системе координат измеряется только перемещение центра масс копра ($S_{цм}$), а обжатие амортизатора измеряется в связанных с гидроцилиндром координатах (рис. 2).

Для приведения перемещения амортизатора в систему координат перемещения центра масс принимается, что между ними имеется линейное соотношение, пренебрегая нелинейностями, которые вносит пространственная кинематическая конструкция стойки. При испытаниях измеряется максимальный ход гидроцилиндра по выходу штока и максимальный ход оси колеса в вертикальной плоскости. Имея эти данные, можно определить коэффициент приведения хода цилиндра к ходу колеса, а затем пересчитать ход гидроцилиндра в координаты центра масс вертолета (рис. 3).

Нормальная реакция опор шасси вычисляется итерациями из условия равенства перемещения стойки шасси (определяемой движением центра тяжести вертолета, геометрией стойки шасси и угловым положением вертолета) и суммы перемещений пневматика и амортизатора, приведенных к координатам, связанным с вертолетом.

В соответствии с принятой схемой шасси, колесо и амортизатор стойки включены последовательно, и при квазистационарном подходе выполняется следующее равенство

$$P_{пн} = P_{ам} = P_{ст},$$

где $P_{пн}$ – усилие на пневматике; $P_{ам}$ – усилие на амортизаторе; $P_{ст}$ – замеренное усилие на стойке в копровых испытаниях.

В свою очередь, усилие на амортизаторе определяется суммой сил, возникающих от обжатия пружины амортизатора и усилия от гидравлического сопротивления при перемещении штока гидроцилиндра амортизационной стойки

$$P_{ам} = P_{упр} + P_{гидр},$$

где $P_{упр}$ – упругое усилие на пружине; $P_{гидр}$ – гидравлическое усилие на гидроцилиндре.

В соответствии с изложенным величины усилий на элементах стойки шасси моделируются следующими уравнениями:

$$P_{пн} = K_{пн} \times S_{пн};$$

$$P_{упр} = K_{ам} \times S_{ам};$$

$$P_{гидр} = f(S_{ам}/dt).$$

Таким образом, основная задача данной работы состоит в определении неизвестных значений коэффициентов $K_{ам}$, $K_{пн}$ и функции $f(S_{ам}/dt)$, входящих в уравнения сил элементов шасси.

Существует вероятность, что по результатам анализа копровых испытаний $P_{упр}$ и $P_{пн}$ окажутся нелинейными зависимостями. В этом случае соответствующие алгоритмы расчета усилий на стойке шасси в математической модели будут уточнены.

Результаты копровых испытаний основной стойки шасси Ми-28

Копровые испытания проводятся на специальном стенде путем сброса с определенной высоты копра с установленной на нем стойкой шасси. При этом осуществляется запись следующих параметров:

- перемещение центра масс клетки копра;
- обжатие амортизатора;
- нагрузка на колесо по вертикали;
- лобовая нагрузка на колесо;
- давление в 1 газовой камере амортизатора;
- давление во 2 газовой камере амортизатора;
- давление жидкости амортизатора;
- напряжения в элементах конструкции.

В настоящей работе рассматривается основная стойка вертолета Ми-28, схематический чертеж которой представлен на рис. 4. На рис. 5 для примера представлена одна из исходных осциллограмм для режима вертикального сброса. Были рассмотрены 8 режимов, для которых выполнены записи перечисленных выше параметров. Режимы отличались величиной сбрасываемой массы, высотой сброса (вертикальной скоростью в момент касания колеса земли) и наличием горизонтальной скорости подстилающей поверхности.

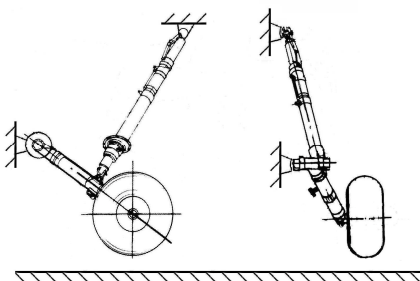


Рис. 4

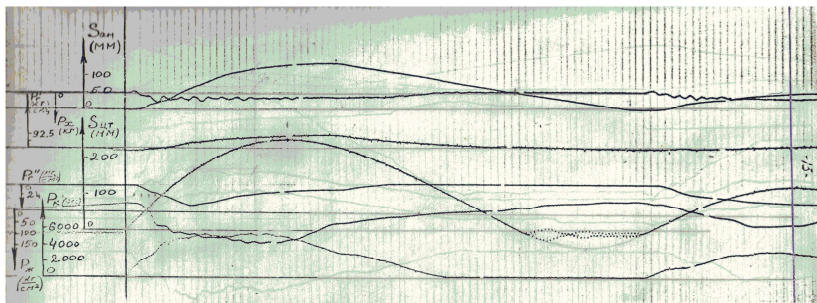


Рис. 5

Методика определения исходных данных по результатам испытаний

На примере режима 1 рассмотрим методику определения требуемых для математической

модели зависимостей для основной стойки шасси вертолета Ми-28. На рис. 6 приведен график исходной осциллограммы, на котором отмечены опорные точки для расчетов.

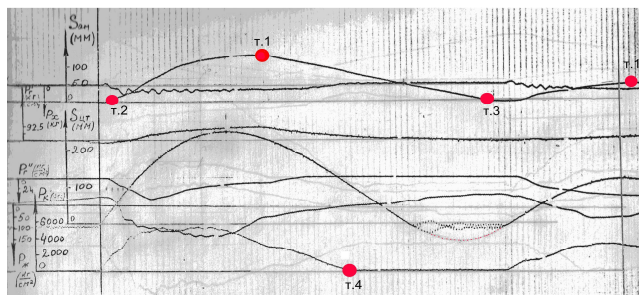


Рис. 6

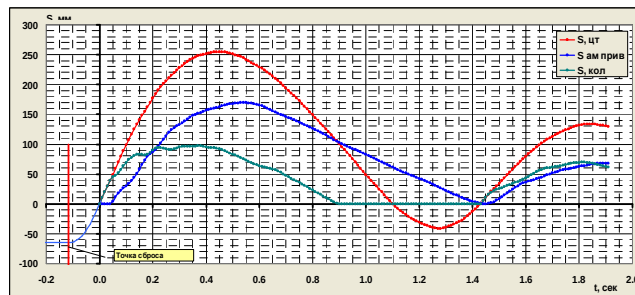


Рис. 7

Точкой (т.) 1 на рис. 6 отмечен момент времени, при котором скорость перемещения штока амортизатора ($S_{ам}/dt$) равна 0. Эта точка позволяет определить упругую составляющую усилия амортизатора $P_{упр}$, поскольку при нулевой скорости штока амортизатора гидравлическое усилие равно 0 ($P_{гидр} = 0$).

Точкой (т.) 2 на рис. 6 отмечен момент времени, при котором начинается обжатие амортизатора. Эта точка характеризует начальное обжатие пружины амортизатора, так как только при превышении этого усилия возможно страгивание амортизатора. Точка (т.) 2 позволяет определить упругую составляющую усилия на колесе, так как именно в этот момент обжатие колеса определяется усилием $P_{пн}$, действующим как реакция со стороны земли.

Точкой (т.) 3 на рис. 6 отмечен момент времени, при котором шток амортизатора полностью выдвинут, и находится на нулевой отметке, занимая максимально нижнее положение, т.е. колесо не обжато, а амортизатор полностью выпущен. На рис. 6 мелкими красными точками отмечена возможная траектория движения центра масс.

Точкой (т.) 4 на рис. 6 отмечен момент времени, при котором прекращается действие на колесо реакции со стороны земли. В этот момент времени копр совершает обратное движение, а колесо возвращается в полностью свободное положение, отрываясь от земли.

Обжатие пневматика в соответствии с принятой схемой математической модели можно определить из формулы $S_{пн} = S_{цм} - S_{ам}$. На рис. 8 представлена полученная зависимость для рассматриваемого режима. Замеренное в копровых испытаниях усилие на колесе для этого режима представлено на рис. 8.

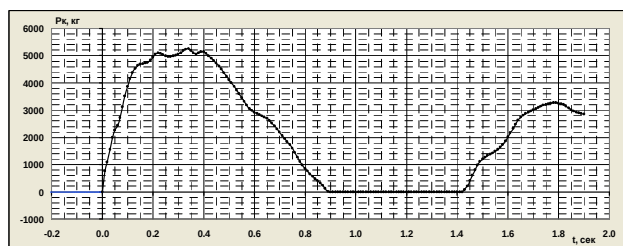


Рис. 8

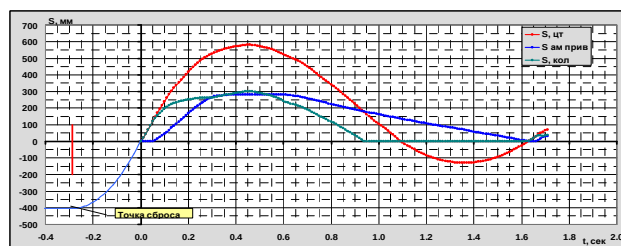


Рис. 9

Представленные на рис. 6 – 8 графики получены при таких начальных условиях сброса, в которых ни колесо, ни шток амортизатора не выходят за конструктивные ограничения, т.е. не встают на упор. На рис. 9 продемонстрирована другая возможная ситуация, когда шток амортизатора встает на упор, и перемещение центра масс копра осуществляется только за счет обжатия колеса в диапазоне времени $0,35 \text{ с} < t < 0,62 \text{ с}$.

Таким образом, на первом этапе, поставив в соответствие изменение усилия на колесе $P_{пн}$ его ходу (обжатию) $S_{пн}$, получим жесткостную характеристику колеса (рис. 10), которая в дальнейшем используется для математической модели шасси.

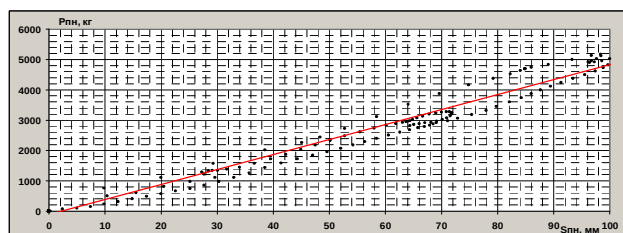


Рис. 10

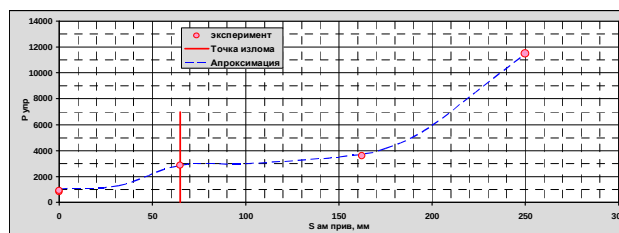


Рис. 11

Второй этап состоит в получении упругих характеристик амортизатора. Для этого используем точки (т.) 2 и (т.) 3 рис. 6. В этих точках скорость перемещения штока амортизатора равна нулю и, следовательно, усилие от гидравлической составляющей амортизатора равно нулю, а усилие, замеренное на колесе, будет равно усилию на амортизаторе. В этом случае усилие в точке (т.) 1 будет соответствовать усилию предварительного обжатия пружины амортизатора, а усилие в точке (т.) 2 – величине обжатия амортизационной стойки $S_{ам}$. Добавив эту точку к данным режима № 1, получим зависимость упругого усилия на пружине амортизатора $P_{упр}$ в зависимости от его обжатия $S_{ам}$, показанную на рис. 11. Учитывая, что конструкция амортизатора основной стойки вертолета Ми-28 состоит из двух камер, а упругим элементом является газ, закаченный в камеры под разным давлением, то характеристика, представленная на рис. 11, имеет излом.

Третий этап состоит в определении демпфирующей характеристики амортизатора. Предварительно необходимо найти зависимость усилия гидравлической части амортизатора $P_{гидр}$ от скорости его перемещения $S_{ам}/dt$. Для получения $S_{ам}/dt$ дифференцируем экспериментальную зависимость перемещения штока амортизатора по времени. На рис. 12 показана полученная зависимость для режима, представленного на рис. 5.

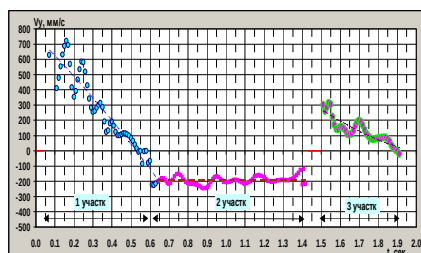


Рис. 12

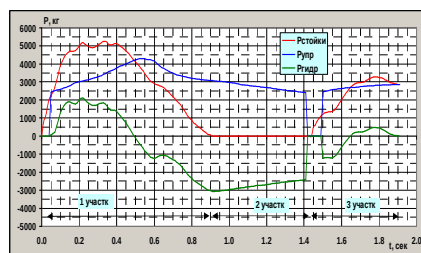


Рис. 13

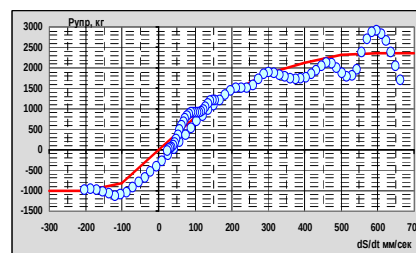


Рис. 14

Для того чтобы определить величину демпфирующей составляющей силы амортизатора, применим формулу $P_{гидр} = P_{пн} - P_{упр}$. На рис. 13 представлены графики сил, возникающих при обжатии пневматика колеса, упругих сил и демпфирующих сил амортизатора. Сопоставив скорость перемещения штока (рис. 12) с величиной гидравлического сопротивления (рис. 13), получим исходную зависимость, представленную на рис. 14.

Таким образом, разработана методика получения необходимых для математической модели шасси зависимостей по результатам копровых испытаний. В соответствии с разработанной методикой были определены характеристики основной и хвостовой стойки вертолета Ми-28, так как шасси вертолета Ми-28 имеет две основные стойки и одну хвостовую.

Разработанная математическая модель шасси с данными, определенными по копровым испытаниям, была применена на пилотажном стенде ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля". Первоначально было проведено сравнение с копровыми испытаниями, а затем была промоделирована посадка на авторотации вертолета Ми-28. На рис. 15 представлены результаты сравнения расчетных данных с копровыми испытаниями. Из графиков рис. 15 видно, что результаты моделирования хорошо сходятся с данными копровых испытаний.

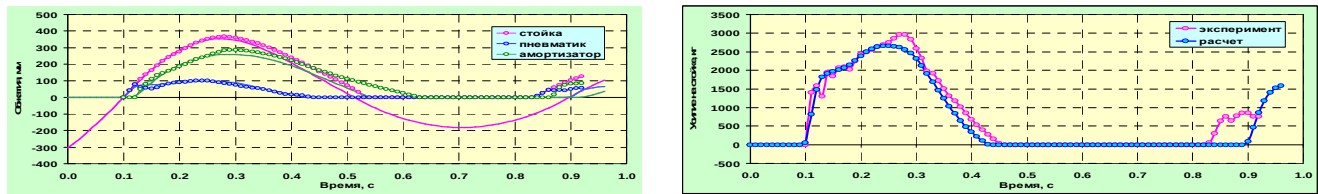


Рис. 15

На рис. 16 показаны обжатие и усилия элементов трех стоек, полученные по результатам моделирования посадки на авторотации вертолета Ми-28 на пилотажном стенде.

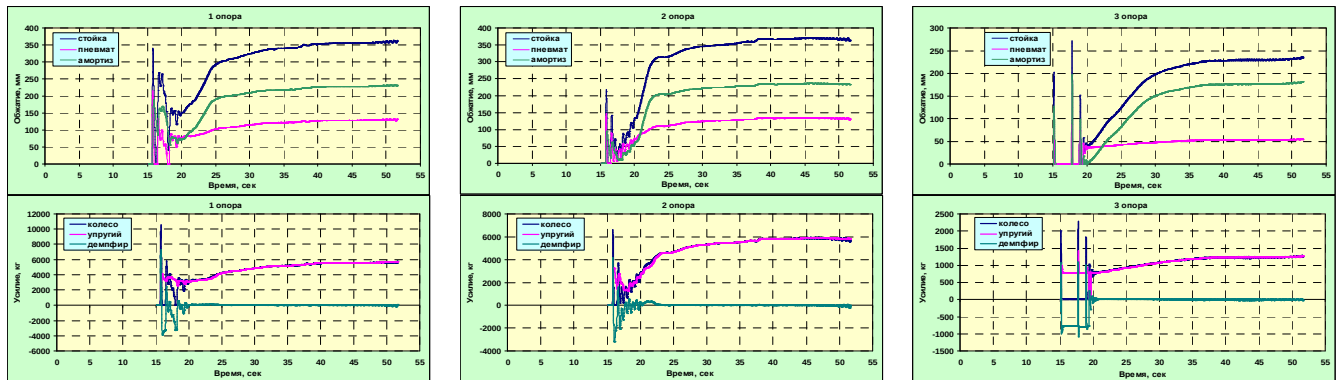


Рис. 16

Таким образом, можно сделать вывод, что разработана методика идентификации характеристик шасси и продемонстрирована ее работоспособность на примере моделирования посадки с режима авторотации вертолета Ми-28.

ЛИТЕРАТУРА

1. Отчет № 847-43/13 по копровым испытаниям опытной основной опоры шасси изделия 280.4110-0 № 01009. – Горький: ОАО «Гидромаш», 1984.

CREATION THE MODEL OF THE HELICOPTER LANDING GEAR ON THE BASIS OF THE EXPERIMENTAL RESEARCHES

Ivchin V.A.

Mathematical model of the helicopter landing gear for a flight simulator was developed on the basis of the statistical and mathematical analysis of drop tests of a full-scale leg the helicopter.

Key words: mathematical model, helicopter gear, flight simulator, drop tests.

Сведения об авторе

Ивчин Валерий Андреевич, 1951 г.р., окончил МАИ (1974), кандидат технических наук, начальник отдела аэродинамики и динамики вертолета ОАО Московского вертолетного завода 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.

УДК 629.735.01

ИНЖЕНЕРНЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ СООТВЕТСТВИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ СЕРТИФИКАЦИОННЫМ ТРЕБОВАНИЯМ ДЛЯ УСЛОВИЙ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

В.И. ШЕВЯКОВ

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

Рассматриваются параметры обледенения внешней поверхности самолета. Излагается метод определения скорости нарастания льда на элементах поверхности. Приводятся примеры использования метода при сертификации транспортного самолета.

Ключевые слова: воздушное судно, внешняя поверхность, обледенение, сертификация.

В связи с происшествиями, произошедшими с воздушными судами (ВС) в последнее время в условиях обледенения, европейскими и американскими сертификационными властями принят ряд документов, ужесточающих требования к условиям обледенения, при которых должна обеспечиваться безопасная эксплуатация ВС [1; 2]. Безопасная эксплуатация базируется на устойчивости к обледенению аэродинамических характеристик (АДХ) и работы систем ВС. Изменение АДХ при появлении ледяных отложений на несущих поверхностях зависит от формы этих отложений, определение которых является самостоятельной сложной задачей, с обязательной демонстрацией характеристик в летных испытаниях. Примерами по обоснованию работоспособности систем ВС в условиях обледенения являются следующие требования европейского агентства по авиационной безопасности (EASA):

1. Доказательство работоспособности в нормированных условиях обледенения датчиков системы воздушных сигналов (СВС);
2. Доказательство своевременного включения противообледенительных систем (ПОС) в случае применения на ВС автоматического включения ПОС, т.е. использования сигнализаторов обледенения с уровнем "Primary".

Доказательство работоспособности датчиков СВС должно быть продемонстрировано стендовыми испытаниями и частично было рассмотрено в [3]. Что же касается второго направления, то в этом случае необходимо определение параметров обледенения на внешней поверхности ВС. Ниже представлен инженерный подход к определению параметров обледенения с приемлемой для сертификации точностью.

Причиной обледенения элементов конструкции ВС является попадание на них переохлажденных облачных или дождевых капель. Принимая во внимание "эффект Лудлама" [4] – возможности неполного замерзания воды, т.е. одновременного существования твердой и жидкой фаз, необходимо исследовать процессы образования льда в зависимости от водности и температуры набегающего потока. Известно, что двухфазное состояние возможно только при нулевой температуре стенки. Границу между двухфазным состоянием и однофазно-жидким (вода) принято характеризовать *критической температурой*, хотя процесс зависит не только от температуры. Граница между двухфазным состоянием и однофазно-твердым (лед) носит название "*предел Лудлама*" и может характеризоваться значениями различных параметров внешней среды (температурой, водностью, скоростью, ...).

В наиболее общем виде интенсивность обледенения участка поверхности можно выразить формулой

$$I = \frac{4}{3} \pi \cdot V_{\infty} \cdot \beta \cdot \frac{\rho_B}{\rho_L} \cdot \int_0^{\infty} r^3 \cdot n(r) \cdot E(r) \cdot dr, \quad (1)$$

где V_{∞} – скорость невозмущенного потока; ρ_B и ρ_L – плотность воды и льда соответственно.

Здесь $\frac{4}{3} \pi \cdot \rho_B \cdot r^3 \cdot n(r) \cdot dr$ – масса воды, заключенной в каплях радиуса от r до $r+dr$ в единице объема воздуха; $n(r)$ – плотность спектрального распределения капель по размерам, нормированным по водности w , т.е. таким образом, что $\frac{4}{3} \pi \cdot \rho_B \cdot \int_0^{\infty} r^3 \cdot n(r) \cdot dr = w$. $E(r)$ – коэффициент за-

хвата (улавливания), который указывает, какая доля капель из объема воздуха, сквозь который проходит исследуемый участок поверхности, с ним сталкивается. Коэффициент намерзания β равен отношению массы наростшего льда к массе воды, осевшей за то же время на тот же участок поверхности.

Из формулы (1) видно, что для определения интенсивности обледенения различных участков поверхности при разных условиях необходимо знать вид функций $n(r)$, $E(r)$ и β . Рассмотрим каждую из этих функций подробнее.

Плотность спектрального распределения капель по размерам $n(r)$

Для целей сертификации достаточно рассматривать случаи с каплями одинакового размера r_{cp} , т.е. $\frac{4}{3} \pi \cdot \rho_B \cdot r_{cp}^3 = w$. В качестве среднего размера капель европейские нормы рассматривают среднемедианный диаметр капель $MVD = 20$ мкм, российские нормы – среднеарифметический диаметр капель $d_{cp} = 20$ мкм (что соответствует $MVD \sim 36$ мкм, т.е. российские нормы более жесткие по этому параметру).

Коэффициент захвата $E(r)$

Как следует из самого понятия коэффициента захвата, для получения его величины необходимо определить траектории движения капель при обтекании тела и вероятность их столкновения с интересующим участком его поверхности. Для расчета траекторий капель и определения коэффициента захвата могут использоваться CFD-методы, в настоящее время достаточно надежно выдающие приемлемые результаты. При расчетах в целях сертификации также рассматривают случаи с одинаковыми размерами капель.

Коэффициент намерзания β

С точки зрения проблемы обледенения внешней поверхности ВС достаточно рассматривать некую среднюю температуру участка поверхности t_s . При $t_s < 0^\circ\text{C}$ считается, что вся осевшая на поверхность вода замерзает. Однако за счет испарения некоторой доли льда m_i прирост льда за единицу времени меньше количества оседающей за то же время воды m_B . Таким образом, ко-

эффициент намерзания β в этом случае можно представить формулой $\beta = \frac{m_B - m_i}{m_B} = 1 - \frac{m_i}{m_B}$.

Наименьшее количество воды, сталкивающейся с единицей площади поверхности за единицу времени, при котором температура поверхности $t_s = 0^\circ\text{C}$, называют критической массой $m_{кр}$. При $m_B > m_{кр}$ замерзнет только часть оседающей воды, остальная часть должна остаться в жидком состоянии. Замерзающая часть m_3 дополнительной (сверх $m_{кр}$) воды определяется долей "холода", содержащегося в этой дополнительной части воды: $(m_B - m_{кр}) \cdot (0 - t_{\infty}) \cdot c_B = m_3 \cdot L_3$, или, учитывая, что удельная теплоемкость воды $c_B = 1$, а скрытая теплота кристаллизации воды $L_3 = 80$, при $m_B > m_{кр}$ коэффициент намерзания β будет иметь вид

$$\beta = 1 - \frac{m_i}{m_B} - \left(1 - \frac{m_{кр}}{m_B}\right) \left(1 - \frac{t_{\infty}}{80}\right). \quad (2)$$

Таким образом, для определения коэффициента намерзания необходимо знание величин m_b , $m_{кр}$, $m_{и}$, t_{∞} . Определение m_b , $m_{кр}$ и $m_{и}$ связано с анализом теплового баланса на поверхности.

Для количественной оценки характеристик льдообразования проводится анализ тепловых потоков в интересующих зонах поверхности. Учитывая реальные скорости образования льда, допустимо использовать квазистационарные уравнения. Для решения поставленной задачи достаточно учет следующих основных тепловых потоков [5 – 7].

1. Конвективный тепловой поток.

Плотность конвективного теплового потока q_1 , вызванного разностью между температурой стенки t_s и равновесной температурой пограничного слоя t_{δ}^* , определяется формулой Ньютона

$$q_1 = \alpha(t_{\delta}^* - t_s), \text{ или, учитывая, что } t_{\delta}^* = t_{\delta} + r^* \frac{V_{\delta}^2}{2C_p} \text{ и } t_{\delta} = t_{\infty} + r^* \frac{V_{\infty}^2 - V_{\delta}^2}{2C_p},$$

$$q_1 = \alpha \cdot \left(t_{\infty} + \frac{V_{\infty}^2}{2C_p} \cdot \left[1 - \left(\frac{V_{\delta}}{V_{\infty}} \right)^2 \cdot (1 - r^*) \right] - t_s \right), \quad (3)$$

где α – коэффициент теплопередачи; r^* – коэффициент восстановления температуры; t_{δ} и V_{δ} – температура и скорость на границе пограничного слоя; C_p – удельная теплоемкость воздуха.

2. Тепловой поток от перехода кинетической энергии капель в тепловую

$$q_2 = \eta \frac{m_b V_{\infty}^2}{2}, \quad (4)$$

где η – коэффициент, учитывающий, что оседающая на поверхности вода отдает только часть своей кинетической энергии. Принимая $\eta = 1$ и несколько завышая q_2 , количественных изменений в процесс не внесем, т.к. величина q_2 в сотни раз меньше других составляющих общего теплового потока.

3. Тепловой поток, отводимый на нагревание осаждающейся воды.

Плотность теплового потока, отводимого на нагревание переохлажденной осаждающейся на поверхность воды от t_{∞} до 0°C (для случая $t_s < 0^{\circ}\text{C}$), находится по формуле

$$q_3 = m_b \cdot c_b \cdot (0 - t_{\infty}) = -m_b \cdot c_b \cdot t_{\infty}. \quad (5)$$

Для случая $t_s > 0^{\circ}\text{C}$ формула имеет вид

$$q_3 = m_b \cdot c_b \cdot (t_s - t_{\infty}). \quad (6)$$

4. Тепловой поток от скрытой теплоты кристаллизации при замерзании оседающей воды

$$q_4 = m_b \cdot L_3. \quad (7)$$

Соотношение (7) справедливо при $t_s < 0^{\circ}\text{C}$, когда замерзает вся осевшая вода.

5. Тепловой поток, вызванный охлаждением льда от 0°C до температуры поверхности t_s

$$q_5 = m_l \cdot c_l \cdot (0 - t_s) = -m_l \cdot c_l \cdot t_s, \quad (8)$$

где m_l – масса образовавшегося льда; c_l – удельная теплоемкость льда.

6. Тепловой поток, вызванный испарением (или сублимацией) с поверхности.

Плотность теплового потока, вызванного испарением воды (или сублимацией льда) с поверхности за счет разности давлений насыщенного водяного пара над обледеневающей поверхностью и на внешней границе пограничного слоя, определяется следующими соотношениями:

$$q_6 = \alpha \frac{0,622L_{и}}{2C_p} \left(\frac{e_{t_s,в} - e_{t_{\delta},в}}{P_{\delta}} \right) - \text{для испарения}; \quad (9)$$

$$q_6 = \alpha \frac{0,622L_{субл}}{2C_p} \left(\frac{e_{t_s,л} - e_{t_{\delta},л}}{P_{\delta}} \right) - \text{для сублимации}, \quad (10)$$

где $L_{\text{субл}}$ – скрытая теплота сублимации льда; $e_{t_s, \text{л}}$, $e_{t_s, \text{в}}$ – давление насыщенного пара над поверхностью льда и воды при температуре t_s ; $e_{t_{\delta}, \text{в}}$ – давление насыщенного пара над поверхностью воды при температуре t_{δ} ; P_{δ} – давление на внешней границе пограничного слоя.

Тепловые потоки Q_1 , Q_2 , Q_4 , Q_5 – подводят тепло к поверхности, Q_3 и Q_6 – отводят от поверхности (рис. 1).

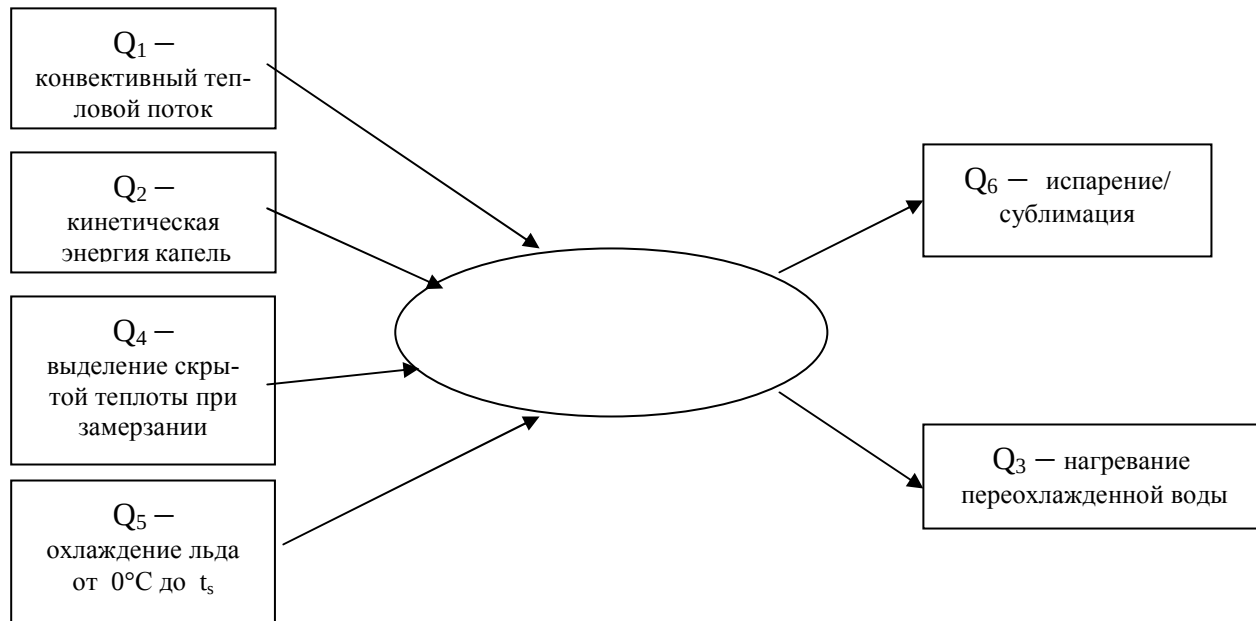


Рис. 1

Для вычисления локальных характеристик воздушного потока у внешней поверхности самолета и на границе пограничного слоя используются численные методы расчета обтекания.

При отсутствии теплообмена с поверхностью уравнение баланса тепловых потоков в общем виде представляется уравнением

$$Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4 + Q_5 + Q_6 = 0.$$

Подставляя в него формулы для вычисления каждой составляющей и учитывая связь между массой осаждающейся воды $m_{\text{в}}$ и водностью набегающего потока w_{∞} соотношением $m_{\text{в}} = w_{\infty} V_{\infty} E$, можно получить выражение для определения температуры стенки при $t_s < 0^{\circ}\text{C}$

$$t_s = \frac{\left[1 - \left(\frac{V_{\delta}}{V_{\infty}} \right)^2 (1 - r^*) \right] \frac{V_{\infty}^2}{2C_p} + t_{\infty} - \frac{0,622L_{\text{субл}}}{2C_p} \left(\frac{e_{t_s, \text{л}} - e_{t_{\delta}, \text{в}}}{P_{\delta}} \right) + \frac{w_{\infty} V_{\infty} E}{\alpha} \left(L_3 + C_{\text{в}} t_{\infty} + \frac{V_{\infty}^2}{2} \right)}{1 + \frac{w_{\infty} V_{\infty} E}{\alpha} C_{\text{л}}}; \quad (11)$$

для случая $t_s > 0^{\circ}\text{C}$ уравнение будет иметь вид

$$t_s = \frac{\left[1 - \left(\frac{V_{\delta}}{V_{\infty}} \right)^2 (1 - r^*) \right] \frac{V_{\infty}^2}{2C_p} + t_{\infty} - \frac{0,622L_{\text{и}}}{2C_p} \left(\frac{e_{t_s, \text{в}} - e_{t_{\delta}, \text{в}}}{P_{\delta}} \right) + \frac{w_{\infty} V_{\infty} E}{\alpha} \left(C_{\text{в}} t_{\infty} + \frac{V_{\infty}^2}{2} \right)}{1 + \frac{w_{\infty} V_{\infty} E}{\alpha} C_{\text{в}}}. \quad (12)$$

Одним из требований EASA при сертификации ВС, использующих сигнализаторы обледенения с уровнем "Primary", является предоставление анализа распределения критических температур по внешней поверхности ВС, включая сигнализатор обледенения. Под критической

температурой в точке поверхности понимается минимальная температура набегающего потока, выше которой невозможно образование обледенения в данной точке, т.е. критическая температура в точке характеризует температуру набегающего потока, при которой в данной точке может начаться обледенение.

При $t_s \rightarrow 0$ из уравнения (12) получим выражение для определения критической температуры t_{crit} в точке поверхности

$$t_{crit} = \frac{\frac{0,622L_{\text{н}}}{2C_p} \left(\frac{e_{t_s, \text{в}} - e_{t_{\delta}, \text{в}}}{P_{\delta}} \right) - \left[1 - \left(\frac{V_{\delta}}{V_{\infty}} \right)^2 (1 - r^*) \right] \frac{V_{\infty}^2}{2C_p} + \frac{w_{\infty} V_{\infty} E}{\alpha} \left(C_B t_{\infty} + \frac{V_{\infty}^2}{2} \right)}{1 + \frac{w_{\infty} V_{\infty} E}{\alpha} C_B}. \quad (13)$$

При сертификации должно быть продемонстрировано, что критическая температура для датчика обледенения выше критической температуры зон внешней поверхности ВС, обледенение которых влияет на безопасность полета или существенно ухудшает АДХ ВС.

Кроме того, должен быть представлен анализ скорости нарастания льда в этих зонах и на сигнализаторе обледенения. Проведение такого анализа связано с вычислением коэффициента намерзания β и критической водности w_{crit} .

Выражение для критической водности получается из уравнения (11) при $t_s \rightarrow 0$

$$w_{crit} = \frac{\frac{\alpha}{V_{\infty} E} \left\{ -t_{\infty} + \frac{0,622L_{\text{субл}}}{2C_p} \left(\frac{e_{t_s, \text{л}} - e_{t_{\delta}, \text{в}}}{P_{\delta}} \right) - \left[1 - \left(\frac{V_{\delta}}{V_{\infty}} \right)^2 (1 - r^*) \right] \frac{V_{\infty}^2}{2C_p} \right\}}{L_3 + C_B t_{\infty} + \frac{V_{\infty}^2}{2}}. \quad (14)$$

В зависимости от t_{∞} и w_{∞} выражения (13) и (14) определяют границы между однофазным и двухфазным состоянием оседающей воды на внешней поверхности ВС. На рис. 2 представлен типичный вид зависимостей t_{crit} и w_{crit} , построенных по этим формулам с учетом определенных значений α и E в рассматриваемой точке поверхности. В зоне 1, расположенной правее сплошной линии, температура поверхности выше 0°C , и на ней может быть только вода в жидкой фазе ($\beta = 0$). В зоне 3, ниже пунктирной линии – только лед ($\beta = 1$). Между линиями – двухфазное состояние (лед + вода, $0 < \beta < 1$), причем температура поверхности равна нулю.

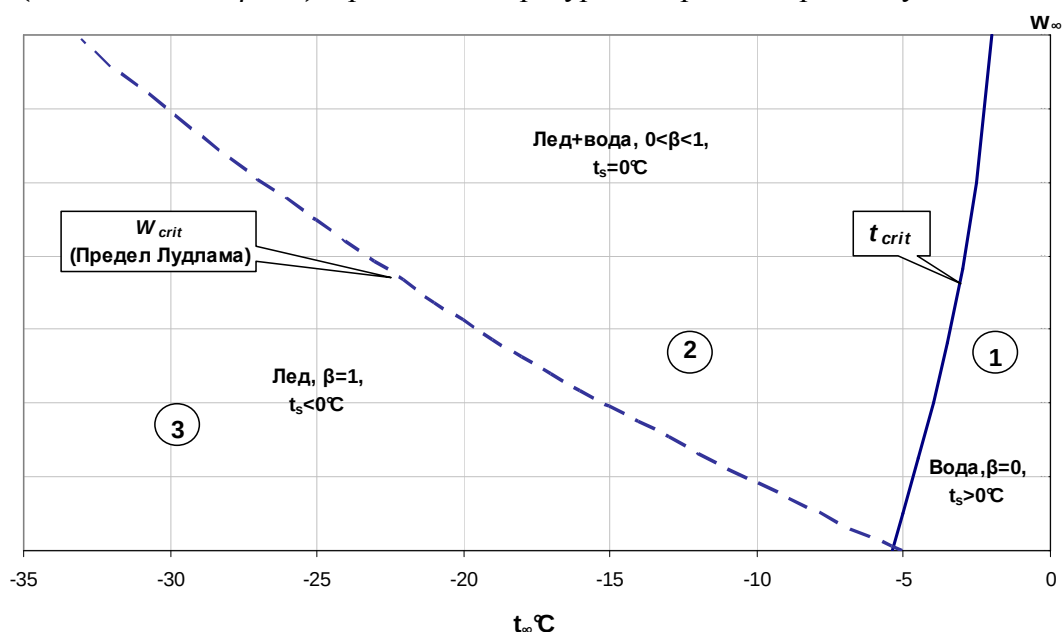


Рис. 2

Определение значений α в простых случаях может базироваться на полуэмпирических формулах, а при сложных геометрических формах – на теоретических численных методах расчета, например, на решении уравнений Навье-Стокса. Для определения локального коэффициента захвата E требуется расчет траекторий движения капель вплоть до соударения их с рассматриваемым участком поверхности. И определение α , и определение E являются сложными самостоятельными задачами и требуют отдельного рассмотрения.

Как было сказано выше, для определения скорости образования льда необходимо знать коэффициент намерзания β , показывающий, какая часть осаждающейся воды замерзает. Используя вывод формулы (2), а также соотношение $m_B = w_\infty V_\infty E$, получим

$$\beta = \begin{cases} 1 - \frac{w_H}{w_\infty} & \text{при } w_\infty < w_{crit} \\ 1 - \frac{w_H}{w_\infty} - \left(1 + \frac{C_B t_\infty}{L_3}\right) \left(1 - \frac{w_{crit}}{w_\infty}\right) & \text{при } w_\infty > w_{crit} \end{cases}, \quad (15)$$

где w_H определяется по формуле $w_H = \frac{0,622\alpha}{V_\infty E C_p} \left(\frac{e_{t_{s,л}} - e_{t_{\delta,в}}}{P_\delta} \right)$.

По приведенным формулам определяется масса льда, образовавшегося за единицу времени на единице площади в рассматриваемой области поверхности

$$m_{л} = m_B \beta = w_\infty V_\infty E \beta. \quad (16)$$

В качестве примера на рис. 3 приведено сравнение скоростей нарастания льда на сигнализаторе обледенения (СО) и на входе в воздухозаборник (ВЗ) маршевого двигателя транспортного ВС, рассчитанных по приведенным формулам для различных значений водности набегающего потока.

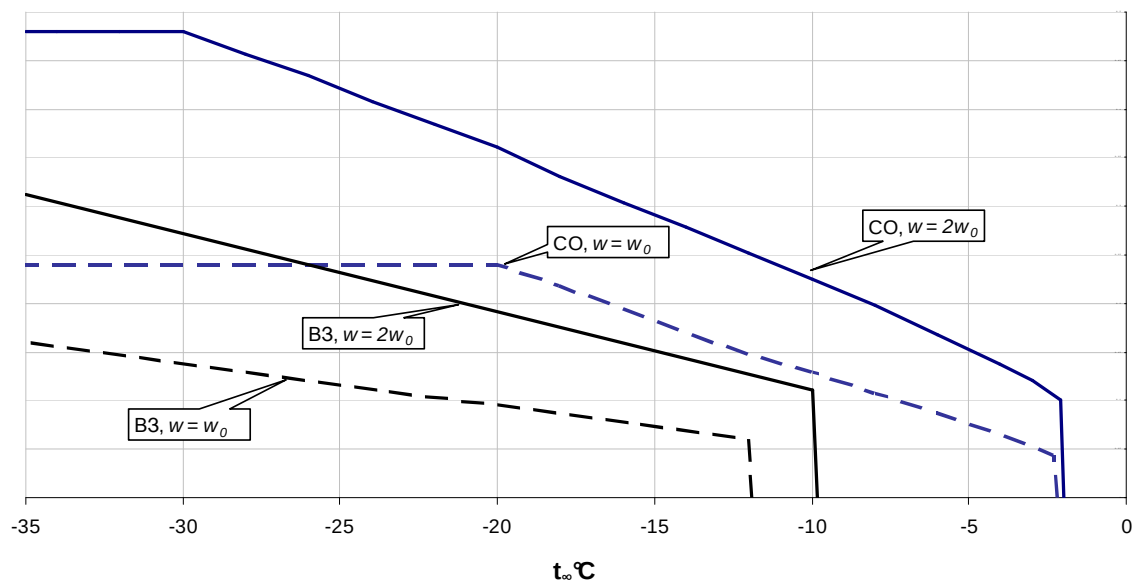


Рис. 3

Видно, что по расчетам скорость роста льда на воздухозаборнике в 2 раза ниже скорости роста льда на сигнализаторе обледенения. Зная порог чувствительности сигнализатора обледенения (например, включение ПОС происходит при нарастании на сигнализаторе льда толщиной 1 мм), можно определить толщину образующегося за это время льда на воздухозаборнике (в данном случае – 0,5 мм). При попадании в двигатель льда такой толщины не должно быть нарушений его работы.

Изложенным методом проведен анализ соответствия требованиям EASA для условий обледенения при сертификации самолета SSJ-100. Учитывая положительные результаты сертификации, а также отсутствие в отечественной практике другого опыта проведения сертификации по данному направлению, разработанный метод может быть рекомендован в качестве основы для подготовки соответствующих официальных методик оценки соответствия.

ЛИТЕРАТУРА

1. AC20-73A Subject: AIRCRAFT ICE PROTECTION, FAA, 2006.
2. AC25-1419-2 Subject: COMPLIANCE WITH THE ICE PROTECTION REQUIREMENTS OF §§ 25.1419 (e), (f), (g) and (h), FAA, 2009.
3. Долотовский А.В., Терехин В.А., Шевяков В.И., Чочиев В.А. Задачи аэродинамики при сертификации самолета SSJ-100 для условий обледенения: материалы XXIII научн.-техн. конф. по аэродинамике. - ЦАГИ. - 2012. - С. 97.
4. Ludlam F.H. The heat economy of rimed cylinder. Quart. Journal of the Royal Meteorological Society. Vol. 77, N 334, October, 1951.
5. Мазин И.П. Физические основы обледенения самолетов. - М.: Гидрометеорологическое издательство, 1957.
6. Тенишев Р.Х. и др. Противообледенительные системы летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1967.
7. Icing Handbook. Volume 1-3. Department of Transportation Atlantic City International Airport. March, 91.

AIRCRAFT ANTI-ICE PROTECTION REQUIREMENTS FULFILMENT

Shevyakov V.I.

It is considered parameters of icing of external surface of aircraft. There is provided the method determination of rate ice creation. There are the examples of using method at the certification of transport aircraft.

Key words: aircraft, external surface, icing, certification.

Сведения об авторе

Шевяков Владимир Иванович, 1955 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (1978), кандидат технических наук, заместитель начальника департамента аэродинамики ЗАО «Гражданские самолеты Сухого», автор более 30 научных работ, область научных интересов – практическая аэродинамика.

УДК 629.735.01

РЕШЕНИЕ НОВЫХ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИКИ В ПРОЦЕССЕ СЕРТИФИКАЦИИ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ – СИСТЕМА ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ

В.И. ШЕВЯКОВ

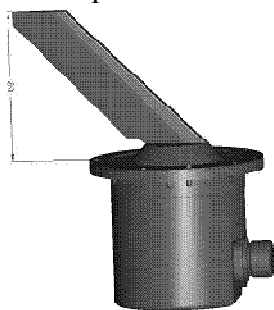
Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

Рассматриваются новые задачи аэродинамики при сертификации систем транспортного самолета. Излагается методика решения задачи сертификации датчиков системы воздушных сигналов для условий обледенения. Приведены примеры подготовки и проведения стендовых сертификационных испытаний датчиков в условиях обледенения, критерии успешности испытаний.

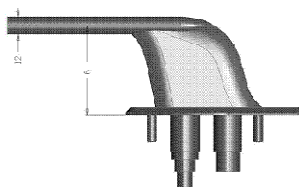
Ключевые слова: воздушное судно, сертификация, датчики системы воздушных сигналов.

В процессе сертификации самолета SSJ-100 решен ряд задач аэродинамики, не встречавшихся ранее в отечественной авиационной практике. Появление этих задач связано как с особенностями конструкции самолета, так и с выходом новых сертификационных документов федерального авиационного агентства США (Federal Aviation Agency – FAA) и европейского агентства авиационной безопасности (European Aviation Safety Agency – EASA), ужесточающих требования к воздушным судам (ВС) и их системам, что обусловлено в первую очередь стремлением повысить безопасность полетов.

В частности, по результатам расследования катастрофы самолета A-330 AF447 EASA ужесточило требования к условиям обледенения, при которых должна обеспечиваться устойчивая работа датчиков (рис. 1) системы воздушных сигналов (СВС) для вновь сертифицируемых самолетов (CRI F-05, CAI 08-008). Эффективность обогрева датчиков и их работоспособность должны быть продемонстрированы стендовыми испытаниями в условиях обледенения. Причем, если сертификационные требования задают лишь внешние условия среды ("матрицу облачности"), то в стендовых испытаниях каждый датчик должен быть испытан в условиях, соответствующих локальным параметрам набегающего потока в месте его установки на самолете. Таким образом, уже на ранних этапах проектирования самолета при выборе мест расположения датчиков вместе с "традиционными" требованиями должны учитываться и требования по устойчивой работе датчиков в условиях обледенения.



АоА



Pilot



TAT

Рис. 1. Внешний вид датчиков СВС

К "традиционным" отнесены требования, которые накладываются на расположение датчиков для обеспечения их устойчивой работы на различных режимах полета без учета условий обледенения и которые условно могут быть разбиты на несколько групп:

- 1) функциональные;
- 2) конструкционные;
- 3) эксплуатационные;
- 4) интерференционные;
- 5) требования по молниезащите и птицестойкости.

Функциональные требования гласят: датчики должны быть установлены на местах, в которых обеспечиваются наиболее точные показания во всей эксплуатационной области полета.

Например, для датчиков углов атаки это означает, что они должны устанавливаться так, чтобы их показания слабо зависели от угла скольжения. Угол установки датчика обычно выбирается посередине между максимальным и минимальным значениями местного угла атаки, достигаемыми при эксплуатации ВС.

Датчики статического давления следует размещать симметрично относительно плоскости симметрии самолета по левому и правому борту таким образом, чтобы полусумма их показаний слабо зависела от углов атаки и скольжения. Размещение датчиков статического давления должно обеспечивать:

- на режиме RVSM (минимум вертикального эшелонирования 1000 ft между эшелонами 29000 ft и 41000 ft) погрешность в определении барометрической высоты не более 80 ft,
- на уровне моря: "конструкция и установка статической системы должны быть таковы, чтобы ошибка в барометрической высоте по прибору на уровне моря и в условиях стандартной атмосферы, за исключением инструментальной ошибки, не приводила к погрешности, превышающей ± 9 м на каждые 185 км/ч скорости при соответствующей конфигурации самолета в диапазоне скоростей от $1,3V_{S0}$ (закрылки выпущены) до $1,8V_{S1}$ (закрылки убраны). Однако нет необходимости, чтобы погрешность была менее ± 9 м" [1].

Датчики полного давления должны располагаться вне пограничного слоя. Кроме того, местный угол атаки в месте их расположения должен лежать в заданном диапазоне, зависящем от типа датчика, где гарантируется необходимая точность. Угол установки датчика должен быть отрицательным, для возможности стока воды на стоянке, и лежать посередине между максимальным и минимальным значениями местного угла атаки.

Датчики температуры торможения должны располагаться вне пограничного слоя. Кроме того, местный угол атаки в месте их расположения должен лежать в заданном диапазоне, зависящем от типа датчика, где гарантируется необходимая точность. Угол установки датчика должен быть отрицательным, для возможности стока воды на стоянке, и лежать посередине между максимальным и минимальным значениями местного угла атаки, достигаемыми при эксплуатации ВС.

Требования к установке датчиков СВС у разработчиков авиационной техники западных фирм аналогичны. В качестве примера этого в табл. 1 приведены зарубежные требования для случая, когда датчики статического давления (Static pressure) и датчики углов атаки (AoA) на ВС расположены симметрично слева и справа, причем для 1-й и 2-й систем датчики углов атаки независимы, а для 3-й системы значение угла атаки определяется полусуммой показаний левого и правого датчиков.

Конструкционные требования запрещают устанавливать датчики на стрингерах и шпангоутах, в зоне размещения датчиков должно быть обеспечено требуемое пространство под обшивкой.

Эксплуатационные требования обеспечивают сохранность датчиков в процессе эксплуатации ВС. Из-за возможного попадания грязи запрещено размещать датчики в области под дверями и в нижней части фюзеляжа за стойками шасси; из-за угрозы повреждения датчиков запрещено размещать их в зоне подачи трапа ближе полутора метров от дверей; к датчикам должен быть обеспечен доступ, необходимый для обслуживания. В каждом конкретном случае размещение датчиков должно быть согласовано с соответствующими службами.

Интерференционные требования направлены на исключение влияния на показания датчиков элементов конструкции: на точность показания датчиков могут влиять другие датчики и выступающие элементы, расположенные выше по потоку. Поэтому размещение датчиков должно быть таким, чтобы их взаимное влияние (интерференция) было минимальным во всей эксплуатационной области полета ВС.

Таблица 1

Probe	Localization constraint
Static pressure	$\frac{\partial(P_{sleft} + P_{sright})}{\partial\beta} = 0$ $\frac{\partial(P_{sleft} + P_{sright})}{\partial\alpha} \approx 0$
Total pressure	Boundary layer thickness lower than height the probe Low local angle of attack variation whatever is the aircraft angle of attack (α) and sideslip (β)
AOA 1 and 2	$\frac{\partial(AOA_{loc})}{\partial\beta} = 0$
AOA 3L and 3 R	$\frac{\partial(AOA_{3R} + AOA_{3L})}{\partial\beta} = 0$
Total temperature	Boundary layer thickness lower than height the probe Low local angle of attack variation whatever is the aircraft angle of attack and sideslip

Требования по молниезащите и птицестойкости. Для обеспечения молниезащиты необходимо, чтобы расстояние между выступающими за теоретический контур датчиками в поперечном направлении к линиям тока разряда молнии было не менее 350 мм (отечественные требования) или не менее 500 мм (требования FAA). Если это расстояние оказывается меньшим, то необходимо проводить испытания модели самолета на молниезащиту. Аналогичные требования выдвигаются и по птицестойкости: необходимо, чтобы расстояние между выступающими за теоретический контур датчиками в поперечном направлении к линиям тока набегающего потока было не менее 500 мм.

Для контроля выполнения перечисленных требований к каждому датчику проводится анализ местных параметров потока в местах предполагаемого его размещения. С этой целью необходимо выполнить расчеты обтекания ВС в широком диапазоне изменения параметров. При этом рассматривается более широкий диапазон изменения параметров, чем в эксплуатационной области полета ВС. В результате расчетов для каждого датчика находится область на внешней поверхности ВС, где требования к датчику выполняются во всем рассмотренном диапазоне изменения параметров (высота, число М, скорость, углы атаки и скольжения). В этой области и должен располагаться датчик. Для каких-то датчиков эта область может получаться довольно большой и тогда сложностей с его расположением не возникает (на рис. 2 – светлая зона).

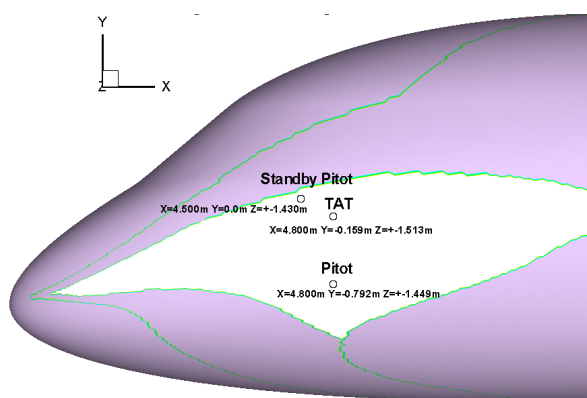


Рис. 2. Зона возможного размещения датчиков температуры и полного давления

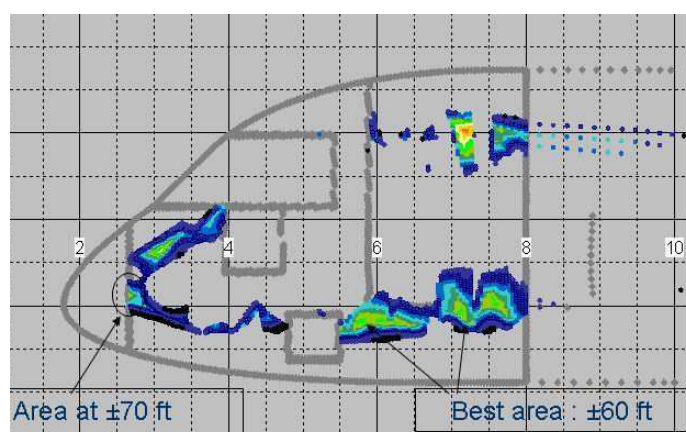


Рис. 3. Зоны возможного размещения датчиков статического давления

Однако возможны случаи, когда эти зоны имеют незначительные размеры (рис. 3) или практически превращаются в линию (рис. 4). В таких случаях могут возникнуть сложности с оптимальным размещением датчиков СВС. Это в первую очередь относится к ВС небольшого размера.

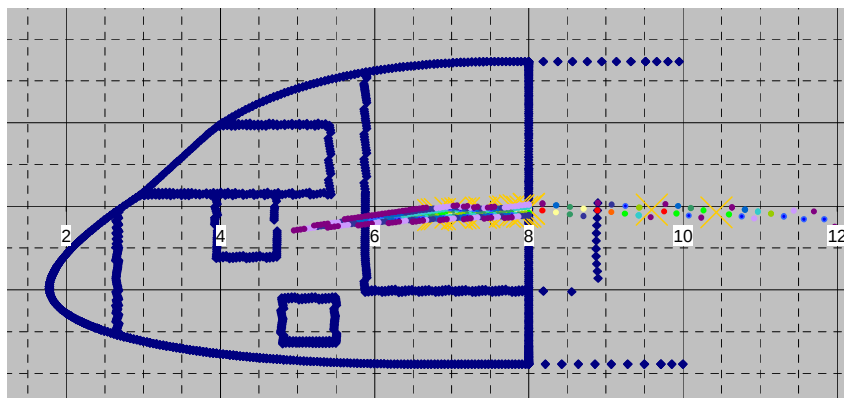


Рис. 4. Зона возможного размещения датчиков углов атаки

навливают нижние границы 10 состояний, описывающих встречающиеся типичные облака, полет в которых может привести к образованию льда на датчиках СВС.

Устойчивость работы датчиков СВС в условиях обледенения накладывают определенные требования в первую очередь на эффективность обогрева датчиков, однако при использовании на ВС стандартных датчиков это может привести и к определенным ограничениям в их размещении на внешней поверхности.

Вводимая CRI F-05 "матрица облачности" (табл. 2), уста-

Таблица 2

Test #	Cloud Type	SAT (°C)	Droplet LWC (g/m ³)	Crystal LWC (g/m ³)	Droplet MVD (μm)	Crystal MVD (μm)	Time duration (min)
L1	Liquid Phase Icing (supercooled droplets)	-30	0,2	0	20	0	15
L2	Liquid Phase Icing (supercooled droplets)	-30	1,1	0	20	0	5
L3	Liquid Phase Icing (supercooled droplets)	-20	1,85	0	20	0	5
L4	Liquid Phase Icing (supercooled droplets)	-10	2,5	0	20	0	5
M1	Mixed Phase Icing (crystals/supercooled droplets)	-10	1	4	20	1000	5
S1	Solid Phase Icing (crystals)	-35	0	2	0	1000	15
S2	Solid Phase Icing (crystals)	-35	0	5	0	1000	5
R1	Rain (droplets)	-2 to 0	2	0	1000	0	15
R2	Rain (droplets)	-2 to 0	6	0	2000	0	1,5
R3	Rain (droplets)	-2 to 0	15	0	2000	0	0,33

Примечание: SAT – температура наружного воздуха; LWC – водность (или масса кристаллического льда); MVD – среднемедианный диаметр (капель или кристаллов льда).

Для приведенных условий должна быть продемонстрирована работоспособность датчиков в стендовых испытаниях. Причем в "матрице облачности" величина водности приведена для набегающего потока. Конструктором должна быть определена локальная величина водности для каждого датчика в месте его установки на ВС для всех режимов испытаний. Испытания должны проводиться на числах Маха и углах атаки, величина которых перекрывает всю область полетов ВС в эксплуатации.

Датчики должны быть испытаны для двух режимов работы защиты от обледенения (обычно – подогрев):

"Anti-icing" – защита от обледенения переключается в положение "on" еще до температуры замерзания;

"De-icing" – защита от обледенения переключается в положение "off" до достижения на датчике толщины льда 0,5 дюйма, затем переключается в положение "on".

При сертификации датчиков СВС в EASA приняты следующие программы стендовых испытаний (табл. 3).

Таблица 3

Cloud condition	Mode	Mach	AoA
L1, L2	Anti-icing	Medium & High	0°, 10°, 20°
L1	De-icing	Medium	0° & 20°
L2	De-icing	Low	0° & 20°
L3	Anti-icing	Medium	0° & 10°
L4	Anti-icing	Low	0° & 20°
M1	Anti-icing	Medium	0° & 10°
S1	Anti-icing	Medium	0°
S2	Anti-icing	High	0° & 10°
R1, R2, R3	Anti-icing	Low	0°

Критерием успешности испытаний является выполнение следующих условий:

1. Выходные данные датчика должны быстро стабилизироваться на корректной величине (после начала испытаний по защите от обледенения или восстановления защиты от обледенения в испытаниях по удалению льда) и должны оставаться корректными в течение работы защиты от обледенения.

2. В случае условий дождя (R1, R2, R3) испытания считаются успешными, если вышеуказанные критерии выполнены и, дополнительно, если можно показать, что количество захваченной воды в датчике и около датчика не мешает правильности выходных данных, если датчик подвергнется внезапному замерзанию.

Для проведения сертификационных стендовых испытаний датчиков СВС в условиях обледенения необходимо для каждого испытываемого датчика определить величину локальной водности в месте его установки на ВС. Вместо величины водности в западной авиационной промышленности и сертификационных организациях принято рассматривать коэффициент "overconcentration", показывающий во сколько раз водность в данной точке больше водности набегающего потока. Таким образом, для каждого датчика необходимо определить величины коэффициента "overconcentration" для каждого режима стендовых испытаний.

Следует отметить, что в табл. 2 под углом атаки AoA понимается местный угол атаки в месте расположения датчика, поэтому сначала необходимо установить зависимость этого местного угла атаки от угла атаки ВС, а затем определить, на каком угле атаки выполнять расчет обтекания, чтобы он соответствовал указанному режиму стендовых испытаний.

В табл. 4 приведен пример результатов расчета такого соответствия для трех датчиков полного давления (Pitot-1, 2, 3) и трех датчиков углов атаки (AoA 1, 2, 3). Здесь согласно табл. 3 для чисел Маха приняты следующие значения: Low = 0,3; Medium = 0,5; High = 0,65 (предельно возможное значение для стендовых испытаний). Для датчиков углов атаки типа "флюгарка" местный угол атаки по определению равен нулю, но условия их обтекания зависят от угла атаки ВС.

Для этого необходимо получить поля течения в окрестности самолета для каждого из режимов, определить траектории частиц воды с учетом аэродинамических сил и инерции. Обычно принимается, что капли воды не деформируются и имеют форму шара. Расчеты проводились для указанных в "матрице облачности" размеров капель. Относительная водность (коэффициент "overconcentration") определяется в месте расположения каждого датчика. Методика расчета приведена в [2].

Распределение относительной водности существенно зависит от размера капель: крупные капли более инертны и их траектории менее искривлены. При большом диаметре капель достижимы величины коэффициента "overconcentration" 2 и более (рис. 5, 6). В таких случаях чаще всего положение датчиков выбирают так, чтобы датчик находился вне зон с таким высоким значением коэффициента "overconcentration".

Таблица 4

М							
	Датчик	Угол атаки датчика	Угол атаки ВС	Угол атаки датчика	Угол атаки ВС	Угол атаки датчика	Угол атаки ВС
1	Pitot-1(2)	0	3,5	0	3,6	0	4,1
		10	9,8	10	9,9	10	10,2
		20	15,7	20	15,8	20	16,3
2	Pitot-3	0	1,7	0	1,9	0	2,2
		10	7,2	10	7,7	10	8,1
		20	14	20	14,2	20	14,7
3	AoA 1,2	0	-0,5	0	-0,6	0	-0,7
		10	4,2	10	4,2	10	4,1
		20	9,2	20	9,1	20	9
4	AoA 3	0	3,3	0	3,5	0	3,8
		10	9,3	10	9,5	10	9,7
		20	15,5	20	15,5	20	15,8

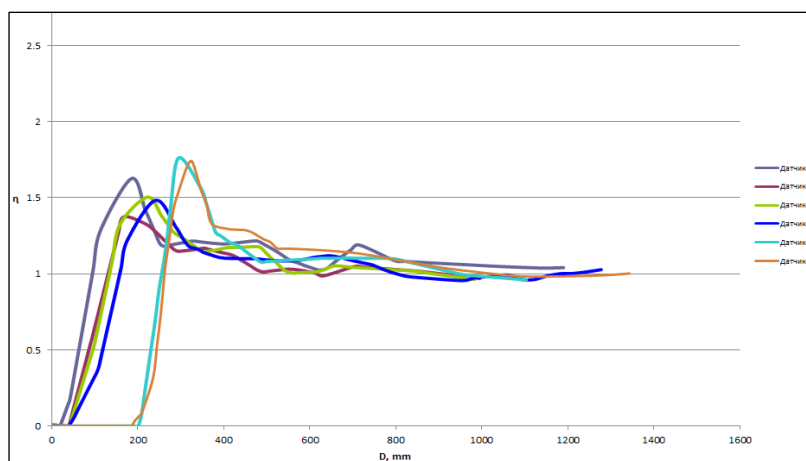


Рис. 5. Пример расчетных значений коэффициента "overconcentration" ($M = 0.81$, $\alpha = 2.5^\circ$, $D = 20$ мкм)

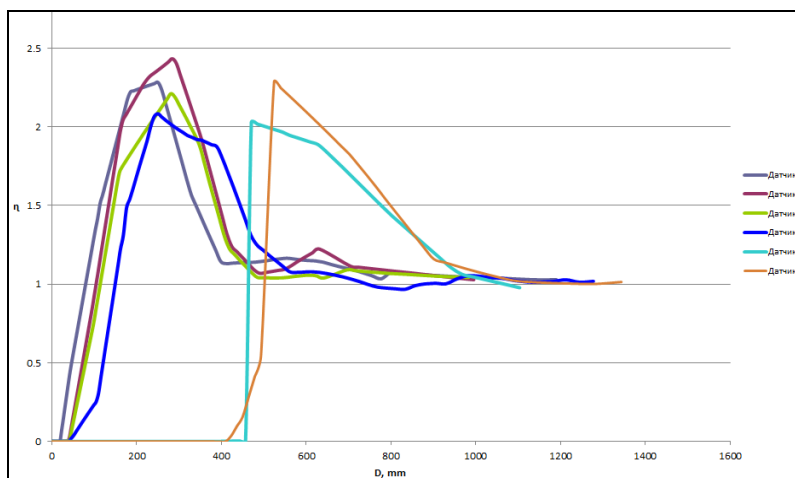


Рис. 6. Пример расчетных значений коэффициента "overconcentration" ($M = 0.81$, $\alpha = 2.5^\circ$, $D = 48$ мкм)

Зная распределения коэффициента "overconcentration" в зависимости от расстояния до поверхности ВС и размеры датчиков, можно определить величину коэффициента для каждого датчика при заданных размерах капель, числе М и угле атаки.

С определенными таким образом значениями коэффициента "overconcentration" для каждого датчика и каждого режима проводятся стендовые сертификационные испытания датчиков СВС. Позиция EASA такова, что стендовым испытаниям в условиях обледенения должны подвергаться все датчики СВС, выходящие на внешнюю поверхность ВС. Однако на практике, при демонстрации отсутствия обледенения на датчиках статического давления в летных испытаниях ВС в естественных условиях обледенения (ЕУО), эти датчики стендовых испытаний не проходят. Учитывая не критичность обледенения датчика температуры (ТАТ), обычно и его в стендовых испытаниях не испытывают. Исключение составил ТАТ для самолета SSJ-100: требование EASA по испытаниям касалось и его. Примерная программа испытаний, удовлетворяющая требованиям EASA, приведена в табл. 5.

Таблица 5

Reference	Type	Angle of Attack (°)	Mach number	SAT (°C)	TAT (°C)	ICC (g/m ³)	LWC (g/m ³)	Over-concentration				Safety factor	Duration	Voltage (V)
								Pitot 1, 2	Pitot 3	AoA 1, 2	AoA 3			
S1-A-M-0	Anti-icing	0	0,5	-35	-23,1	2		0.58	0.55	0.29	0.97	1,1	15 min	103,5V
S2-A-H-0	Anti-icing	0	0,65	-29,4	-8,8	5,8		0.63	0.61	0.32	1.0		5 min	
S2-A-H-10	Anti-icing	10	0,65	-29,4	-8,8	5,8		0.65	0.64	—	—		5 min	
L2-A-H-20 L1-A-H-20	Anti-icing	20	0,65	-24,2	-3,2		1,25	0.67	0.67	—	—		15 min	
L2-A-H-0 L1-A-H-0	Anti-icing	0	0,65	-24,2	-3,2		1,25	0.63	0.61	0.32	1.0		15 min	
L2-A-H-10 L1-A-H-10	Anti-icing	10	0,65	-24,2	-3,2		1,25	0.65	0.64	—	—		15 min	
L2-A-M-0	Anti-icing	0	0,5	-30	-17,8		1,1	0.58	0.55	0.29	0.97		5 min	
L2-A-M-10	Anti-icing	10	0,5	-30	-17,8		1,1	0.60	0.66	—	—		5 min	
L2-A-M-20	Anti-icing	20	0,5	-30	-17,8		1,1	0.62	0.78	—	—		5 min	
L3-A-M-0	Anti-icing	0	0,5	-20	-7,4		1,85	0.58	0.55	0.29	0.97		5 min	
L3-A-M-10	Anti-icing	10	0,5	-20	-7,4		1,85	0.60	0.66	—	—		5 min	
L4-A-L-0	Anti-icing	0	0,3	-10	-5,3		2,5	0.65	0.97	0.54	0.87		5 min	
L4-A-L-20	Anti-icing	20	0,3	-10	-5,3		2,5	0,8	0,82	—	—		5 min	
L1-A-M-0	Anti-icing	0	0,5	-30	-17,8		0,2	0.58	0.55	0.29	0.97		15 min	
L1-A-M-10	Anti-icing	10	0,5	-30	-17,8		0,2	0.60	0.66	—	—		15 min	
L1-A-M-20	Anti-icing	20	0,5	-30	-17,8		0,2	0.62	0.78	—	—		15 min	
M1-A-M-0	Anti-icing	0	0,5	-10	2	4	1	0.58	0.55	0.29	0.97		5 min	
M1-A-M-10	Anti-icing	10	0,5	-10	2	4	1	0.60	0.66	—	—		5 min	
R1-A-L-0	Rain	0	0,3	-2 to 0			2	1.3	1.8	0	1.65		15 min	
R2-A-L-1	Rain	0	0,3	-2 to 0			6	1.3	1.8	0	1.65		1 min 50	
R3-A-L-2	Rain	0	0,3	-2 to 0			15	1.3	1.8	0	1.65		20 s	

Следует иметь в виду, что подход Авиационного регистра Международного авиационного комитета (АР МАК) к сертификации датчиков СВС несколько иной: до сертификации самолета SSJ-100 коэффициент "overconcentration" не рассматривался – в стендовых испытаниях водность для всех датчиков принималась одинаковой и равной водности набегающего потока (что соответствует значению коэффициента "overconcentration", равному 1,0). Поэтому, для того чтобы в одних испытаниях удовлетворить и требованиям EASA, и требованиям АР МАК, в программе испытаний, аналогичной табл. 5, целесообразно все значения коэффициента "overconcentration" меньше 1,0 принять равными 1,0.

В настоящее время в мире практически нет транспортных самолетов с сертифицированными датчиками полного давления, удовлетворяющими вновь вводимым требованиям CRI F-05 во всем предписанном диапазоне изменения параметров (температуры, числа М, водности, угла атаки, размеров капель и кристаллов льда, продолжительности испытаний, напряжения в сети

обогрева датчика). Для самолета SSJ-100 с учетом ОПП-а удалось доказать, что в эксплуатационной области полета параметры обтекания всех датчиков СВС (включая датчик полного давления) позволяют обеспечить выполнение сертификационных требований. Результаты стендовых испытаний датчика полного давления, датчика углов атаки и датчика температуры удовлетворили требованиям AP MAK и EASA.

ЛИТЕРАТУРА

1. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25). Межгосударственный авиационный комитет, 2004.
2. Лысенков А.В., Терехин В.А., Шевяков В.И. Расчетная оценка характеристик потока вблизи фюзеляжа в условиях обледенения: материалы XXII научн.-техн. конф. по аэродинамике. - ЦАГИ. - 2011. - С. 102 - 103.

SOLUTION TO NEW TASKS OF AERODYNAMICS DURING CERTIFICATION OF AIRCRAFT OF TRANSPORT CATEGORY – AIR DATA SYSTEM

Shevyakov V.I.

There analyzed new tasks of aerodynamics during certification of aircraft of transport category. There provided procedure for solution of certification tasks of Air Data System probes in the conditions of icing. There given examples from preparation and performance of certification bench tests of Air Data System probes in the conditions of icing, criteria of tests sufficiency.

Key words: aircraft, certification, Air Data System probes.

Сведения об авторе

Шевяков Владимир Иванович, 1955 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (1978), кандидат технических наук, заместитель начальника департамента аэродинамики ЗАО «Гражданские самолеты Сухого», автор более 30 научных работ, область научных интересов – практическая аэродинамика.

УДК 629.735.07

МОДЕЛИРОВАНИЕ НА ТРЕНАЖЕРЕ ОСОБЫХ СИТУАЦИЙ, СВЯЗАННЫХ С АВАРИЙНЫМ СБРОСОМ ГРУЗА С ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКИ ВЕРТОЛЕТА МИ-8МТВ

А.Н. СВИРИДЕНКО, А.Н. ШИШОВ, И.Д. РУСЬЯНОВ

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

В статье представлены результаты экспериментальных исследований на тренажере особой ситуации, связанной с аварийным сбросом груза с внешней подвески вертолета Ми-171 из-за отказа двигателя, а именно:

- отказ двигателя при вертикальном подъеме груза;
- отказ двигателя в процессе горизонтального разгона вертолета.

Получена оценка опасных зон полета в координатах "высота - скорость" для взлета вертолета предельной взлетной массы с грузом на внешней подвеске. Предложена структура "безопасной" траектории взлета с грузом на внешней подвеске.

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

Введение

При выполнении полета с грузом на внешней подвеске (ВП) возможны особые ситуации, которые при неправильных действиях экипажа могут привести к катастрофическим последствиям. В Руководствах по летной эксплуатации (РЛЭ) вертолетов типа Ми-8 определены ситуации, требующие экстренного сброса груза с внешней подвески (рис. 1) [1].

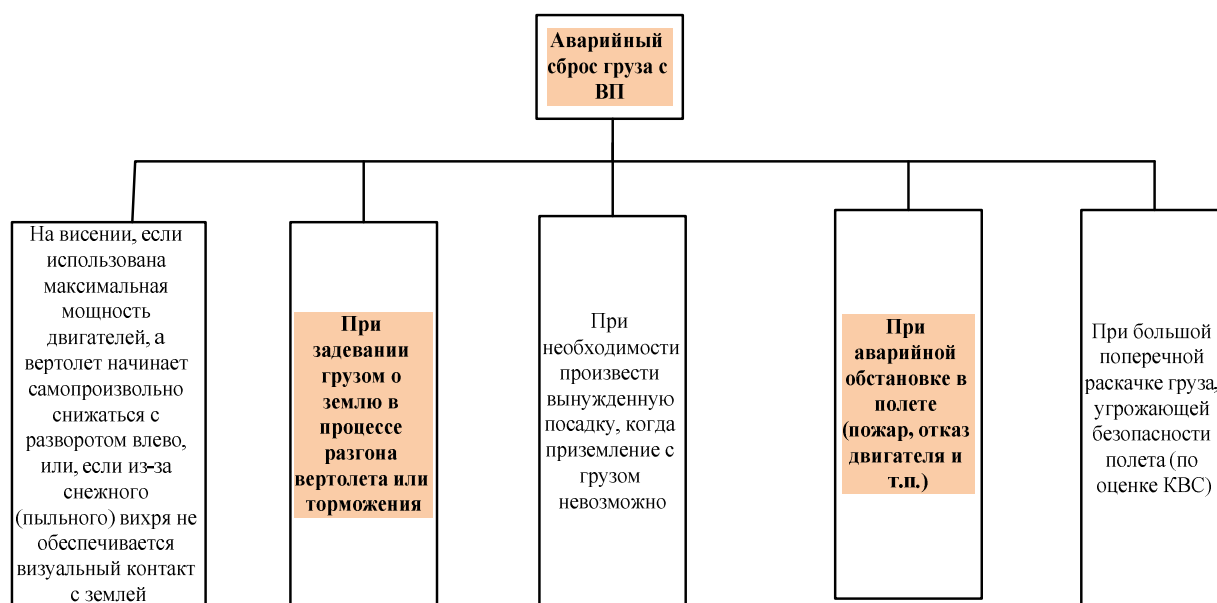


Рис. 1. Особые ситуации сброса груза с внешней подвески вертолета

Однако, по мнению авторов, ситуации, связанные со сбросом груза с ВП вертолета, недостаточно исследованы и освещены в научной литературе и не отражены в нормативных документах по выполнению полетов.

Очевидно, что это связано, с одной стороны, с невозможностью аналитических исследований сложной эргатической системы "летчик – вертолет – груз на ВП" и, с другой стороны, не-

безопасностью проведения весьма дорогостоящих летных испытаний. Именно ввиду уникальности таких исследований следует отметить проведенные в ОАО НПК "ПАНХ" (г. Краснодар) в 2003 г. летные экспериментальные исследования по оценке предельных технических возможностей вертолета Ми-8АМТ (Ми-8МТВ) с грузом на внешней подвеске в случае отказа одного двигателя [2; 3].

В отличие от вышеупомянутых летных исследований, в которых оценивалась возможность продолжения полета вертолета и/или выполнение посадки с особо важным грузом, сброс которого невозможен по социальным (аварийная эвакуация людей) или экономическим (уникальное дорогостоящее оборудование) причинам, в настоящей работе исследовались вопросы безопасного взлета вертолета (с максимальной взлетной массой) с грузом на внешней подвеске в случае отказа двигателя.

Таким образом, цель настоящей работы можно сформулировать следующим образом:

- во-первых, экспериментально исследовать особую ситуацию (ОС), связанную с отказом двигателя вертолета при взлете с грузом на внешней подвеске;
- во-вторых, показать возможность непосредственного моделирования указанной ОС на комплексном тренажере экипажа вертолета и получения объективных данных по функционированию системы "летчик – вертолет – груз на ВП" в этой аварийной ситуации;
- в-третьих, отработать методические вопросы моделирования рассматриваемой ОС на тренажере с целью создания в дальнейшем учебной "Программы тренировки (на тренажере) летного состава действиям в ОС при отказе двигателя в полете с грузом на ВП".

1. Описание экспериментальных исследований

Экспериментальные исследования, результаты которых представлены в настоящей работе, проводились на комплексных тренажерах экипажа вертолета Ми-8МТВ в ЗАО ЦНТУ "Динамика" (г. Жуковский, Московская область) и в Учебном авиационном центре ФГУП "Авиалесоохрана" (г. Пушкино, Московская область).

В состав этих тренажеров входит дополнительная опция, позволяющая моделировать полет вертолета с грузом на внешней подвеске [4] и применение его при тушении лесных пожаров с использованием водосливного устройства на внешней подвеске [5; 6]. К сожалению, эти тренажеры не оснащены системой подвижности (fixed base simulators), что снижает адекватность восприятия летчиком "полета" на некоторых важных режимах, например, висении [7], но, тем не менее, позволяет отрабатывать действия экипажа в особых ситуациях без привития ложных навыков.

1.1. Комплексный тренажер экипажа вертолета Ми-171

Комплексный тренажер экипажа вертолета Ми-171 состоит из следующих основных частей:

- макета кабины летчиков и грузовой кабины вертолета (рис. 2, 3);
- вычислительного комплекса;
- проекционной системы внешней визуальной обстановки для летчиков (рис. 4);
- системы визуализации внешней обстановки для оператора внешней подвески;
- рабочего места инструктора – руководителя обучения.

Для изготовления макетов кабины летчиков и грузовой кабины использована передняя часть фюзеляжа вертолета Ми-8МТВ (рис. 2). В макете кабины летчиков оборудованы два рабочих места для командира воздушного судна и второго пилота. Приборное оборудование доработано для взаимодействия с вычислительным комплексом тренажера. Рычаги управления – ручки управления циклическим и общим шагом несущего винта, педали – реальные рычаги управления вертолета Ми-8МТВ. Интерьер макета кабины полностью идентичен кабине вертолета (рис. 3).



Рис. 2. Кабина летчиков и грузовая кабина



Рис. 3. Интерьер кабины летчиков



Рис. 4. Проекционная система внешней визуальной обстановки

Система визуализации внешней обстановки для летчиков – шестиканальный проекционно-экранный комплекс со сферическим экраном и углами обзора 220° по горизонтали и 70° по вертикали. Система генерации изображения внекабинной обстановки имеет разрешение 1600×1200 пикселей и частоту смены кадров не менее 50 Гц (рис. 4).

Рабочее место инструктора – руководителя обучения – консоль с тремя мониторами, клавиатурой, связной гарнитурой, позволяющая ему управлять процессом тренировки:

- наблюдать за действиями обучаемых по телевизионному изображению с установленных в кабине тренажера телекамер;
- наблюдать за полетом вертолета как со стороны, так и с места пилота;
- оперативно вносить изменения в сценарий тренировки, в т.ч. вводить отказы систем вертолета, изменять метеоусловия и т.д.;
- осуществлять голосовую связь с обучаемыми в кабине тренажера.

1.2. Груз на внешней подвеске вертолета

В качестве типового груза на внешней подвеске использовался стандартный 20-футовый морской контейнер (высота $\times$ ширина $\times$ длина: 2350 мм $\times$ 2330 мм $\times$ 5867 мм) полной массой $m_{\text{конт}} = 3200$ кг (рис. 5).

Для определения аэродинамических сил и моментов, действующих на контейнер, были использованы материалы экспериментальных исследований по обтеканию различных тел [9; 10]. В результате были получены аппроксимационные зависимости, позволяющие оценить силы и моменты, действующие на тело в форме параллелепипеда, в зависимости от его геометрических

параметров и ориентации относительно вектора скорости набегающего потока. Контейнер прикреплен к верхнему замку внешней подвески посредством 20-метрового упругого стального каната и четырех 5-метровых строп.



Рис. 5. Стандартный 20-футовый контейнер

1.3. Методика проведения экспериментов

С целью усиления эффекта отказа двигателя, оставаясь в рамках эксплуатационных ограничений, установленных в РЛЭ, взлетная масса снаряженного вертолета была принята равной $m_b = 10100$ кг, а температура окружающего воздуха $t^\circ = 30^\circ\text{C}$.

Типовая траектория взлета вертолета с грузом на внешней подвеске, рекомендованная РЛЭ, представлена на рис. 6.

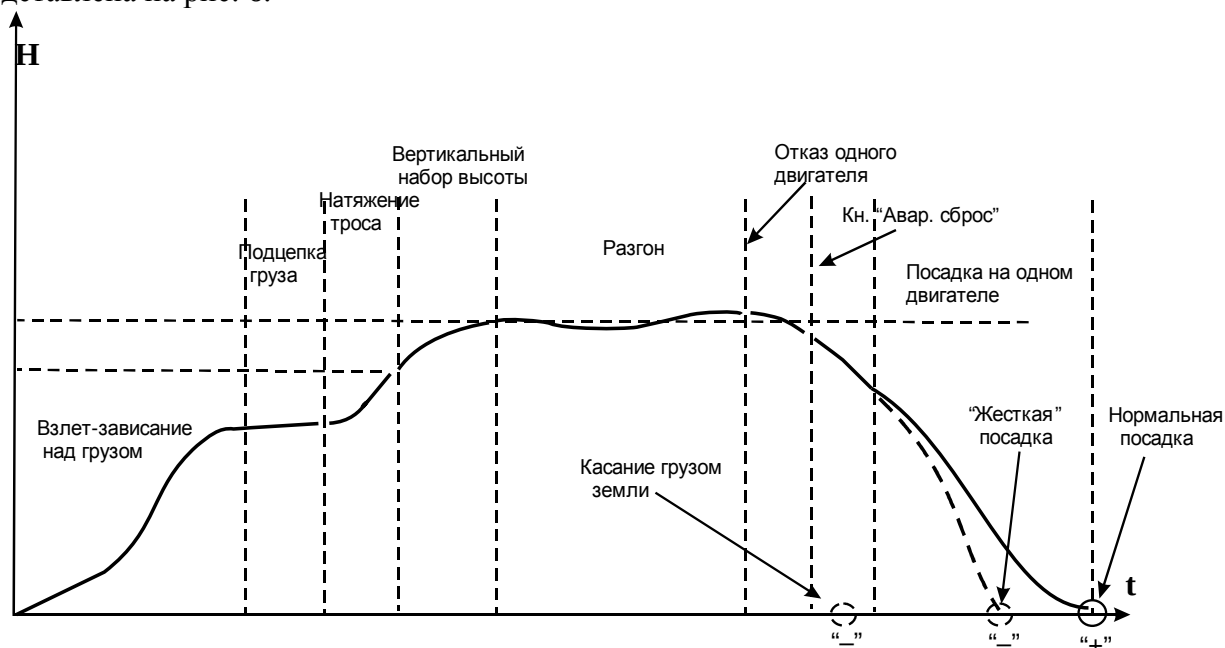


Рис. 6. Траектория взлета вертолета с грузом на внешней подвеске

Наиболее критичная к отказу двигателя часть траектории взлета (после подцепки груза) состоит из двух участков: вертикального подъема груза и горизонтального разгона до скорости 60 км/ч – 70 км/ч с последующим набором высоты и продолжается около 40 с. Именно на этом временном интервале (после отрыва груза от земли) инструктор вводил команду на отказ одного двигателя. Момент ввода отказа был случайным с равномерным распределением.

В соответствии с требованиями РЛЭ при возникновении такой особой ситуации летчик обязан сбросить груз с ВП путем нажатия кнопки "Аварийный сброс" на ручке "Шаг-газ" и выполнить посадку вертолета на одном работающем двигателе.

Задача считалась невыполненной, если:

- посадка была "жесткой", т.е. были превышены установленные ограничения по максимальной вертикальной скорости и перегрузке вертолета при посадке $V_y \leq V_y^{\max}$, $n_y \leq n_y^{\max}$;
- груз касался земли до момента расцепки.

С целью мобилизации действий летчика в моделируемой ОС была введена задержка от момента нажатия на кнопку "Аварийный сброс" до срабатывания замка ВП $\tau_0 \approx 2,5$ с.

При проведении экспериментальных исследований летчик должен был выполнить следующее задание:

выполнить взлет, подлететь к расположенному вблизи контейнеру и по командам бортопера "зависнуть" над ним на высоте, обеспечивающей подцепку груза;

после подцепки груза оторвать его от земли и выполнить вертикальный подъем до заданной по условиям эксперимента высоты $H_{гп}$ (при заданных параметрах ВП и размерах контейнера отрыв груза от земли происходил на высоте $H = H_{отр} \approx 29,3$ м);

выполнить горизонтальный разгон до скорости 60 км/ч – 70 км/ч с последующим набором высоты;

при возникновении ОС "Отказ двигателя" действовать согласно РЛЭ.

2. Результаты экспериментальных исследований

Было выполнено 3 серии по 20 полетов ($H_{гп} = 30$ м; 35 м и 40 м), результаты которых приведены в табл. 1 и на рис. 7 - 9.

Таблица 1

$H_{гп}$, м	Среднее арифметическое $\bar{H}_{гп}$, м	Результат			Всего
		Успешно	Жесткая посадка	Касание грузом	
30	32,8	3	7	10	20
35	33,5	6	8	6	20
40	39,5	13	7	—	20

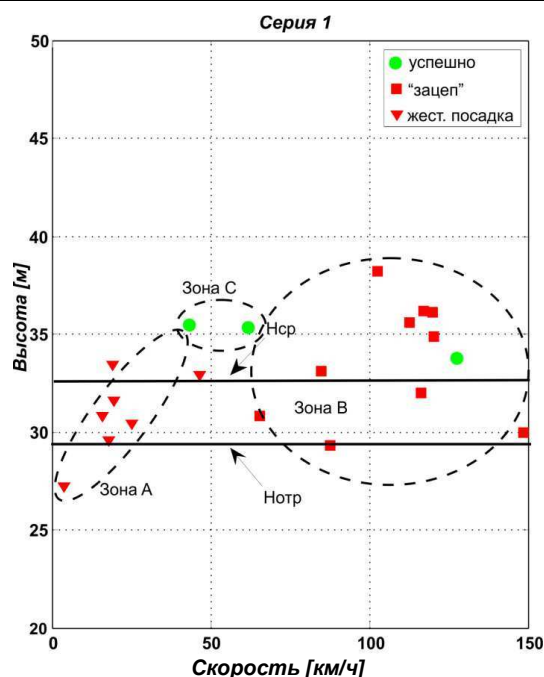


Рис. 7. Серия 1 – $H_{гп} = 30$ м

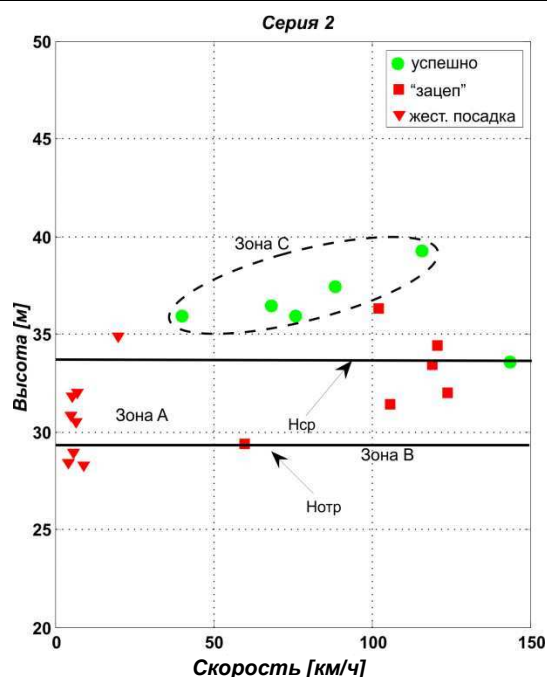


Рис. 8. Серия 2 – $H_{гп} = 35$ м

Результаты 1-й серии полетов (рис. 7) достаточно очевидны: при отказе двигателя на вертикальном участке полета или в начале разгона ($V \leq 30$ км/ч) – зона "А" – вследствие недостаточной высоты вертолет совершает "жесткую" посадку.

Отказы двигателя на участке разгона – зона "В" – в основном заканчиваются касанием грузом земли.

Среднее время реакции летчика на отказ двигателя (до нажатия на кнопку "Аварийный сброс") составляет $\tau_{\text{л}} \approx 0,4$ с. Отметим, что выполнение поставленной задачи требовало от опытного летчика (общий налет более 4000 ч) значительных усилий и концентрации внимания: выполнение на тренажере более 20-ти "полетов" подряд нецелесообразно.

Во 2-й серии полетов (рис. 8) также выделяются характерные зоны "А" и "В", но появляется область режимов полета – зона "С", в которой отказ двигателя не приводил к аварийной ситуации (доля успешных посадок около 30 %). Видно, что во всех успешных полетах имеется запас высоты $\Delta H \approx 2 \text{ м} \div 3 \text{ м}$.

В 3-й серии полетов (рис. 9) отказы двигателя на участке разгона успешно парировались летчиком: груз сбрасывался с ВП, вертолет совершал успешную посадку на одном двигателе (зона "С" – 70 %). Отказы на участке вертикального подъема завершались "жесткой" посадкой (зона "В" – 30 %).

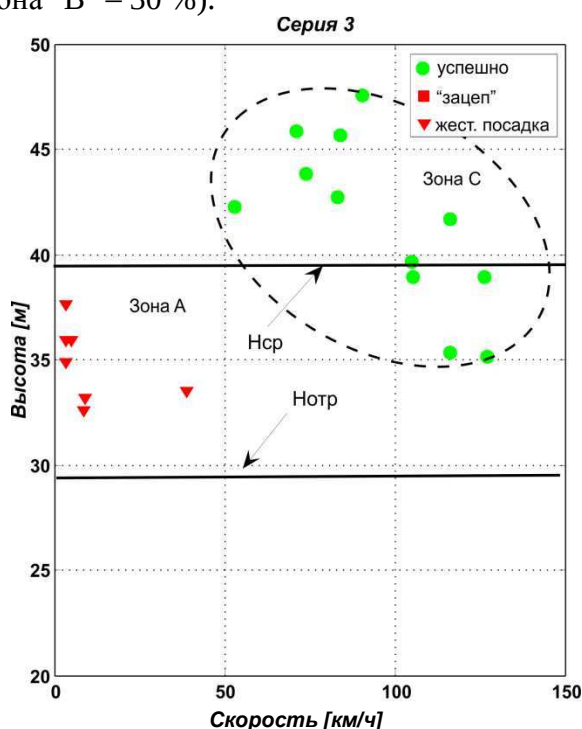


Рис. 9. Серия 3 – $H_{\text{гп}} = 40$ м

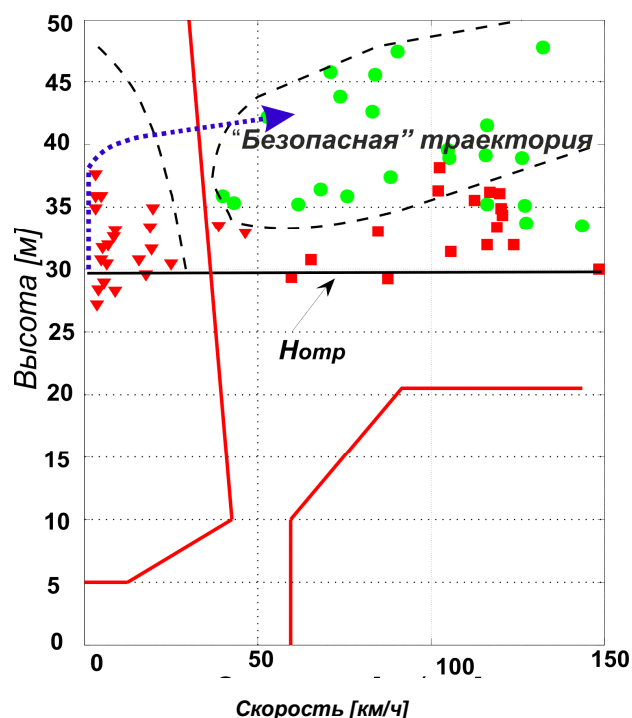


Рис. 10. "Безопасная траектория"

Суммируя полученные результаты (рис. 10), можно сформулировать некоторые рекомендации о структуре "безопасной" траектории взлета с грузом на ВП. При подъеме груза вертолет находится в зоне режимов полета, которую РЛЭ рекомендуют по возможности избегать (сплошные линии на рис. 10). Поэтому, по-видимому, целесообразно максимально быстро, минимизируя вероятность отказа двигателя в зоне "А", перевести вертолет в зону "С".

Тогда номинальная траектория взлета с грузом на ВП может быть такой:

- вертикальный подъем груза с максимально возможной скоростью (с учетом располагаемой мощности двигателей) до высоты 7 м – 10 м над землей;
- переход в горизонтальный полет с набором скорости до 50 км/ч – 60 км/ч;
- дальнейший разгон с набором высоты.

Естественно, приведенные в настоящей работе результаты являются оценочными и требуют уточнения, однако, учитывая, что в экспериментах моделировались предельные эксплуатационные ограничения, они могут служить отправной точкой для дальнейших исследований.

В заключение хотелось бы отметить, что проведенные экспериментальные исследования на тренажере, с очевидностью доказывают целесообразность использования современных комплексных тренажеров не только в качестве учебно-тренировочных средств, но и для выполнения прикладных научно-исследовательских работ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Руководство по летной эксплуатации вертолета Ми-8МТВ. - М., 1994.
2. Паршенцев С.А., Асовский В.П., Худоленко О.В. Проблемы и особенности использования вертолетов для спасения людей // VI Форум Российского вертолетного общества: сб. науч. тр. - М.: МАИ, 2004. - Разд. VII. - С. 81-85.
3. Козловский В.Б., Паршенцев С.А., Ефимов В.В. Вертолет с грузом на внешней подвеске. - М.: Машиностроение-Полет, 2008.
4. Свириденко А.Н. Математическая модель системы "вертолет – груз на внешней подвеске" // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность. - 2007. - № 111.
5. Свириденко А.Н. Математическая модель движения водосливного устройства на внешней подвеске вертолета (The mathematical model of the "Bumby Bucket" movement transported on helicopter external cargo sling) // Европейский вертолетный форум. - Париж, 2010.
6. Свириденко А.Н., Курулюк Д.В., Незь Н.Н. Моделирование операций по тушению лесных пожаров на комплексном тренажере экипажа вертолета (Modeling operations on suppression of forest fires on a helicopter training simulator) // Европейский вертолетный форум. - Милан, 2011.
7. Рыбкин П.Н. Комплексный летный тренажер с неподвижной кабиной в процессе тренажерной подготовки пилотов гражданских вертолетов // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - № 172.
8. Компания РУКЭП (rusar). Модульная система позиционирования UM-16. www.rucar.ru.
9. Петров К.П. Аэродинамика тел простейших форм. - М.: "Факториал", 1998.
10. Девнин С.И. Аэрогидромеханика плохообтекаемых конструкций: справочник. - Л.: Судостроение, 1983.

SIMULATOR MODELING OF INCIDENTS RELATED TO EMERGENCY CARGO RELEASE FROM THE MI-8MTV ROTORCRAFT EXTERNAL CARGO SLING

Sviridenko A.N., Shishov A.N., Rusianov I.D.

The article contains the results of simulator modeled experimental studies of a special situation related to the emergency cargo release from the Mi-8MTV rotorcraft external sling due to the engine failure, in particular:

- engine failure during vertical cargo lift;
- engine failure during rotorcraft level acceleration.

Key words: helicopter, mathematical model, flight dynamics, cargo on the helicopter external sling.

Сведения об авторах

Свириденко Александр Николаевич, 1956 г.р., окончил МФТИ (1979), кандидат технических наук, ведущий специалист ЦНТУ "Динамика", автор более 20 научных работ, область научных интересов – механика полета ЛА, математическое моделирование.

Шишов Александр Николаевич, 1963 г.р., окончил Уфимское высшее военное авиационное училище (1986), ведущий методист ЦНТУ "Динамика", область научных интересов – механика полета, математическое моделирование.

Русьянов Илья Дмитриевич, 1978 г.р., окончил МАИ (2002), инженер-программист ЦНТУ "Динамика", область научных интересов – механика полета, математическое моделирование.

УДК 629.735.062

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО ДИАПАЗОНА ИЗМЕНЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ УСЛОВИЙ РАБОТЫ

М.А. БОБРИН, Л.Г. КЛЕМИНА

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

Для оценки ширины поля допуска изменения параметров гидравлической системы в процессе работы получены математические выражения зависимости температуры рабочей жидкости гидросистемы летательных аппаратов от температуры окружающей среды, скорости движения жидкости и длины трубопровода.

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

Ширина поля допуска изменения параметров определяется допусками производственными, ремонтными и эксплуатационными. Эксплуатационный диапазон изменения параметров гидравлических систем зависит от условий работы системы: температуры рабочей жидкости, окружающей среды, параметров рабочей жидкости и этапов полета.

Во время контроля в гидравлической системе, прежде всего, проверяется давление, а оно определяется сопротивлением сети и величиной нагрузки.

Сопротивление сети трубопроводов гидравлической системы, в свою очередь, зависит от вязкости жидкости, а она меняется с изменением температуры рабочего тела.

Насосы находятся на двигателях, в результате чего они нагреваются, и нагревается рабочая жидкость. Далее она, двигаясь к потребителю, идет в негерметичные части летательного аппарата, где температура низкая, в том числе и равная температуре окружающей среды, т.е. $-50^{\circ}\text{C} \div -60^{\circ}\text{C}$. Для определения потерь давления, т.е. давления, контролируемого в точке, нужно знать, как изменяется вязкость, зависящая от температуры и длины трубы. А для этого нужно найти зависимость температуры рабочей жидкости от длины трубы, т.е. времени прохождения в негерметичной части при движении с заданной скоростью в среде, имеющей низкую температуру (контурные подсистемы потребителей), или как быстро понижается температура жидкости в тупиковых трубопроводах.

Для получения зависимости $t = f(x, v, t_{oc}, \dots)$ было взято дифференциальное уравнение энергии [1 – 4]

$$\rho c_p \cdot (v_r \frac{\partial t}{\partial r} + v_x \frac{\partial t}{\partial x}) = \lambda \cdot (\frac{\partial^2 t}{\partial r^2} + \frac{\partial t}{r \partial r} + \frac{\partial^2 t}{\partial x^2}),$$

где v , v_r , v_x – скорость движения жидкости, ее радиальная и продольная составляющие; t_{oc} – температура окружающей среды; ρ – плотность жидкости; c_p – теплоемкость при постоянном давлении; r , x – радиальная и продольная координаты; t – температура жидкости, λ – коэффициент теплопроводности.

С использованием законов Ньютона и Фурье из этого уравнения с учетом коэффициента теплоотдачи жидкости $\alpha_{ж}$, коэффициента теплоотдачи окружающей среды α_{oc} , толщины стенки трубы δ и коэффициента теплопроводности стенки $\lambda_{ст}$ получено уравнение [5; 6]

$$\frac{\partial^2 t}{\partial x^2} - \frac{\rho c_p v_x}{\lambda} \frac{\partial t}{\partial x} + \frac{\alpha_{oc}}{r \lambda} (t_{oc} - t_{ж}) = 0.$$

Решение этого дифференциального уравнения второго порядка получается в виде

$$t_{ж} = (t_1 - t_{oc})e^{\theta_2 x} + t_{oc},$$

где $\theta_2 = \frac{\rho c_p v_x}{\lambda_{ж}} - \sqrt{\frac{\rho^2 c_p^2 v_x^2}{\lambda_{ж}^2} + 4 \frac{\alpha_{o.c.}}{r \lambda_{ж}}}$, а $\lambda_{ж}$ – коэффициент теплопроводности рабочей жидкости.

От температуры жидкости зависит коэффициент кинематической вязкости ν . С помощью аппроксимации для жидкости НГЖ-4 получена зависимость коэффициента кинематической вязкости от температуры жидкости

$$\nu = \left(\frac{248,8}{t_{ж} + 78,8} \right)^{3,44}.$$

Он, в свою очередь, определяет величину коэффициента трения $\lambda_{тр}$. Коэффициент трения при имеющем место в гидросистеме летательных аппаратов ламинарном режиме течения равен

$$\lambda_{тр} = \frac{64}{Re} = \frac{64\nu}{vd}.$$

Давление в гидравлической системе в выбранной точке контроля зависит от сопротивления сети и величины нагрузки, а сопротивление определяется величиной потерь давления $P_{п}$

$$P_{п} = \lambda_{тр} \frac{l}{d} \cdot \frac{v_x^2}{2g},$$

где l – длина трубопровода; d – диаметр трубопровода.

В результате получена следующая зависимость, определяющая диапазон изменения давления в связи с потерями в сети [7]

$$P_{п} = \frac{32lv_x}{d^2g} \cdot \left(\frac{248,8}{(t_1 - t_{oc})e^{\theta_2 x} + 78,8 + t_{oc}} \right)^{3,44}.$$

Из нее следует, что изменение величины давления определяется:

- 1) колебаниями скорости движения жидкости (исполнительных механизмов);
- 2) температурой жидкости на входе в трубопровод t_1 ;
- 3) температурой окружающей среды t_{oc} ;
- 4) временем наработки жидкости τ , которое определяется из зависимости коэффициента кинематической вязкости ν от времени наработки $\nu = f(\tau)$.

Значения этих параметров зависят от этапов полета, поэтому следует говорить о диапазоне изменения давления на каждом этапе.

Прежде всего, каждый этап полета соответствует своей частоте вращения двигателя, что определяет подачу насоса и скорость движения жидкости.

На рис. 1 изображена зависимость $\Delta P = f(t_1, l)$, где $\Delta P_1, \Delta P_2$ – изменение давления с учетом скорости утечек жидкости 1,5 л/мин. ÷ 3 л/мин.; $\Delta P_3, \Delta P_4$ – изменение давления при скорости движения жидкости, равной 10 м/с и 15 м/с; $\Delta P_{33}, \Delta P_{44}$ – изменение давления в 1,3 раза при увеличении времени наработки.

Зависимость изменения давления $\Delta P = f(Q, t_{o.c.})$ от расхода Q и температуры окружающей среды для различных этапов полета представлена на рис. 2. Здесь показаны диапазоны изменения параметров на следующих этапах полета: а – взлет; б – набор высоты; с – крейсерский полет; д – снижение; е – посадка.

Для двигателя ПС-90 был просчитан разброс скорости движения жидкости, который составляет от +4% до -8% от номинального ΔP , такой же разброс имеет и значение давления, поскольку зависимость $\Delta P = f(v_x)$ линейная.

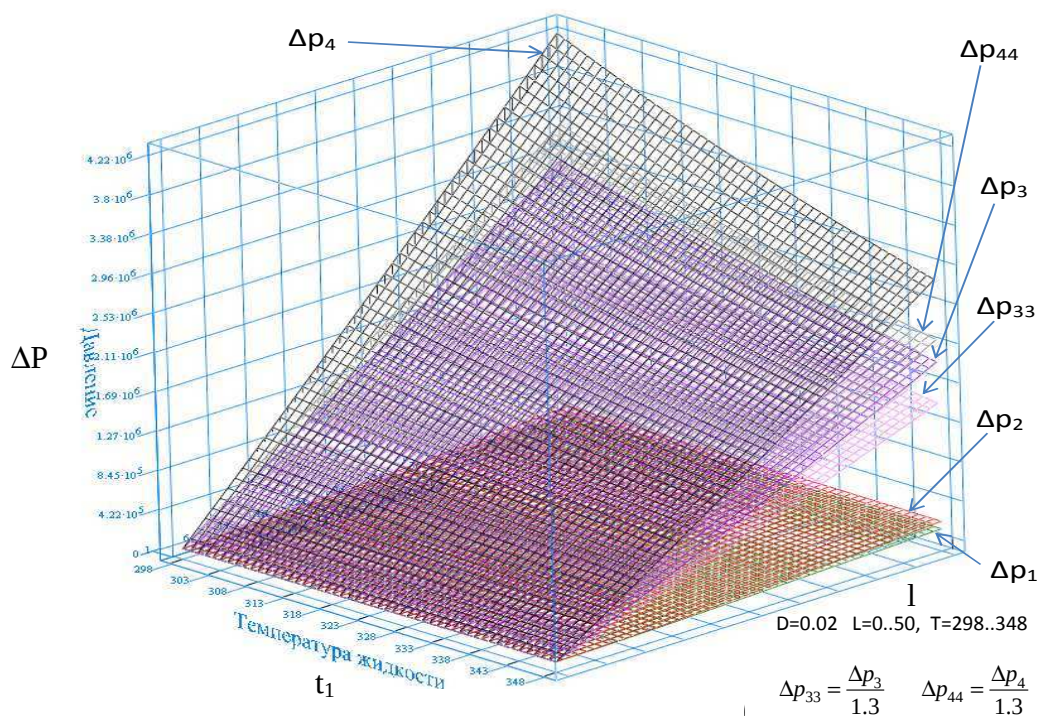


Рис. 1

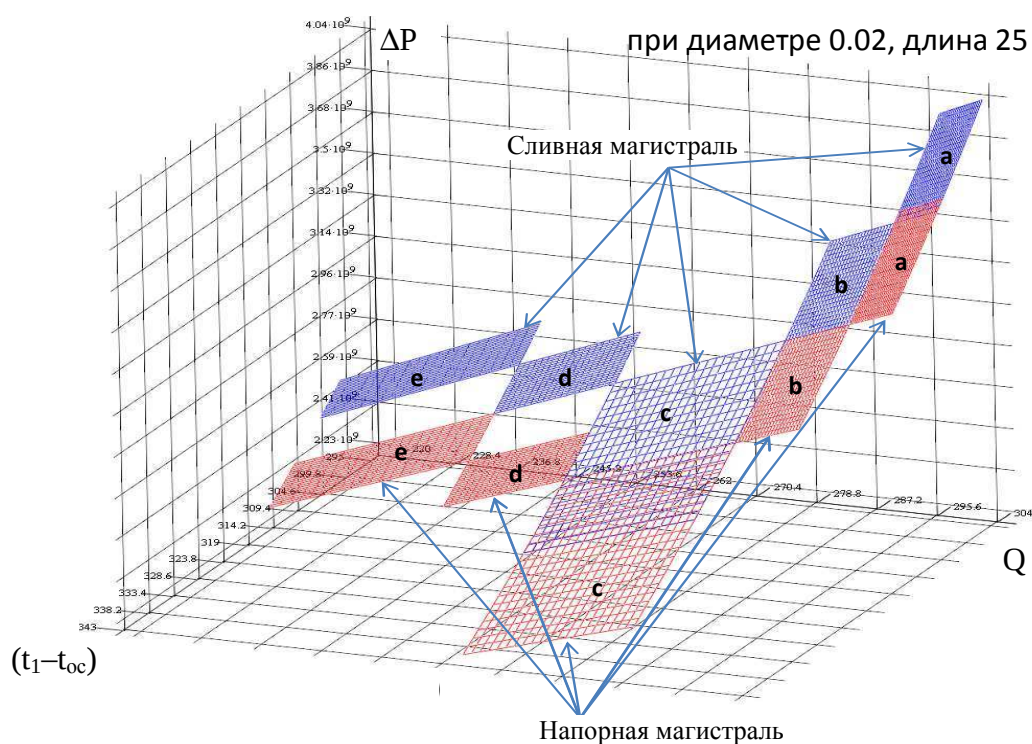


Рис. 2

Скорость движения исполнительных механизмов, например рулей, меняется от 1°/с до 30°/с. Это приводит к изменению давления ΔP на высоте крейсерского полета от $0,03\Delta P_{\max}$ до $\Delta P_{\max}$ для конкретной трубы.

На крейсерском режиме средняя t_1 на выходе из насоса изменяется от 75°С до 25°С [2], что дает увеличение ΔP в 3,8 раза.

Коэффициент кинематической вязкости ν при увеличении времени наработки изменяется в диапазоне от 8,93 сСт до 6,62 сСт, это дает уменьшение ΔP в 1,3 раза.

ЛИТЕРАТУРА

1. Болгарский А. В., Мухачев Г. А., Щукин В.К. Термодинамика и теплопередача. - М.: Высшая школа, 1975.
2. Сушкин И. Н. Основы теплотехники. - М.: Metallurgizdat, 1958.
3. Лыков А.В. Тепломассообмен: справочник. - М.: Энергия, 1978.
4. Шорин С. Н. Теплопередача. - М.: Высшая школа, 1964.
5. Матвиенко А. М., Зверев И. И. Проектирование гидравлических систем летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1982.
6. Бобрин М.А., Клемина Л.Г. Влияние окружающей среды на диапазон изменения температуры рабочей жидкости гидравлических систем летательных аппаратов // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - № 172. - С. 153 - 155.
7. Бобрин М.А., Клемина Л.Г. Определение диапазонов 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.

DEFINITION OF OPERATING RANGE CHANGE OF HYDRAULIC SYSTEM PARAMETERS ON WORKING CONDITIONS

Bobrin M.A, Klemina L.G

To estimate the width of the tolerance change of the hydraulic system parameters during operation are obtained the mathematical expressions for aircraft hydraulic operating fluid temperature on the environment temperature, the operating fluid velocity and the length of the pipeline.

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

Сведения об авторах

Бобрин Михаил Арчилович, 1985 г. р., окончил МГТУ ГА (2008), аспирант МГТУ ГА, инженер 2-й категории кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, автор 2 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 летательных аппаратов МГТУ ГА, автор более 50 научных работ, область научных интересов – контроль и диагностика гидравлических систем летательных аппаратов.

УДК 629.735

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ РЕЖИМОВ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА ВЫСОТНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Л.П. ФЕДОРОВ, Ю.С. МИХАЙЛОВ

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

Рассмотрено применение аэродинамических критериев для определения оптимальных режимов полета, обеспечивающих максимальную продолжительность и дальность полета высотного беспилотного летательного аппарата (БПЛА) с винтомоторной силовой установкой.

Ключевые слова: высотный беспилотный летательный аппарат, аэродинамические критерии оптимальности, продолжительность, дальность полета.

Введение

Крейсерский полет летательного аппарата (ЛА) является основной частью траектории и поэтому выбор оптимальных режимов имеет большое значение для реализации максимальных эксплуатационных возможностей. Обычно полет дозвуковых неманевренных ЛА происходит на постоянной высоте или с небольшим ее изменением по мере выгорания топлива. Ввиду медленного изменения высоты и скорости расчет характеристик крейсерского полета базируется на квазистационарной системе уравнений движения.

Оптимальные режимы полета, обеспечивающие максимум или минимум какой-либо целевой функции, в том числе дальности и продолжительности полета, зависят от аэродинамических и массовых характеристик ЛА, а также характеристик силовой установки. Однако для оценки эффективности аэродинамических компоновок, сравнения и предварительного выбора основных параметров компоновки достаточно ограничиться влиянием на целевые функции (продолжительность, дальность полета) лишь аэродинамических характеристик, выделив из них частные критерии оптимальности.

В качестве примера использования аэродинамических критериев оптимальности можно привести работу [1], посвященную разработке профиля крыла с учетом оптимизации параметров БПЛА, в основном площади. В работе [2] исследованы возможные аэродинамические критерии эффективности компоновок ЛА с турбореактивными двигателями, в работе [3] – с винтомоторной силовой установкой (СУ).

В настоящей работе рассмотрено применение аэродинамических критериев для определения оптимальных режимов полета высотного БПЛА с винтомоторной СУ.

Критерии эффективности аэродинамических компоновок

К числу основных требований, предъявляемых к высотным БПЛА, относятся большая продолжительность T и дальность полета L , которые определяются следующими интегралами

$$T = \int_0^{G_{\text{Ткр}}} \frac{1}{q_t} dG_{\text{Т}} \text{ и } L = \int_0^{G_{\text{Ткр}}} \frac{1}{q_L} dG_{\text{Т}}. \quad (1)$$

Максимальные значения этих интегралов при заданном количестве топлива $G_{\text{Ткр}}$ достигаются соответственно при минимальных часовых q_t и километровых q_L расходах топлива. Для винтомоторной СУ (с поршневыми или турбовинтовыми двигателями) часовой расход топлива

пропорционален мощности $q_t = C_N \cdot N$, а километровый расход равен $q_L = q_t/V$, где V – скорость полета. Мощность СУ ($N = P \cdot V/75$) с учетом КПД воздушного винта (η), выражений для тяги $P = G/K$ и скорости горизонтального полета

$$V = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_y}} \quad (2)$$

можно записать в виде

$$N = \frac{G}{75\eta} \sqrt{\frac{2G}{\rho S}} \frac{1}{K\sqrt{c_y}},$$

где C_N – удельный расход топлива; G – масса ЛА в горизонтальном полете; S – площадь крыла; $K = c_y/c_x$ – аэродинамическое качество; ρ – плотность воздуха.

На основании приведенного выше выражения для мощности часовые и километровые расходы топлива имеют вид

$$q_t = \frac{C_N G}{75\eta} \sqrt{\frac{2G}{\rho S}} \frac{1}{K\sqrt{c_y}} \text{ и } q_L = \frac{C_N G}{75\eta} \frac{1}{K}. \quad (3)$$

Из выражений (3) следует, что компоновка ЛА с винтомоторной СУ для обеспечения максимальной продолжительности полета на заданной высоте должна обладать наибольшим значением аэродинамического критерия $K\sqrt{c_y}$, а для максимальной дальности – наибольшим значением аэродинамического качества ($K = K_{\max}$).

Максимальные значения этих параметров реализуются при определенных значениях коэффициента подъемной силы и соответствующих скоростях, определяемых по формуле (2).

Оптимальные режимы полета

В ЭМЗ им. В.М. Мясищева с участием ЦАГИ разрабатывался БПЛА "Орел" (рис. 1), представляющий собой моноплан нормальной схемы с высокорасположенным крылом сверхбольшого удлинения ($\lambda = 36$) типа "Парасоль" с площадью 125 м².

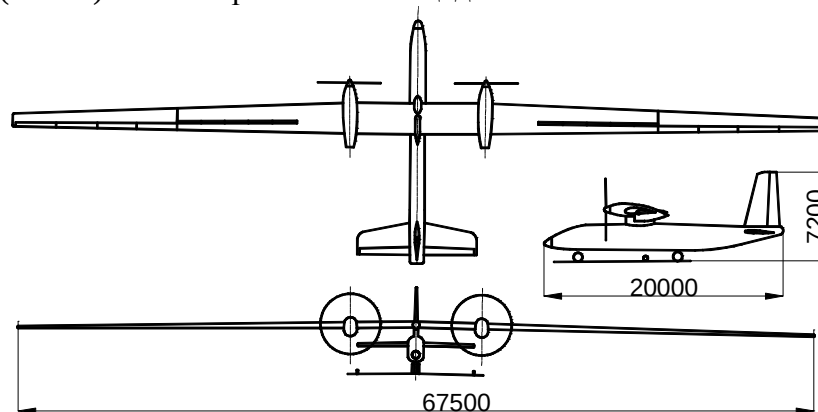


Рис. 1. Компоновки БПЛА "Орел"

Профилировка крыла выполнена с использованием планерных профилей Вортмана с относительными толщинами $\bar{c} = 19,5\%$ в корне и $16,1\%$ на конце крыла. Взлетная масса БПЛА составляет 12000 кг, масса топлива – 5000 кг, целевой нагрузки – 1390 кг. Силовая установка состоит из двух поршневых двигателей ТПД-20 ($N_o = 2 \times 500$ л.с.), приводящих во вращение двухлопастные воздушные винты диаметром 5,9 м. Расчетная высота полета $H = 18 \text{ км} \div 20 \text{ км}$.

На рис. 2 приведена зависимость аэродинамического качества БПЛА от c_y и полученная на ее основе функция $K\sqrt{c_y}$. Максимальное значение аэродинамического качества $K_{\max} = 35$ реализуется при $c_{yK_{\max}} = 1,25$. Как показано выше, $K_{\max}$ является критерием эффективности аэродинамических компоновок ЛА с винтовыми двигателями с позиции обеспечения максимальной дальности полета.

Для обеспечения наибольшей продолжительности полета аэродинамическая компоновка ЛА должна иметь высокое значение критерия эффективности $K\sqrt{c_y}$, что следует из выражения для часового расхода топлива (2). Максимальное значение параметра $K\sqrt{c_y}$ для рассматриваемого БПЛА, равное 42, достигается при $c_y = 1,5$.

На рис. 3 построены отношения величин продолжительности и дальности полета к их максимальным значениям в зависимости от коэффициента подъемной силы

$$\bar{T} = T/T_{\max} = K\sqrt{c_y} / (K\sqrt{c_y})_{\max},$$

$$\bar{L} = L/L_{\max} = K/K_{\max}.$$

Приведенные зависимости определяют потери продолжительности и дальности в случае отклонения от оптимальных режимов полета, характеризующихся значением коэффициента c_y и соответствующей ему скорости полета (2).

На рис. 4 показаны оптимальные скорости, соответствующие значениям $c_y = 1,25$ и $1,5$, в зависимости от высоты полета. Увеличение скорости при постоянном коэффициенте c_y с ростом высоты приводит к увеличению часового расхода топлива и соответственно к уменьшению продолжительности полета.

Изменение продолжительности полета относительно заданной высоты (T_H) определяется следующим соотношением

$$\bar{T} = T/T_H = q_{t_H}/q_t,$$

где индекс "H" указывает значения величин на заданной исходной высоте.

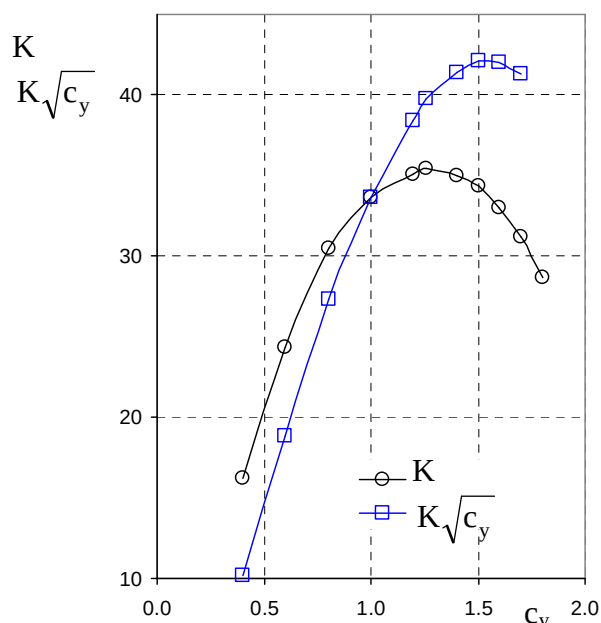


Рис. 2. Аэродинамическое качество K и функция $K\sqrt{c_y}$

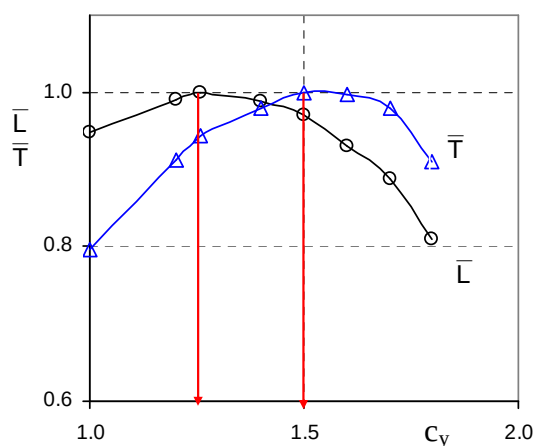


Рис. 3. Относительные значения времени и дальности полета

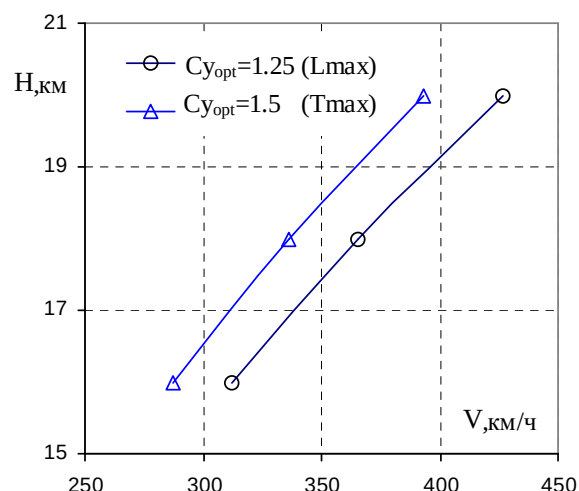


Рис. 4. Оптимальные скорости в зависимости от высоты полета

Влияние характеристик силовой установки ЛА на оптимальные режимы горизонтального полета

Рассмотренные выше оптимальные режимы полета с точки зрения аэродинамических характеристик получены в предположении, что часовой расход топлива ЛА с винтомоторной СУ пропорционален мощности двигателя, а удельный расход топлива является постоянным. Практически дроссельные характеристики двигателей, представляющие собой зависимости часовых расходов топлива от мощности, не являются строго линейными и зависят от скорости, поэтому оптимальные режимы полета могут отличаться от полученных выше режимов без учета фактических характеристик силовой установки.

Оптимальные режимы полета ЛА с учетом характеристик СУ выполняются с минимальными часовыми расходами топлива (q_t) для обеспечения максимальной продолжительности или с минимальными километровыми расходами (q_L) для максимальной дальности. Минимальные значения q_t и q_L на заданной высоте определяются на основании расчетных зависимостей $q_t(V)$ и $q_L(V)$ с использованием аэродинамических характеристик ЛА и дроссельных характеристик СУ ($q_t(V, P)$). Расчет для заданных значений массы ЛА и ряда значений c_y выполняется в следующем порядке

$$c_y \rightarrow V = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_y}} \rightarrow M = V \cdot a \rightarrow K(c_y, M) \rightarrow X = G/K = P \rightarrow q_t(P, V) \rightarrow q_L = q_t / V.$$

На рис. 5 приведены расчетные зависимости $q_t(V)$ и $q_L(V)$ на высоте $H = 20$ км для средней массы ЛА, равной 9000 кг. Минимальным расходам топлива соответствуют скорости полета 370 км/ч – q_{tmin} и 408 км/ч – q_{Lmin} , которые реализуются при коэффициентах подъемной силы, близких к полученным ранее значениям $c_y = 1,5$ и $1,25$, соответствующим аэродинамическим критериям полета на максимальную продолжительность и дальность.

Полученный результат объясняется тем, что дроссельная характеристика двигателя, представленная в виде зависимости часового расхода топлива от мощности, близка к линейной (рис. 6), и следовательно, малое изменение удельного расхода топлива C_N приводит к тому, что часовой расход топлива (3) зависит в основном от параметра $K\sqrt{c_y}$.

На рис. 7 построены зависимости продолжительности и дальности полета БПЛА "Орел" на высоте $H = 20$ км с массой расходуемого топлива в горизонтальном полете $G_{Ткр} = 4000$ кг, полученные при значениях q_t и q_L , приведенных на рис. 5. Максимальные значения продолжительности ($T = 34$ ч) и дальности полета ($L = 12940$ км) реализуются при оптимальных режимах горизонтального полета, полученных выше.

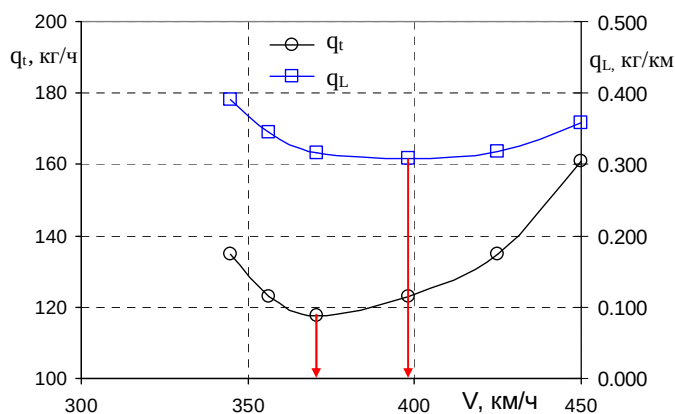


Рис. 5. Оптимальные скорости полета

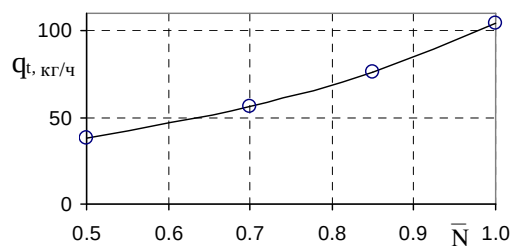


Рис. 6. Дроссельная характеристика поршневого двигателя

Таким образом, использование рассмотренных аэродинамических критериев позволяет с достаточной точностью определять оптимальные режимы полета ЛА с винтомоторной силовой установкой, обеспечивающие максимальные значения продолжительности и дальности полета. Данная методика является удобной для предварительных расчетных исследований характеристик горизонтального полета ЛА на постоянной высоте.

Выводы

Приведен анализ влияния аэродинамических критериев компоновки БПЛА на продолжительность и дальность крейсерского полета высотного БПЛА с винтомоторной СУ. Показано, что максимальные значения продолжительности и дальности полета реализуются при скоростях, близких к значениям, полученным при коэффициентах подъемной силы, соответствующих максимальным величинам аэродинамического критерия $K\sqrt{c_y}$ и качества.

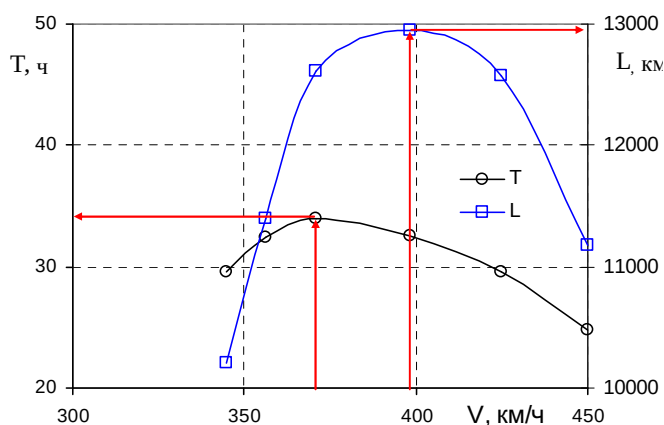


Рис. 7. Продолжительность и дальность крейсерского полета на высоте $H = 20$ км

ЛИТЕРАТУРА

1. Maughmer M.D., Somers D.M. Figures for merit for airfoil / aircraft design integration. AIAA Paper 4416, 1988.
2. Федоров Л.П. Определение аэродинамических возможностей самолета для обеспечения максимальных значений дальности и продолжительности крейсерского полета на различных высотах // Техника воздушного флота. - 1991. - № 2.
3. Микеладзе В.Г., Михайлов Ю.С., Федоров Л.П. Исследования аэродинамических и летно-технических характеристик самолетов авиации общего назначения // Техника воздушного флота. - 1993. - № 4-6.

DEFINITION OF OPTIMAL CRUISE FLIGHT REGIMES OF HIGH-ALTITUDE UNMANNED AERIAL VEHICLE

Fedorov L.P., Mikhailov Yu.S.

Application of aerodynamic criteria for definition of optimal flight regimes providing maximum values of endurance and flight range of high-altitude Unmanned Aerial Vehicle (UAV) with propeller engines is considered.

Key words: high-altitude UAV, aerodynamic criteria of optimality, endurance, flight range.

Сведения об авторах

Федоров Леонид Павлович, 1927 г.р., окончил Казанский авиационный институт (1951), кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ЦАГИ, автор более 70 научных работ, область научных интересов – механика полета летательных аппаратов различного назначения.

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

УДК 629.735

РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК НАБОРА ВЫСОТЫ И СНИЖЕНИЯ ВЫСОТНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Л.П. ФЕДОРОВ, Ю.С. МИХАЙЛОВ

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

Рассмотрено применение аэродинамического критерия, позволяющего упростить расчет характеристик набора высоты беспилотного летательного аппарата (БПЛА) с винтомоторной силовой установкой.

Ключевые слова: высотный беспилотный летательный аппарат, набор высоты, снижение, скоростная характеристика, аэродинамический критерий.

Введение

Набор высоты и снижение летательных аппаратов (ЛА) являются участками траектории, которые влияют на дальность и продолжительность крейсерского полета. Расчет набора высоты обычно состоит из двух частей: определение оптимальной скорости полета в зависимости от высоты (скоростной характеристики) и вычисление соответствующих ей интегральных характеристик (времени, расхода топлива и дальности).

Скоростная характеристика определяется из условия обеспечения минимума времени или массы расходуемого топлива. Оптимизация ее является наиболее трудоемкой частью расчета набора высоты. В настоящей работе для расчета скоростной характеристики беспилотного летательного аппарата (БПЛА) с винтомоторной силовой установкой используется аэродинамический критерий, связанный со временем и массой расходуемого топлива, максимальное значение которого определяет оптимальный коэффициент подъемной силы при наборе высоты. Этот же критерий позволяет определить минимально возможную располагаемую мощность двигателя для достижения крейсерской высоты полета, значение которой может быть использовано при выборе или разработке нового двигателя с наименьшей массой.

Особенностью расчетов набора высоты и снижения высотных ЛА является необходимость учета изменения аэродинамических характеристик, в том числе аэродинамического качества, в зависимости от высоты полета.

С использованием предложенной методики выполнены расчеты характеристик набора высоты и снижения высотного БПЛА "Орел" с винтомоторной силовой установкой (рис. 1).

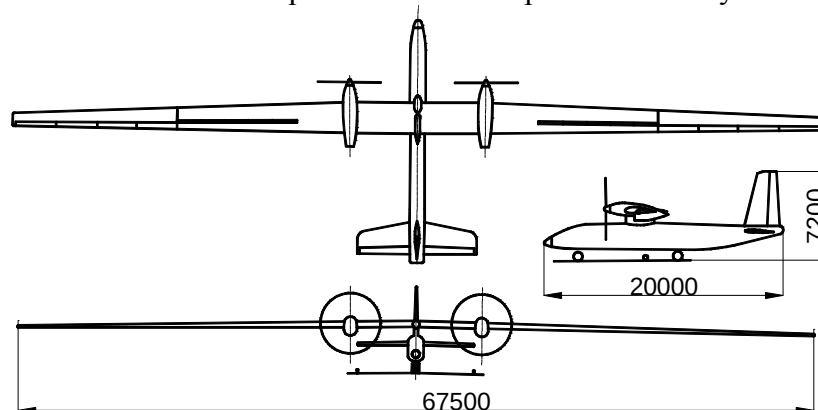


Рис. 1. Схема БПЛА "Орел"

Компоновка БПЛА представляет собой моноплан нормальной схемы с высокорасположенным крылом сверхбольшого удлинения ($\lambda = 36$) с площадью 125 м^2 . Взлетная масса ЛА составляет 12000 кг .

Методика расчета характеристик набора высоты

Расчет набора высоты начинается с высоты $H = 0$ и заключается в определении значений скорости, скороподъемности, времени, расхода топлива и дальности в зависимости от требуемой высоты полета. Результаты исследований возможных методов расчета характеристик набора высоты самолета содержатся в работе [1].

Характерные силы, действующие на ЛА, и скорости при наборе высоты показаны на рис. 2.

Расчет характеристик набора высоты малоскоростных ЛА базируется на квазистационарной системе уравнений, на основе которой время T (мин.), расходимая масса топлива m_T (кг), дальность L (км) определяются следующими интегралами:

$$T = \frac{1}{60} \int_0^H \frac{1}{V_y} dH, \quad m_T = \frac{1}{1000} \int_0^H \frac{q_t}{3,6 V_y} dH \quad \text{и} \quad L = \frac{1}{1000} \int_0^H \frac{1}{n_x} dH, \quad (1)$$

где $n_x = \frac{P - X}{m}$ – удельный избыток тяги (продольная перегрузка); V_y – вертикальная скорость (скороподъемность), м/с

$$V_y = V \sin \theta = \frac{V(P - X)}{m} = V \cdot n_x, \quad (2)$$

q_t – часовой расход топлива, кг/ч; H – высота полета, м; m – масса ЛА, кг; P – тяга СУ при максимально продолжительном режиме работы двигателей; X – сила сопротивления (потребная тяга)

$$X = c_x q S = m/K; \quad (3)$$

$q = \rho V^2/2$ – скоростной напор; S – площадь крыла; $K = c_y/c_x$ – аэродинамическое качество ЛА.

Для вычисления интегралов (1) необходимо иметь характеристики СУ в виде зависимостей максимальной тяги и часового расхода топлива от скорости для ряда значений высот полета, а также аэродинамические характеристики ЛА в виде поляры

$$c_x = c_{x\min}(H) + c_{xi}(c_y).$$

Для малоскоростных высотных ЛА поляру можно считать независимой от числа Маха. Влияние высоты на АДХ можно учитывать на основании зависимостей $K(c_y)$ (рис. 3), полученных из поляр для двух высот полета: $H = 0$ и крейсерской $H = H_{кр}$. Для промежуточных высот значения аэродинамического качества при фиксированных величинах c_y определяются с помощью линейной интерполяции.

Масса ЛА при наборе высоты в первом приближении принимается постоянной или линейно зависимой от высоты. Последующее уточнение ее в случае необходимости выполняется на основании результатов первоначального расчета ($m = m_{нач} - m_T$).

Поскольку подынтегральные функции в интегралах (1) зависят от H и V , то для вычисления интегралов необходимо определить зависимость скорости от высоты полета $V(H)$ (скоростную характеристику) из условий минимизации времени набора высоты или расхода топлива. С этой целью проводится расчет вертикальной скорости $V_y(V, H)$ в зависимости от скорости полета для ряда высот (рис. 4), а при минимизации расхода топлива дополнительно выполняется расчет подынтегральной функции $q_t/V_y(V, H)$.

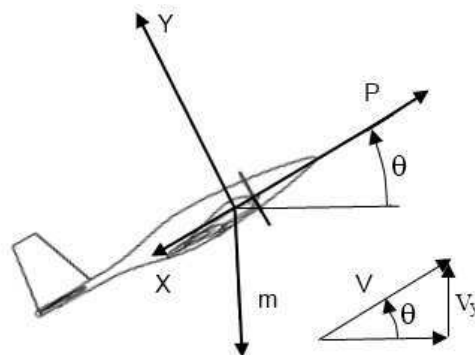


Рис. 2. Характерные силы и скорости при наборе высоты

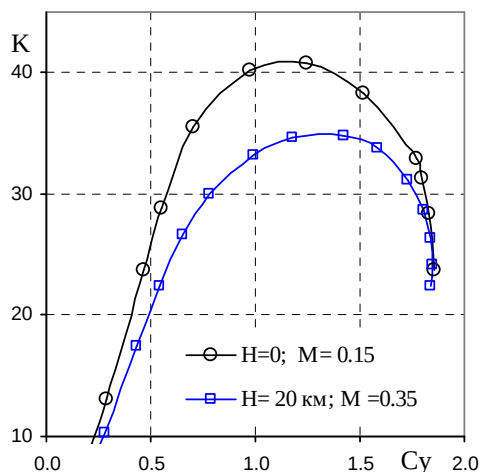


Рис. 3. Аэродинамическое качество БПЛА для двух высот полета

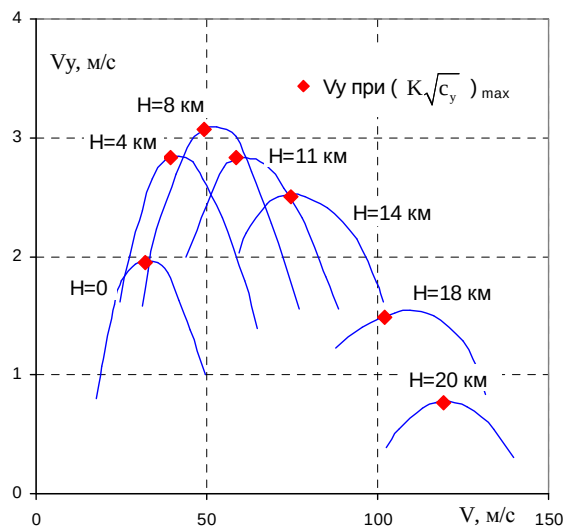


Рис. 4. Скороподъемность БПЛА

Так как диапазон изменения скорости является заранее неизвестным, то расчет V_y и q_t/V_y удобно выполнять для ряда значений коэффициента c_y , связанного со скоростью по формуле

$$V = \sqrt{\frac{2m}{\rho S c_y}}. \quad (4)$$

Возможный диапазон изменения коэффициента c_y можно установить на основании зависимости $K(c_y)$, ориентируясь на значение максимального аэродинамического качества. Для каждого значения c_y и всего заданного ряда высот расчет V_y и q_t/V_y выполняется в следующей последовательности

$$H: c_y \rightarrow V = \sqrt{\frac{2m}{\rho S c_y}} \rightarrow K(c_y, H) \rightarrow P(V) \rightarrow X = m/K \rightarrow V_y = V(P - X)/m \rightarrow q_t(V) \rightarrow q_t/V_y$$

Результатом этого расчета являются зависимости V_y и q_t/V_y от V , точки экстремумов которых определяют оптимальные скоростные характеристики $V_{opt}(H)$, обеспечивающие минимальные значения времени набора высоты (рис. 5) или массы расходуемого топлива.

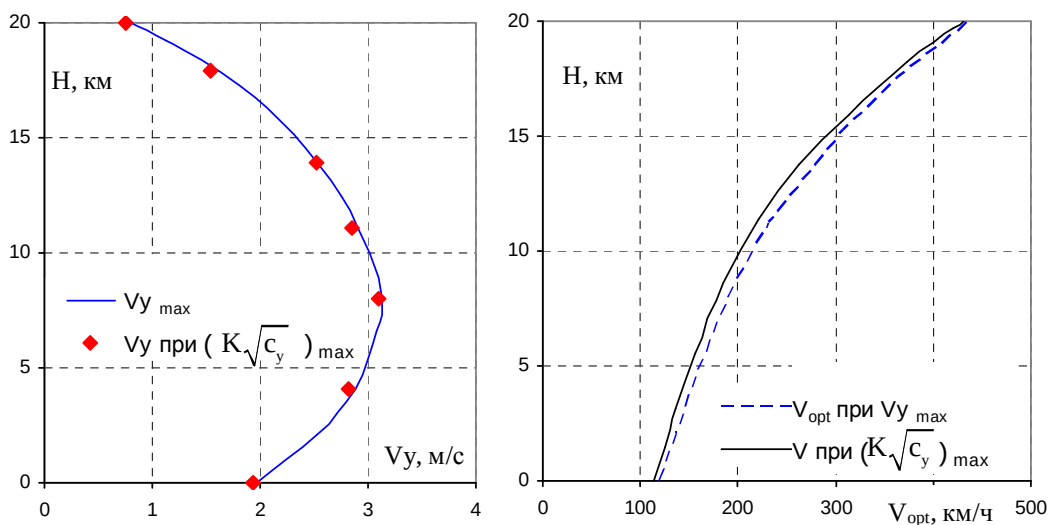


Рис. 5. Скороподъемность и скоростные характеристики при $V_{y \max}$ и $(K\sqrt{c_y})_{\max}$

Обычно эти характеристики близки между собой, поэтому расчет оптимальной скоростной характеристики часто ограничивается определением максимальной скороподъемности, не требующей наличия часового расхода топлива.

После определения оптимальной скоростной характеристики могут быть вычислены интегралы (1), поскольку подынтегральные функции становятся зависимыми только от высоты полета. В результате вычисления интегралов (1) для ряда высот определяются зависимости времени, массы расходуемого топлива и дальности полета в зависимости от набираемой высоты (рис. 6).

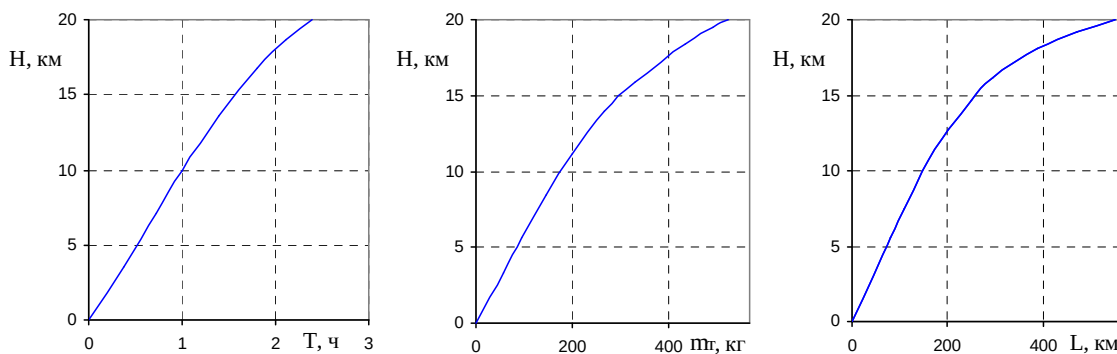


Рис. 6. Время, масса расходуемого топлива и дальность при наборе высоты

Для БПЛА "Орел" продолжительность набора высоты $H = 20$ км составляет $T \approx 2,4$ ч, при этом расходуется 520 кг топлива и дальность полета равна 550 км.

Расчет скоростной характеристики с использованием аэродинамического критерия

У ЛА с винтомоторной СУ часовой расход топлива при заданном режиме работы двигателей мало зависит от скорости, он зависит в основном от высоты полета, поэтому определяющим фактором, влияющим на расход топлива, является скороподъемность.

С учетом зависимости тяги винтомоторной СУ от мощности $P = 75\eta N/V$, а также формул для силы сопротивления X (3) и скорости горизонтального полета (4) получаем следующее выражение скороподъемности

$$V_y = \frac{75\eta N}{m} - c_x S \frac{\rho V^3}{2} = \frac{75\eta N}{m} - \frac{2m}{\rho K \sqrt{c_y}} \sqrt{\frac{2m}{\rho S}}, \quad (5)$$

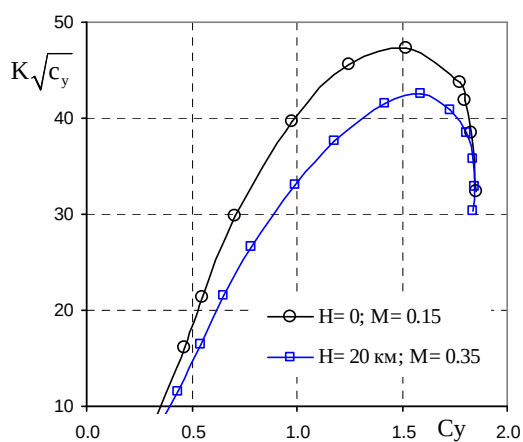


Рис. 7. Аэродинамический параметр $K\sqrt{c_y}$ для двух высот полета

где N – мощность силовой установки; η – КПД воздушного винта.

В выражение (5) входит аэродинамический параметр $K\sqrt{c_y}$, с увеличением значения которого растет скороподъемность ЛА и снижается расход топлива при наборе высоты. Этот параметр, как и аэродинамическое качество, зависит от c_y и H (рис. 7). Максимальное значение параметра $K\sqrt{c_y}$ можно рассматривать в качестве критерия оптимальности характеристик набора высоты на начальном этапе расчетов, выполняемом при коэффициенте c_y , соответствующем этому критерию. Значение параметра $K\sqrt{c_y}$ определяется на основании поляры ЛА или зависимости $K(c_y)$ (рис. 3).

Для рассматриваемого БПЛА "Орел" оптимальный коэффициент c_y , соответствующий максимуму параметра $K\sqrt{c_y}$, мало зависит от высоты H и равен $c_{yopt} \approx 1,5$ (рис. 7).

При расчете характеристик набора высоты с оптимальным значением коэффициента подъемной силы скоростная характеристика $V(H)$ с учетом зависимости плотности воздуха от высоты $\rho(H)$ определяется непосредственно по формуле (4)

$$V_{opt}(H) = \sqrt{\frac{2m/S}{\rho(H) \cdot c_{yopt}(H)}}.$$

На зависимостях $V_y(V)$, приведенных на рис. 4 для БПЛА "Орел", маркерами обозначены точки со значениями вертикальной скорости при скоростях полета, полученных на каждой высоте по формуле (4) при $c_{yopt} = 1,5$ и $m/S = 12000/125 = 96 \text{ кг/м}^2$. Видно, что эти точки располагаются вблизи максимальных значений функции $V_y(V)$ и, следовательно, предлагаемый метод расчета скоростной характеристики, как видно из рис. 5, обеспечивает удовлетворительную точность ее расчета.

Определение располагаемой мощности силовой установки

Силовая установка высотных БПЛА должна обеспечивать продолжительный полет на заданной высоте и не должна иметь лишнего избытка мощности и неоправданного увеличения массы. Это возможно, когда заданная высота полета является практическим потолком, который определяется значением вертикальной скорости $V_y = 1 \text{ м/с}$. Указанное значение V_y , как следует из формулы (2), может быть получено при располагаемой тяге

$$P = \left(\frac{V_y}{V} + \frac{1}{K} \right) \cdot m \quad (6)$$

и соответствующей ей располагаемой мощности $N_{расп} = PV/75 \text{ л.с}$

Значения V и K находятся при оптимальном коэффициенте c_y , соответствующем максимальному значению параметра $K\sqrt{c_y}$, или при $c_{удоп}$, определяемом из требований обеспечения устойчивости и управляемости ЛА на больших углах атаки.

Следует отметить, что при этом же коэффициенте c_y , как показано в работе [2], обеспечивается максимальная продолжительность крейсерского полета БПЛА с винтомоторной СУ.

Потребная мощность на валу двигателя $N_{дв}$, необходимая для получения располагаемой тяги (6) на заданной высоте H , зависит от КПД воздушного винта η и отбора $\Delta N_{отб}$ на функционирование систем ЛА

$$N_{дв} = N_{расп}/\eta_v + \Delta N_{отб}.$$

Для БПЛА "Орел" ($m = 12000 \text{ кг}$) скорость полета (4) при наборе высоты на $H = 20 \text{ км}$ ($\rho = 0,00906 \text{ кгс}\cdot\text{с}^2/\text{м}^4$) с оптимальным значением коэффициента $c_{yopt} = 1,5$ и соответствующем ему $K = 34,4$, составляет 119 м/с . Приняв эту высоту за практический потолок, на котором $V_{ymax} = 1 \text{ м/с}$, по формуле (6) находим располагаемую тягу

$$P = \left(\frac{1}{119} + \frac{1}{34,4} \right) \cdot 12000 = 449 \text{ кг}.$$

Располагаемая тяга одного двигателя на этой высоте составляет 225 кгс , а располагаемая мощность составляет $N_{расп} = 225 \cdot 119/75 = 357 \text{ л.с}$. При $\eta_v = 0,8$ и отборе мощности $\Delta N_{отб} = 20 \text{ л.с}$ необходимая мощность двигателя для набора высоты 20 км ($V_y = 1 \text{ м/с}$) должна быть не менее $N_{дв} = 357/0,8 + 20 \approx 467 \text{ л.с}$. Найденное таким образом значение мощности является одним из основных требований к двигателю для обеспечения полета на заданной высоте.

Дальность и время снижения

Наиболее важной характеристикой снижения ЛА является максимальная дальность, значение которой используется для определения начала спуска ЛА и общей дальности полета. Также необходимо знать время и массу расходуемого топлива при снижении. Расчет этих характеристик, как и при наборе высоты, выполняется в результате вычислений интегралов (1). Поскольку снижение ЛА может происходить с разных высот, то удобно в качестве нижнего предела интегрирования использовать конечную высоту, которая для снижения равна $H = 0$, а значение верхнего предела варьировать в заданном диапазоне высот полета. Результатом интегрирования уравнений (1) являются зависимости дальности, времени и расхода топлива при снижении от высоты полета.

Считая, что снижение ЛА происходит при работе двигателей на режиме холостого хода, практически без тяги ($P = 0$), интегральные выражения для дальности и времени полета (1) при средних значениях подынтегральных функций с учетом скорости (4) можно привести к следующему виду

$$L_{\text{сн}} = K_{\text{ср}} H, \quad T_{\text{сн}} = \frac{(K\sqrt{c_y})_{\text{ср}}}{\sqrt{2m_{\text{сн}}/S}} J(H), \quad (7)$$

где $J(H) = \int_0^H \sqrt{p} dH$ – функция влияния высоты на время снижения (рис. 8); $K_{\text{ср}}$ – среднее значение аэродинамического качества между высотами $H_{\text{кр}}$ и $H = 0$ ($K_{\text{ср}} = K_{\text{max_ср}}$ для максимальной дальности участка снижения); $(K\sqrt{c_y})_{\text{ср}}$ – среднее значение аэродинамического параметра, оказывающее влияние на время снижения; $m_{\text{сн}}$ – масса ЛА при снижении.

После определения времени снижения можно оценить расход топлива на режиме холостого хода со средним часовым расходом топлива $q_{\text{тср}}$

$$m_T = q_{\text{тср}} T_{\text{сн}}.$$

Из формулы (7) следует, что максимальная дальность участка снижения ЛА достигается при максимальном значении аэродинамического качества. Максимальное время снижения (в случае необходимости)

обеспечивается при его выполнении с максимальным значением параметра $K\sqrt{c_y}$.

Для БПЛА "Орел" с массой $m_{\text{сн}} = 8000$ кг ($m/S = 64$ кг/м²) в конце крейсерского полета выполнен расчет дальности и времени снижения с высоты $H = 20$ км с использованием зависимостей $K(c_y)$, приведенных на рис. 3. Среднее значение максимального аэродинамического качества между высотами $H = 0$ и $H = 20$ км составляет $K_{\text{max_ср}} = 0,5(K_{\text{max}}(H = 0) + K_{\text{max}}(H = 20)) = 0,5(41 + 34,7) = 37,85$. Максимальная дальность участка снижения по формуле (7) равна $L_{\text{max}} = 37,85 \cdot 20 = 747$ км.

При определении времени снижения по формуле (7) используется аэродинамический параметр $K\sqrt{c_y}$ (рис. 7). На высоте $H = 20$ км при $c_{y_{\text{Kmax}}} = 1,25$ этот параметр равен $K\sqrt{c_y} = 38,7$, а на $H = 0$ при $c_{y_{\text{Kmax}}} = 1,15$ – $K\sqrt{c_y} = 44$. Среднее значение параметра $K\sqrt{c_y}$ составляет 41,35.

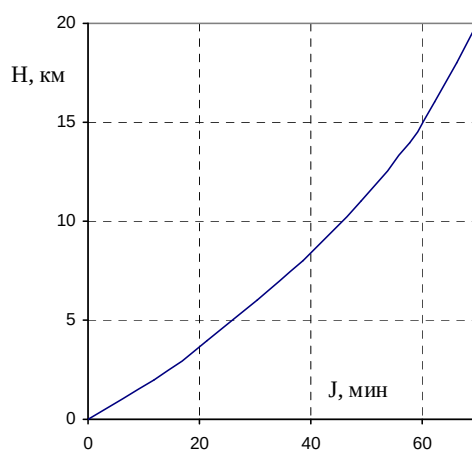


Рис. 8. Значение функции $J(H)$ для определения времени снижения по формуле (7)

После определения значения функции $J(H)$ на высоте 20 км ($J = 69,6$ мин., рис. 8) вычисляется время снижения по формуле (7)

$$T = \frac{41,35}{\sqrt{2 \cdot 64}} 69,6 = 255 \text{ мин.} = 4,24 \text{ ч.}$$

Скорость при снижении на высоте $H = 20$ км при $c_{y_{K_{\max}}} = 1,25$ составляет $V = 384$ км/ч, а на $H = 0$ при $c_{y_{K_{\max}}} = 1,15$ – $V = 108$ км/ч. Таким образом, при снижении БПЛА "Орел" максимальная дальность составляет 747 км, время 4,24 ч. Снижение происходит с уменьшением скорости полета с 384 км/ч до 108 км/ч.

Выводы

Применение аэродинамического критерия $(K\sqrt{c_y})_{\max}$ для определения скоростной характеристики позволяет значительно упростить расчет набора высоты БПЛА с винтомоторной силовой установкой, обеспечивая удовлетворительную точность на этапе предварительных расчетов исследований.

Этот же критерий позволяет определить минимально необходимую мощность силовой установки для достижения заданной высоты полета, что способствует выбору двигателя с наименьшей массой.

Расчет набора высоты и снижения высотных ЛА следует проводить с учетом влияния аэродинамического критерия на аэродинамические характеристики.

ЛИТЕРАТУРА

1. Федоров Л.П. Приближенные методы оптимизации характеристик участков набора высоты самолета // Труды ЦАГИ. - 1987. - Вып. 2366.
2. Федоров Л.П., Михайлов Ю.С. Определение оптимальных режимов крейсерского полета высотного беспилотного летательного аппарата // Статья в данном Вестнике.

CALCULATION OF CLIMB AND DESCENT PERFORMANCE OF HIGH-ALTITUDE UNMANNED AERIAL VEHICLE

Fedorov L.P., Mikhailov Yu.S.

Application of the aerodynamic criterion is considered, allowing to simplify calculation of climb performance of Unmanned Aerial Vehicle (UAV) with propeller-driven.

Key words: high-altitude UAV, climb, descent, velocity characteristic, aerodynamic criteria.

Сведения об авторах

Федоров Леонид Павлович, 1927 г.р., окончил Казанский авиационный институт (1951), кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ЦАГИ, автор более 70 научных работ, область научных интересов – механика полета летательных аппаратов различного назначения.

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

УДК 629.7.015.3

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕРОПРИЯТИЙ ПО УЛУЧШЕНИЮ ДЕМПФИРОВАНИЯ НЕПРОИЗВОЛЬНЫХ БОКОВЫХ КОЛЕБАНИЙ САМОЛЕТА

Ю.Б. ДУБОВ

Статья представлена доктором технических наук Бюшгенсом А.Г.

Выявлены причины появления произвольных боковых колебаний маневренного самолета при выходе его на большие углы атаки. Оценено влияние ряда аэродинамических коэффициентов на характер движения самолета. Рассмотрено использование автоматизации бокового канала управления для подавления боковых колебаний.

Ключевые слова: боковые колебания самолета, большие углы атаки, автоматическое подавление колебаний.

Известно, что выход самолета на большие углы атаки α сопровождается развитием целого ряда явлений [1], одним из которых являются рассматриваемые в данной статье произвольные боковые колебания. Слабо демпфированные боковые колебания на больших углах атаки в той или иной мере присущи многим современным маневренным самолетам [2; 3]. Воспринимаются они летчиком, главным образом, как колебания вокруг продольной оси и получили в литературе название "Wing Rock" (WR), т.е. колебания по крену. В ряде случаев эти колебания переходят в установившиеся с приблизительно постоянными амплитудами параметров движения.

Сильные боковые колебания самолета на больших α делают практически невозможным контроль пространственного положения самолета и успешное применение оружия. Поэтому вопрос их устранения является чрезвычайно важным с позиций расширения допустимых углов атаки.

Анализ материалов летных испытаний

Примеры переходных процессов, полученные в летных испытаниях (ЛИ) и в аэродинамической трубе, для самолетов F-14 [4], X-29 [5] и МиГ-23 [2; 3] приведены на рис. 1. Там же даны некоторые из аэродинамических характеристик для этих самолетов.

Из рис. 1 видно, что колебания по крену имеют место при выполнении различных маневров с отклоненными и не отклоненными рулями, при этом частота колебаний лежит в диапазоне $\omega \approx 2 \text{ с}^{-1} \div 3 \text{ с}^{-1}$, а амплитуда колебаний по угловой скорости крена достигает значений $A_\omega \approx \pm 55^\circ/\text{с}$.

Из анализа аэродинамических характеристик рассматриваемых самолетов нетрудно заметить, что колебания наблюдаются на углах атаки, где имеет место низкий уровень путевой статической устойчивости или неустойчивость ($m_y^b \geq 0$) и уменьшение демпфирования крена ($m_x^{\bar{\omega}_x} \geq 0$).

Приведенные на рис. 1 аэродинамические характеристики по углам атаки были получены для небольшого диапазона изменения углов скольжения.

Однако при выходе на большие α угол скольжения может изменяться в значительных пределах, характеристики становятся нелинейными не только по углу атаки, но и по углу скольжения, и физическая картина явления WR значительно усложняется. В частности, могут наблюдаться установившиеся колебания – предельные циклы. Пример существования таких колебаний дается в работах [6; 7].

На рис. 2 в качестве еще одного примера приведена осциллограмма записи ряда параметров движения из ЛИ маневренного самолета при выходе его на большие α .

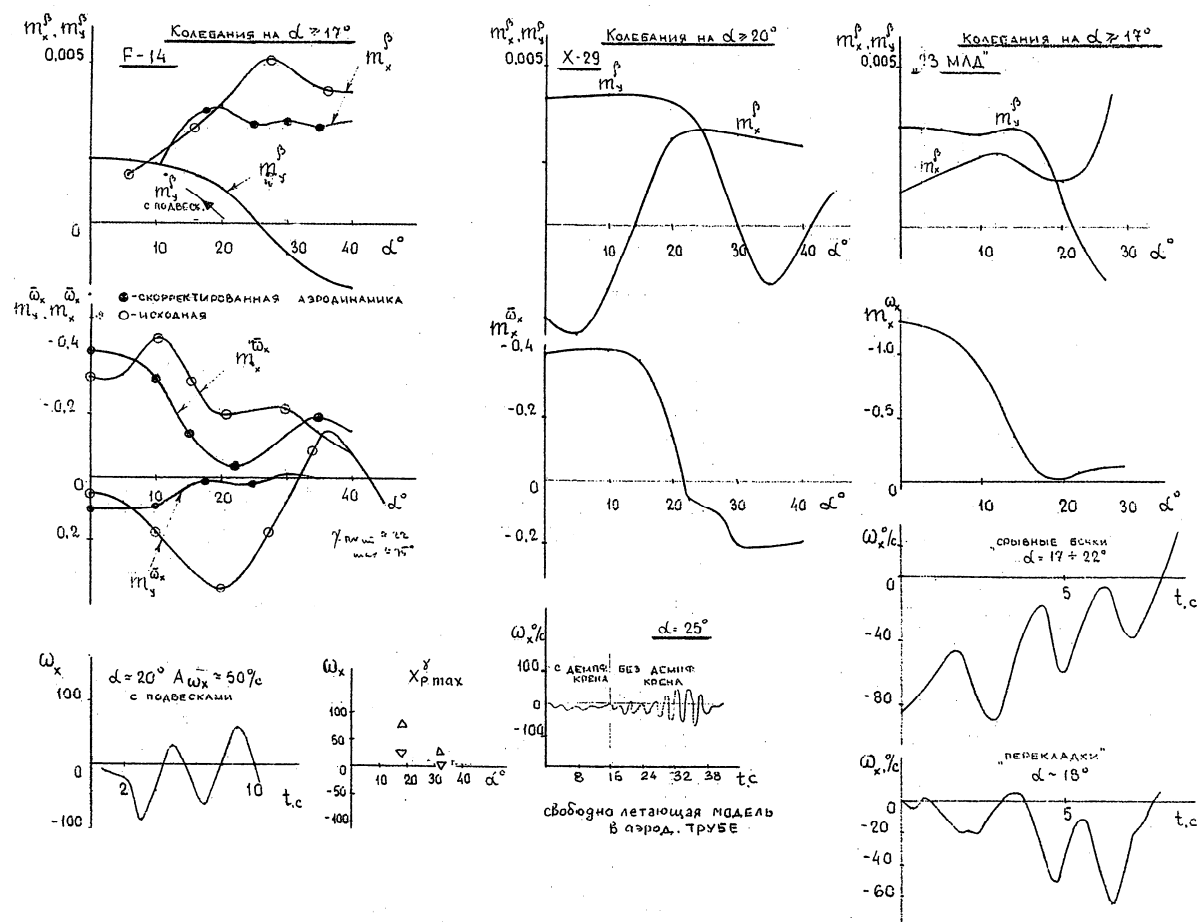


Рис. 1. Аэродинамические характеристики и переходные процессы, полученные в летных испытаниях

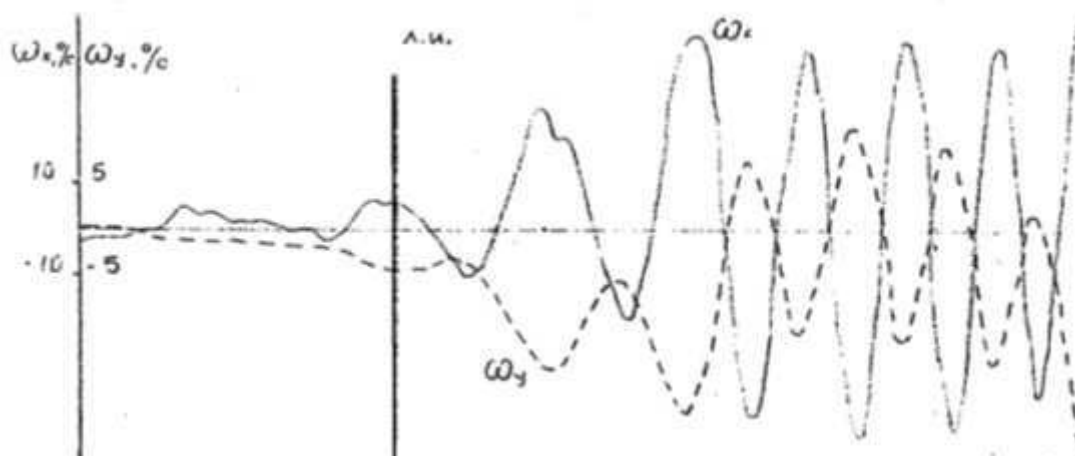


Рис. 2. Пример боковых колебаний самолета, полученных в летных испытаниях

Из рис. 2 видно, что на самолете, начиная с $\alpha \approx 30^\circ$, наблюдается расходящийся процесс в боковом движении, который затем переходит в установившиеся колебания (автоколебания), с периодом $T \approx 3,5$ с и амплитудами по угловым скоростям крена рыскания, равными $A_\omega = \pm 45^\circ/\text{с}$, $A_\omega \approx \pm 12^\circ/\text{с}$ соответственно.

Таким образом, весь процесс развития колебаний при $\alpha \geq 30^\circ$ может быть разбит на два интервала: первому ($t \approx 95 \text{ с} \div 112 \text{ с}$) соответствуют расходящиеся колебания; второй интервал

($t \approx 112 \text{ с} \div 125 \text{ с}$) характеризуется наличием колебаний с приблизительно установившейся амплитудой ($\alpha = 40^\circ \div 45^\circ$).

Сравнение расчетов и летных записей по основным параметрам движения

С целью обеспечения соответствия расчетов и летных записей по основным параметрам движения было выполнено математическое моделирование динамики полета самолета с отключенной системой улучшения устойчивости и управляемости (СУУ). При расчетах использовались типичные аэродинамические характеристики маневренного самолета [2; 3]. Найденное для режима полета $H = 10 \text{ км}$, $M \approx 0,35$, $\beta_w = -6^\circ$ решение (рис. 3) соответствовало по своим параметрам и типу устойчивости результатам ЛИ (рис. 2).

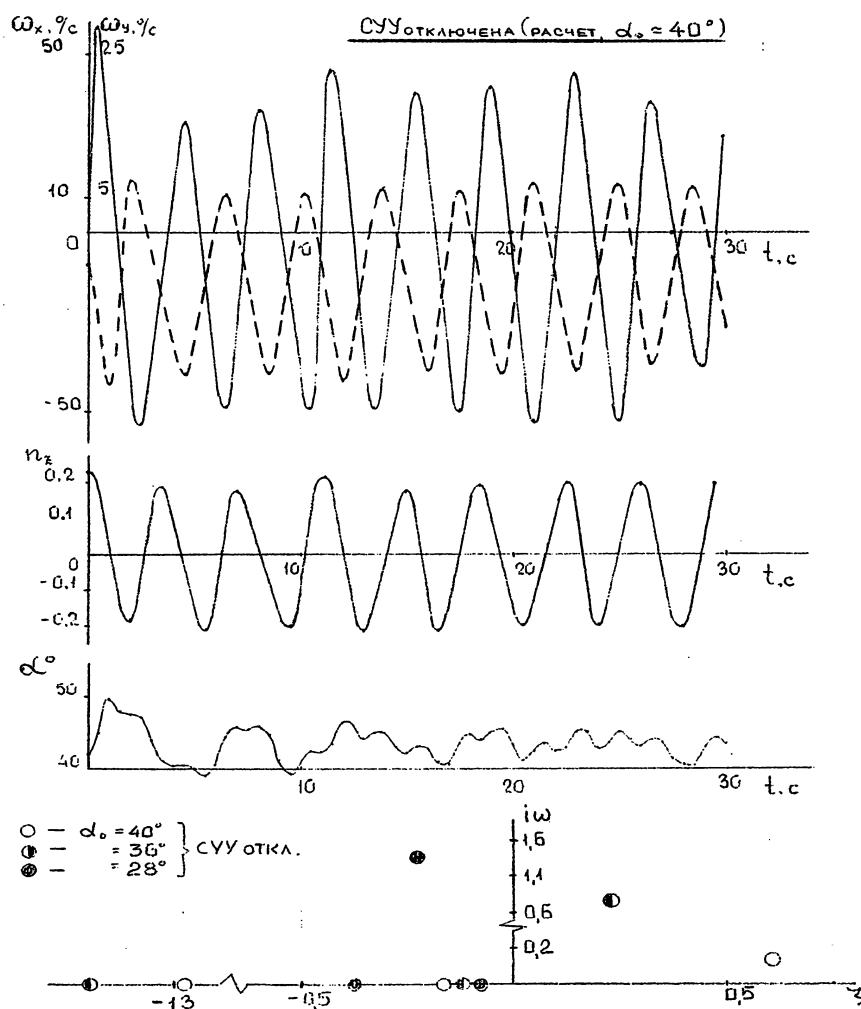


Рис. 3. Переходные процессы в боковом движении и корни соответствующей линеаризованной системы уравнений (расчетные оценки)

Из этого решения, в частности, следует, что углы атаки, где амплитуды по скоростям крена и рыскания достигают максимальных значений, лежат в диапазоне углов атаки $\alpha \approx 35^\circ \div 40^\circ$. На этих α самолет обладает значительной путевой неустойчивостью $m_y^\beta \approx 0,003$ ($\beta \leq 10^\circ$) и слабой поперечной устойчивостью $m_x^\beta \approx -0,001$ при малых углах скольжения ($\beta \leq 5^\circ$). Комплексная производная $m_x^{\bar{\omega}_x} + m_x^{\bar{\beta}} \sin \alpha$, характеризующая демпфирование крена при $\alpha \approx 40^\circ \div 44^\circ$, положительна, т.е. имеет место антидемпфирование крена.

Оценка влияния аэродинамических коэффициентов на характер движения самолета

С этой целью были построены траектории корней по каждому из основных коэффициентов бокового движения (рис. 4, 5).

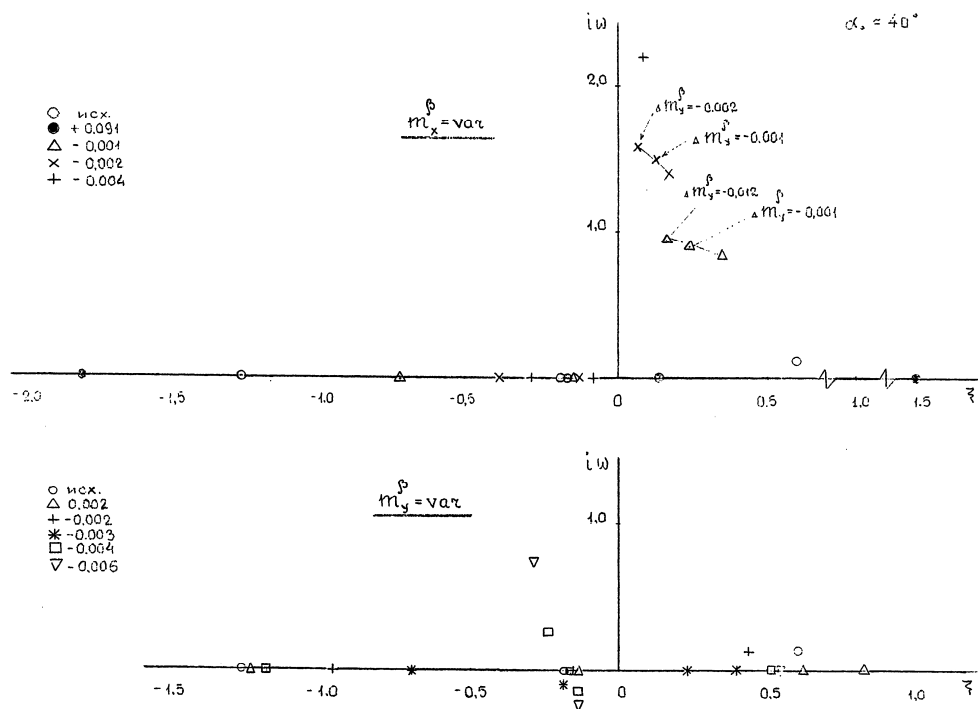


Рис. 4. Траектории корней по коэффициентам m_x^β , m_y^β

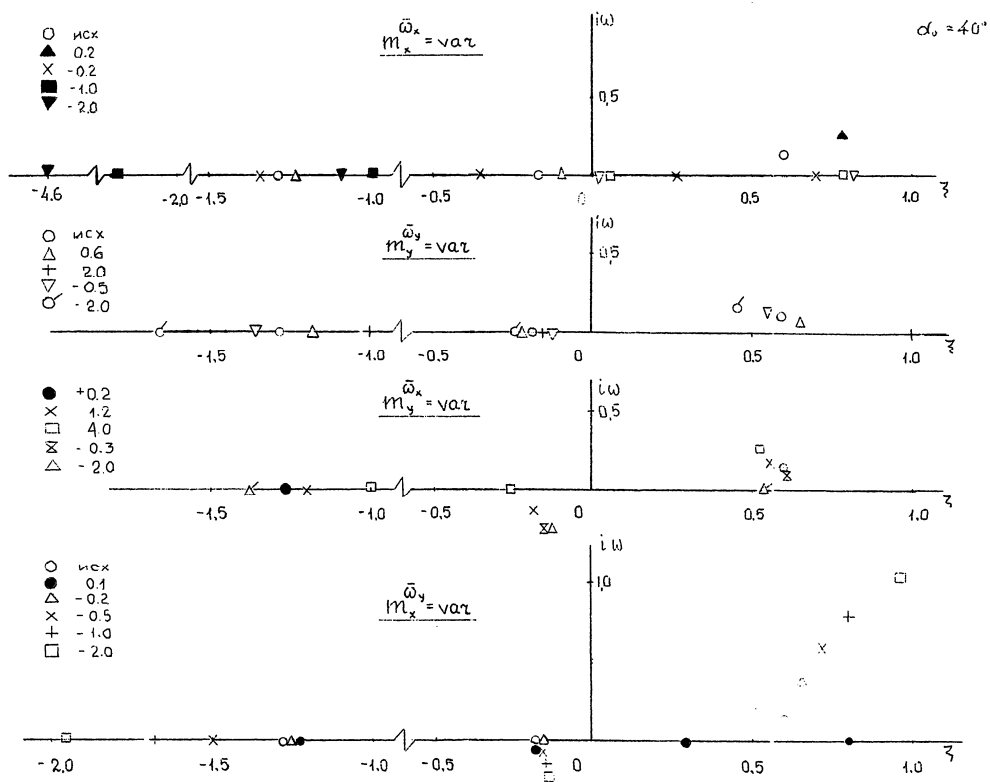


Рис. 5. Траектории корней по вращательным производным

Из рис. 4, 5 видно, что изолированное изменение каждого из параметров бокового движения в разумных пределах не обеспечивает наличие всех корней бокового движения в левой полуплоскости; наиболее заметный положительный эффект наблюдается при увеличении параметра m_x^β .

Совместное увеличение производных m_x^β и m_y^β обеспечивает устойчивость движения, однако требуемые изменения этих коэффициентов могут оказаться достаточно большими и трудно реализуемыми на практике.

Удовлетворительный переходный процесс, вообще говоря, можно получить при различных сочетаниях аэродинамических производных. Однако обычно на существующей компоновке средствами аэродинамики обеспечить необходимые изменения статических производных устойчивости довольно трудно, а вращательных производных – практически невозможно. Использование же автоматики (имеется в виду линейная постановка) эквивалентно изменению соответствующих производных устойчивости и вращательных производных только в определенной взаимосвязи, определяемой значениями производных управляемости, и требует наличия на больших α достаточной эффективности аэродинамических органов управления.

Из сказанного следует, что коэффициенты статической путевой и поперечной устойчивости и демпфирование крена могут оказывать существенное влияние на характер бокового колебательного движения.

Использование автоматизации бокового канала управления для подавления боковых колебаний

Как показали материалы ЛИИ самолета, подключение штатной СУУ для подавления автоколебаний на больших углах атаки не дает желаемого эффекта.

Одна из причин этого может быть связана с тем, что эффективность органов поперечно-путевого управления – элеронов и руля направления – с ростом углов атаки значительно уменьшается.

На больших α наиболее эффективным органом поперечного управления (имеется в виду создаваемый им момент крена) является дифференциальный стабилизатор. Эффективность стабилизатора по крену на больших α значительно выше эффективности элеронов, так, например, для типового маневренного самолета 4-го поколения на $\alpha \approx 40^\circ$ она приблизительно в 3,5 раза превышает эффективность элеронов, которая составляет $m_x^{\delta_3} \approx -0,00035$ 1/град; при этом дифференциальный стабилизатор имеет подкручивающий момент рыскания ($m_y^{\delta_3} > 0$) вместо тормозящего у элеронов.

В серийном варианте рассматриваемого самолета наиболее просто реализовывалось подключение дифференциального стабилизатора по закону $\Delta\varphi_{ст} = K \cdot \delta_3$. Пример использования дифференциального стабилизатора для демпфирования боковых колебаний показан на рис. 6.

Из анализа переходных процессов на рис. 6 видно, что максимальные углы отклонения руля направления для демпфирования колебаний в большинстве случаев не превышают значений $\Delta\delta_{H_{max}} \approx \pm 8^\circ$. Если учесть при этом, что руль направления используется на больших α также для поперечного управления, то целесообразно иметь полный ход руля направления от автоматики.

Штатная схема бокового канала управления (сплошные линии) и предлагаемые изменения (пунктир) в ее структуре показаны на рис. 7.

$$K_{\omega_x}^{\partial} = 0,9 \quad K_{\omega_y}^{\partial} = 1,0 \quad K_{n_z}^{\partial} = -300$$

$$K_{\omega_x}^H = 1,7 \quad K_{\omega_y}^H = 2,0 \quad K_{n_z}^H = -65$$

$$n_{z_0} = \frac{1}{0,25p + 1} n_z$$

○ - исходное движение

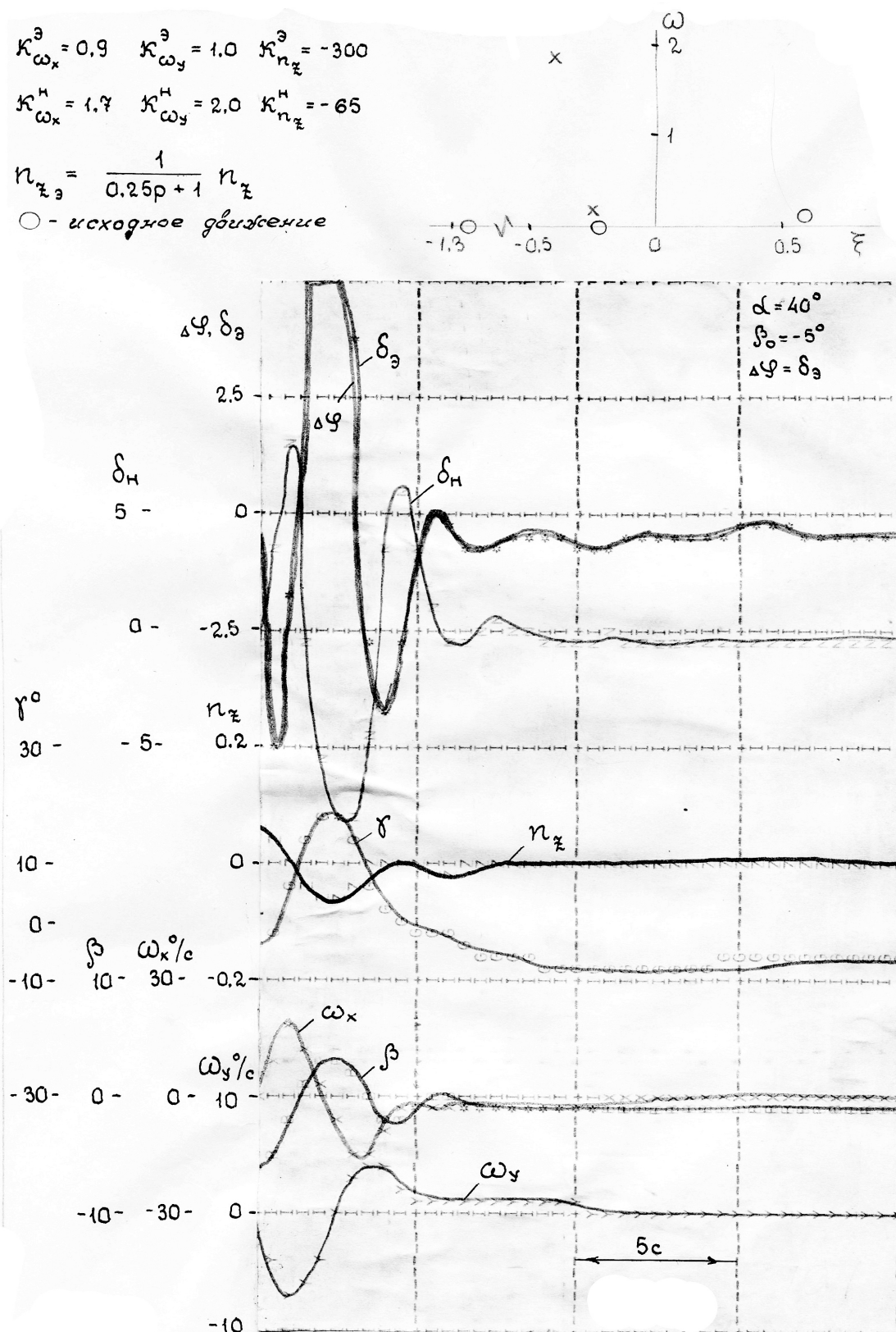


Рис. 6. Демпфирование боковых колебаний с использованием дифференциального стабилизатора

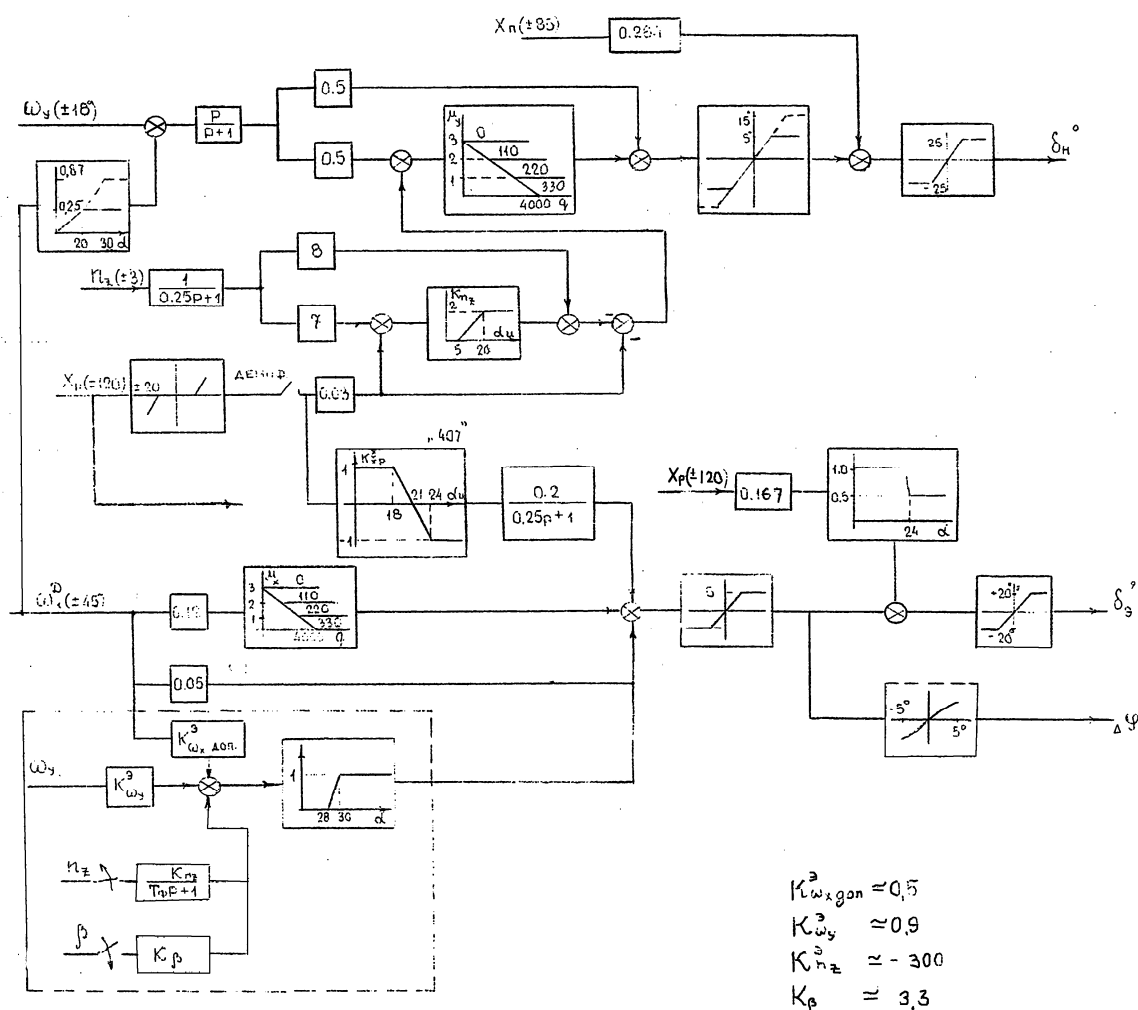


Рис. 7. Схема бокового канала управления и предлагаемые изменения в ее структуре (пунктир) для увеличения степени затухания боковых колебаний

Результаты летных исследований

С учетом данных моделирования была составлена и реализована в специальных ЛИ программа по оценке рекомендуемых мероприятий (выполнено около 50 полетов). Полученные в итоге ее выполнения результаты в целом подтвердили выводы, полученные при моделировании.

С уточненными в ЛИ передаточными коэффициентами в канале элеронов и подключением дифференциального стабилизатора (максимальный ход от автоматики составлял $\Delta\varphi_{\text{авт}} = \pm 2^\circ$) к демпфированию колебаний по сигналу ω_x максимальные амплитуды колебаний по угловой скорости на углах атаки $\alpha \approx 36^\circ$ были уменьшены в $2,5 \div 3,0$ раза, а именно с $A_{\omega x} = 35^\circ/\text{с} \div 40^\circ/\text{с}$ до $A_{\omega x} = 10^\circ/\text{с} \div 12^\circ/\text{с}$.

Таким образом, из результатов расчетного анализа и оценки в ЛИ динамики самолета при выходе его на большие углы атаки следует, что главными причинами возникновения боковых колебаний являются неустойчивость бокового движения при малых углах скольжения, обусловленная высокой степенью путевой неустойчивости, низким запасом поперечной устойчивости, резким снижением поперечного демпфирования, а также взаимодействие продольного и бокового движений.

Использование автоматизации бокового канала управления с введением сигналов угла скольжения и подключения дифференциального стабилизатора для демпфирования позволяет

значительно улучшить характеристики бокового колебательного движения: затянув начало колебаний на большие углы атаки и значительно снизив их амплитуды.

В заключение следует еще раз отметить, что полученные в данной работе результаты справедливы в рамках принятой математической модели аэродинамики без учета ряда сложных физических явлений, сопровождающих обтекание самолета на больших углах атаки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дубов Ю.Б., Суханов В.Л., Тарасов А.З. Освоение больших углов атаки // Полет. - 1998. - С. 58 - 68.
2. Лебедь Н.К., Дубов Ю.Б., Черниговский В.И., Пятахин В.И. Улучшение маневренных характеристик самолета с крылом изменяемой геометрии // Техника воздушного флота. - 1988. - № 4, 5.
3. Воронцов С.И., Дубов Ю.Б., Загайнов Г.И., Клепов Ю.Т., Новиков А.В. Туманов М.В., Целунов М.М. Улучшение устойчивости и управляемости маневренного самолета на больших углах атаки средствами автоматизации бокового канала управления // Техника воздушного флота. - 1984. - № 3.
4. Gera J., Willson R.J., Enevoldso E.K. Flight Test Experience with High-Control System Techniques on the F-14 Airplane. AJAA-81-2505.
5. Grafton B., Gilbert W.P., Croom M.A. and Murri D.G. Yigh-angle-of-attack characteristics of a forward swept wing fighter configuration. AIAA Paper № 82-1322.
6. Дубов Ю.Б., Новиков А.В. Устойчивость бокового движения самолета на больших углах атаки при нелинейных зависимостях поперечного и путевого моментов от угла скольжения // Труды ЦАГИ. - 1982. - Вып. 2167.

ESTIMATION OF EFFICIENCY OF PROVISIONS OF A IMPROVEMENT OF DAMP OF INVOLUNTARY LATERAL OSCILLATIONS OF THE AIRPLANE

Dubov Yu.B.

The reasons of occurrence of involuntary lateral oscillations of a maneuverable airplane are established at its exit large-angle attacks. Agency of some aerodynamic coefficients on character of driving of an airplane is sized up. Use of automation of a side control channel for suppression of lateral oscillations is observed.

Key words: involuntary lateral oscillations of airplane, large-angle attacks, automation for suppression of oscillations.

Сведения об авторе

Дубов Юрий Борисович, 1940 г.р., окончил МФТИ (1967), кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, автор более 50 научных работ, область научных интересов – динамика системы управления маневренных самолетов, большие углы атаки, моделирование на пилотажных стендах.

УДК 532.517.4

РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА С ПРОФИЛЕМ САНР В УСЛОВИЯХ ЕСТЕСТВЕННОГО ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА

В.В. ВОЖДАЕВ, К.Г. КОСУШКИН, Р.М. МИРГАЗОВ

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

Рассмотрены математические модели пограничного слоя, реализованные в современных программных комплексах вычислительной гидродинамики. Установлено, что результаты расчетов аэродинамических сил и моментов, действующих на крыло, вычисленные на основе модели ламинарно-турбулентного перехода SST $\gamma - Re_\theta$, достаточно хорошо согласуются с экспериментальными данными.

Ключевые слова: вычислительная гидродинамика, модель турбулентности, ламинарно-турбулентный переход, нестреловидное крыло.

При обтекании аэродинамической поверхности потоком газа имеет место образование развивающегося на ней пограничного слоя, свойства которого существенным образом зависят как от турбулентности внешнего потока, так и от профиля этой поверхности, определяющего градиенты давления и меняющего структуру пограничного слоя. Математическое моделирование пограничного слоя в значительной мере влияет на точность расчета аэродинамических сил и моментов, действующих на исследуемое тело.

Основная задача настоящей работы состоит в том, чтобы на основе современных методов вычислительной гидродинамики с учетом ламинарно-турбулентного перехода определить аэродинамические характеристики нестреловидного крыла с профилем САНР и сравнить расчетные данные с результатами экспериментальных измерений, выполненных в Центральном аэрогидродинамическом институте (ЦАГИ).

Классификация имеющихся подходов к численному моделированию турбулентных течений базируется на уровне разрешения турбулентных пульсаций и их энергетического спектра. С учетом этого можно выделить три основных подхода: прямое численное моделирование (Direct Numerical Simulation – DNS), метод крупных вихрей (Large Eddy Simulation – LES) и уравнения Навье-Стокса, осредненные по методу Рейнольдса (Reynolds Averaged Navier-Stokes Equations – RANS). Поскольку методы LES и DNS требуют значительных вычислительных ресурсов, в настоящее время наиболее широкое распространение получили численные методы, основанные на решениях уравнений Навье-Стокса, осредненных по методу Рейнольдса.

В соответствии с гипотезой Буссинеска уравнения Навье-Стокса замыкаются с помощью полуэмпирических моделей турбулентности (рис. 1). Однако разработка моделей турбулентности проводится авторами для определенного типа задач. В связи с этим требуется проведение исследований по выявлению пределов применимости имеющихся моделей турбулентности, сравнению моделей между собой и формированию рекомендаций для их практического использования. Особое внимание, по нашему мнению, следует уделять проблеме ламинарно-турбулентного перехода, который некоторые модели турбулентности позволяют определять.

Расчетная нерегулярная область, созданная для проведения вычислений, включает: 3098249 узлов и 9245489 объемных элементов. Особенностью нерегулярных сеток является произвольное расположение узлов сетки в расчетной области. Произвольность расположения узлов понимается в том смысле, что отсутствуют выраженные сеточные направления, то есть нет структуры, подобной регулярным сеткам. Узлы сетки объединены в объемные элементы

(тетраэдры и призмы). Для достижения приемлемой точности вычислений нерегулярные сетки требуют большего числа ячеек, чем регулярные сетки. Тем не менее, процесс генерации нерегулярной сетки в значительно большей степени автоматизирован по сравнению с процессом создания регулярной сетки. В связи с этим в данной работе применяется сетка нерегулярного типа. Данная расчетная сетка имеет следующие геометрические параметры: удлинение крыла 5, хорда профиля 0,309 м, высота области 7,5 м, длина области 14 м, толщина области 5 м.

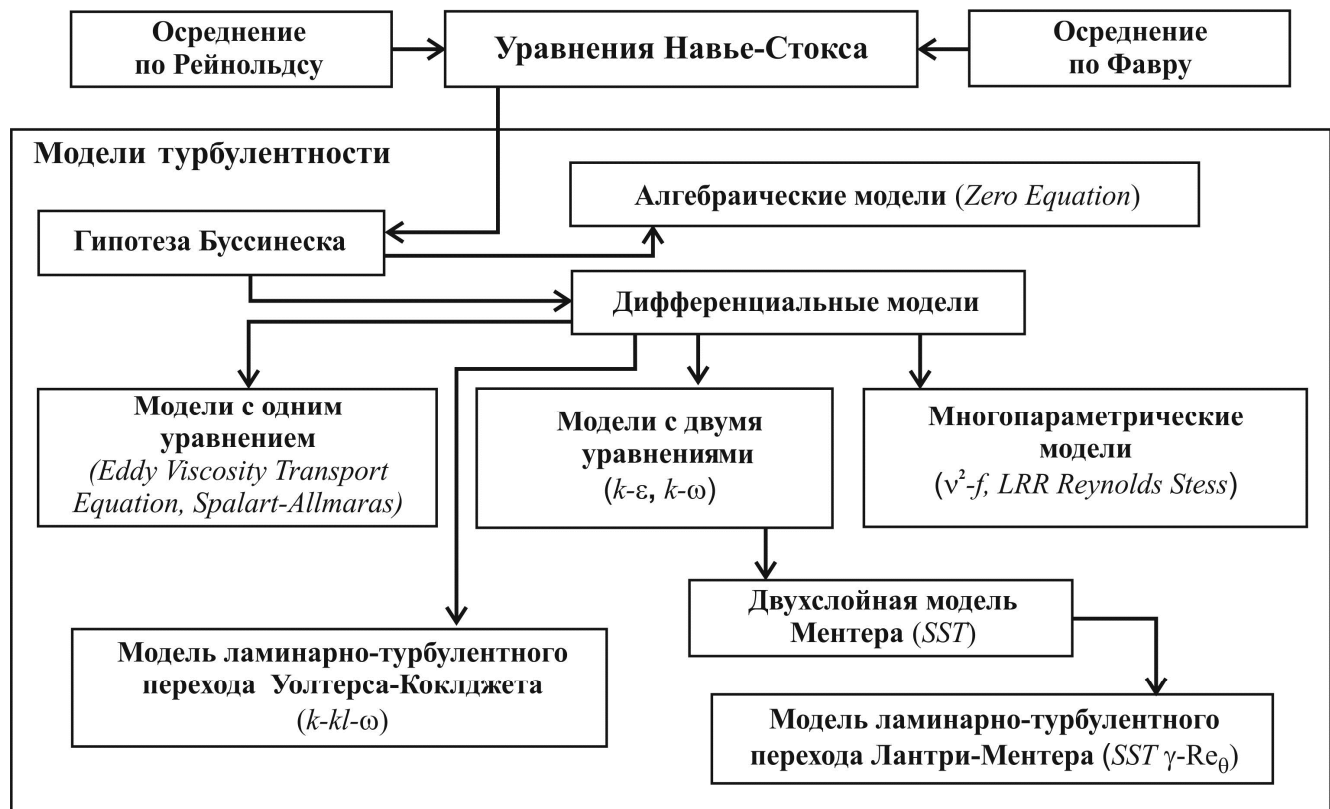


Рис. 1. Классификация моделей турбулентности

Для достоверного моделирования пограничного слоя с использованием неструктурированной расчетной сетки требуется применение достаточно мелких призматических ячеек, организованных в регулярную сетку вблизи поверхности расчетной модели (рис. 2). Если высота призматических ячеек слишком велика, то это означает, что положение ламинарно-турбулентного перехода может смещаться в сторону передней кромки крыла [1]. Высота первой ячейки призматического слоя расчетной сетки равна 0,01 мм. Количество призматических слоев для каждой из сеток равно 50. Шаг роста призм равен 1,1.

В качестве программной методики расчета аэродинамических характеристик крыла в данной работе используется комплекс ANSYS CFX (лицензия ЦАГИ № 501024). Вычисления аэродинамических характеристик крыла выполнялись при числе Рейнольдса $Re = 2,0 \cdot 10^6$ и числе Маха $M = 0,3$, что соответствовало условиям, при которых проводились экспериментальные измерения. При проведении расчетов были установлены параметры, соответствующие среднему уровню интенсивности турбулентности потока. В граничном условии на входе потока задана степень турбулентности Tu 5 % при отношении динамического коэффициента вихревой вязкости μ_t к динамическому коэффициенту вязкости μ , равном 10. В граничном условии на выходе потока использовано среднее статическое давление. Для сокращения числа элементов сетки в плоскости XY (при $Z = 0$) было применено условие "симметрия" (рис. 3).

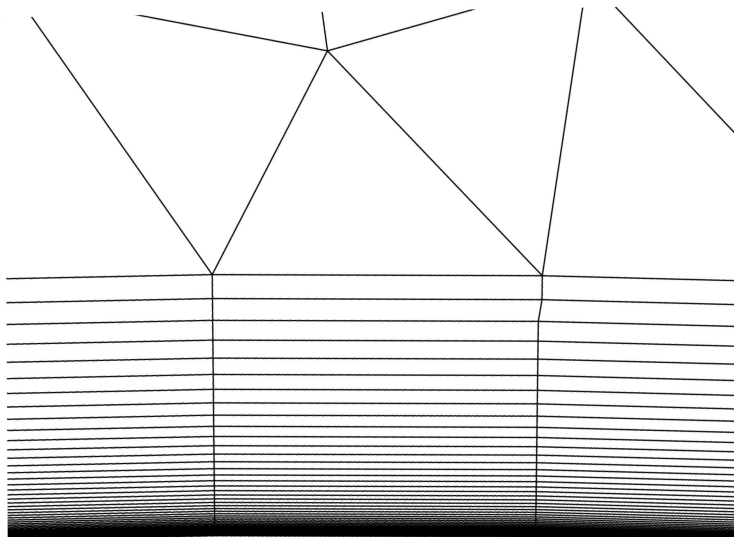


Рис. 2. Сетка в окрестности крыла

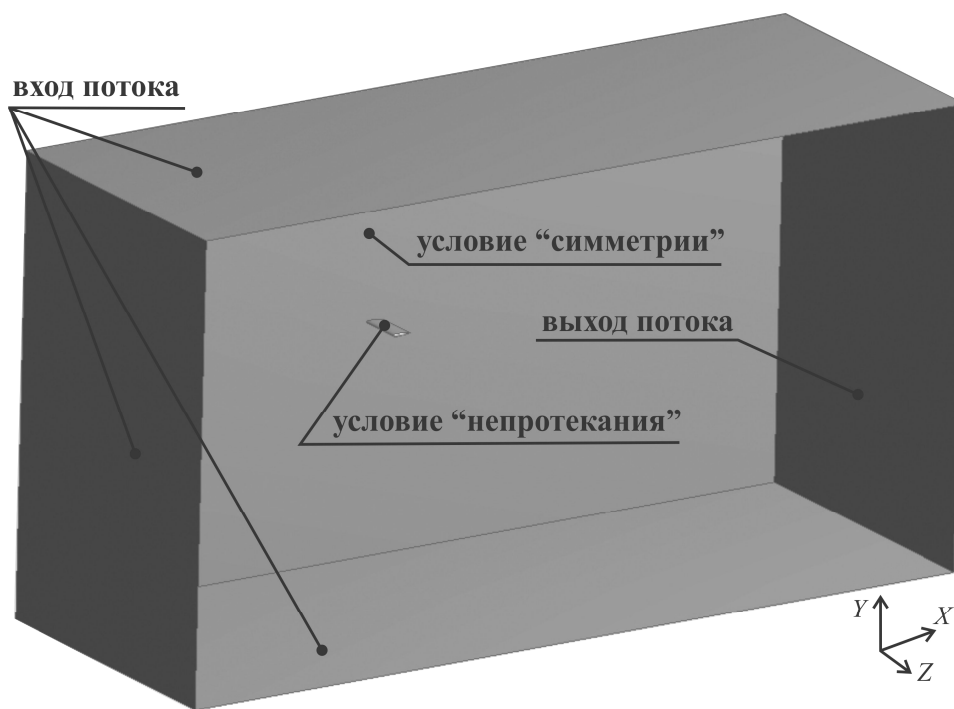


Рис. 3. Граничные условия

Для замыкания уравнений Навье-Стокса использовалась модель турбулентности Лантри-Ментера, в которой реализована возможность учета ламинарно-турбулентного перехода [2]. Данная модель турбулентности базируется на гибридной модели переноса сдвиговых напряжений (Shear Stress Transport), сформулированной Ментером на основании того, что модели турбулентности типа $k-\epsilon$ (k – турбулентная кинетическая энергия, а ϵ – скорость диссипации турбулентной энергии) лучше описывают свойства свободных сдвиговых течений, а модели типа $k-\omega$ (ω – удельная скорость диссипации турбулентной энергии) имеют преимущество при моделировании пристеночных течений. Проведенный анализ показал, что по сравнению с другими используемыми в настоящее время математическими моделями пограничного слоя подход Ментера демонстрирует достаточно высокую эффективность при расчетах характеристик обтекания аэродинамических поверхностей [3; 4].

Уравнение переноса для перемежаемости γ в соответствии с моделью турбулентности Лантри-Ментера имеет вид [2]

$$\frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \gamma)}{\partial x_j} = P_{\gamma_1} - E_{\gamma_1} + P_{\gamma_2} - E_{\gamma_2} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\gamma} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right]. \quad (1)$$

где U_j – проекции, соответствующие компонентам вектора скорости набегающего потока; ρ – плотность; μ_t – динамический коэффициент вихревой вязкости; μ – динамический коэффициент вязкости.

Факторы, управляющие ламинарно-турбулентным переходом, определяются следующим образом

$$P_{\gamma_1} = F_l c_{a_1} \rho S [\gamma F_{\text{onset}}]^{c_a}; E_{\gamma_1} = c_{e_1} P_{\gamma_1} \gamma,$$

где F_l – функция, контролирующая длину области перехода l ; S – величина, характеризующая скорость деформаций.

Факторы, управляющие разрушением турбулентного слоя или реламинаризацией, имеют вид

$$P_{\gamma_2} = c_{a_2} \rho \Omega \gamma F_{\text{turb}}; E_{\gamma_2} = c_{e_2} P_{\gamma_2} \gamma,$$

где Ω – величина, характеризующая завихренность потока; F_{turb} – функция, контролирующая длину области разрушения турбулентного слоя.

Установка расположения начала (onset) процесса ламинарно-турбулентного перехода определяется следующими функциями [2]

$$F_{\text{onset}_1} = \frac{Re_V}{2,193 \cdot Re_{\theta_c}}; F_{\text{onset}_2} = \min(\max(F_{\text{onset}_1}; F_{\text{onset}_1}^4); 2,0);$$

$$F_{\text{onset}_3} = \max\left(1 - \left(\frac{R_T}{2,5}\right)^3; 0\right); F_{\text{onset}} = \max(F_{\text{onset}_2} - F_{\text{onset}_3}; 0); F_{\text{turb}} = e^{-\left(\frac{R_T}{4}\right)^4},$$

где вихревое число Рейнольдса Re_V записывается следующим образом

$$Re_V = \frac{\rho y^2 S}{\mu}.$$

Параметр, характеризующий относительную вязкость, определяется формулой

$$R_T = \frac{\rho k}{\mu \omega}.$$

Величина Re_{θ_c} представляет собой критическое число Рейнольдса, которое определяет начало роста γ в пограничном слое. Это обстоятельство обуславливает изменение числа Рейнольдса начала перехода $\tilde{Re}_{\theta_t}$. Различие между этими числами определяется эмпирическим путем. Параметры F_l и Re_{θ_c} являются функциями $\tilde{Re}_{\theta_t}$.

Константы для уравнения переноса перемежаемости (1) имеют вид

$$c_{e_1} = 1,0; c_{a_1} = 2,0; c_a = 0,5; c_{e_2} = 50; c_{a_2} = 0,06; \sigma_\gamma = 1,0.$$

Для учета влияния на ламинарно-турбулентный переход отрыва пограничного слоя введены следующие соотношения [2]

$$\gamma_{\text{sep}} = \min\left(2 \cdot \max\left[\left(\frac{Re_V}{3,235 Re_{\theta_c}}\right) - 1,0; F_{\text{reattach}}; 2,0\right] F_{\theta_t}; F_{\text{reattach}} = e^{-\left(\frac{R_T}{20}\right)^4}.\right.$$

Подстрочные индексы "sep" и "reattach" в этой формуле означают отрыв (separation) и повторное присоединение (reattachment) пограничного слоя.

Эффективное значение γ определяется из формулы

$$\gamma_{\text{eff}} = \max(\gamma, \gamma_{\text{sep}}). \quad (2)$$

На входе потока в расчетную область $\gamma = 1$.

Уравнение переноса для числа Рейнольдса перехода $\tilde{\text{Re}}_{\theta_t}$ имеет вид [2]

$$\frac{\partial(\rho \tilde{\text{Re}}_{\theta_t})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \tilde{\text{Re}}_{\theta_t})}{\partial x_j} = P_{\theta_t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\sigma_{\theta_t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial \tilde{\text{Re}}_{\theta_t}}{\partial x_j} \right]. \quad (3)$$

Параметры, соответствующие началу перехода, определяются следующим образом [2]

$$P_{\theta_t} = c_{\theta_t} \frac{\rho}{t} (\text{Re}_{\theta_t} - \tilde{\text{Re}}_{\theta_t}) (1,0 - F_{\theta_t}); \quad t = \frac{500\mu}{\rho U^2};$$

$$F_{\theta_t} = \min \left(\max \left(F_{\text{wake}} \cdot e^{-\left(\frac{y}{\delta}\right)^4}; 1,0 - \left(\frac{\gamma - 1/c_{e_2}}{1,0 - 1/c_{e_2}} \right)^2 \right); 1,0 \right),$$

где величины F_{wake} и δ определены формулами

$$\theta_{\text{BL}} = \frac{\tilde{\text{Re}}_{\theta_t} \mu}{\rho U}; \quad \delta_{\text{BL}} = \frac{15}{2} \theta_{\text{BL}}; \quad \delta = \frac{50 \Omega y}{U} \delta_{\text{BL}}; \quad \text{Re}_{\omega} = \frac{\rho \omega y^2}{\mu}; \quad F_{\text{wake}} = e^{-\left(\frac{\text{Re}_{\omega}}{10^5}\right)^2}.$$

Константы для уравнения переноса (3) определяются следующим образом

$$c_{\theta_t} = 0,03; \quad \sigma_{\theta_t} = 2,0.$$

Величина $\tilde{\text{Re}}_{\theta_t}$ на входе потока в расчетную область вычисляется с применением эмпирической поправки, определяемой в зависимости от степени турбулентности. Следует отметить, что при решении дифференциальных уравнений переноса (1) и (3) граничным условием на поверхности модели является условие "непротекания" (равенство нулю нормальной к поверхности модели составляющей скорости).

Рассмотренная модель перехода включает три эмпирические поправочные функции

$$\text{Re}_{\theta_t} = f(Tu, \lambda); \quad F_l = f(\tilde{\text{Re}}_{\theta_t}); \quad \text{Re}_{\theta_c} = f(\tilde{\text{Re}}_{\theta_t}).$$

Первая из представленных выше поправочных функций определяется локальной интенсивностью турбулентности Tu и коэффициентом градиента давления вида

$$\lambda_{\theta} = (\theta^2 / \nu) dU / ds,$$

где dU/ds – ускорение потока. Экспериментальные данные используются и при определении второй поправочной функции F_l , устанавливающей длину области перехода.

Исходное уравнение переноса для k модели турбулентности переноса сдвиговых напряжений имеет вид [2]

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j k)}{\partial x_j} = \tilde{P}_k - \tilde{D}_k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right]. \quad (4)$$

Для моделирования ламинарно-турбулентного перехода функции $\tilde{P}_k$ и $\tilde{D}_k$ в правой части уравнения (4) заменяются модифицированными функциями, содержащими эффективное значение коэффициента перемежаемости γ_{eff} (2). Для $\tilde{P}_k$ и $\tilde{D}_k$ этими модифицированными решениями являются соответственно функции $\gamma_{\text{eff}} \tilde{P}_k$ и $\min(\max(\gamma_{\text{eff}}; 0,1); 1,0) \tilde{D}_k$. Величина $\tilde{D}_k$ характеризует диффузионный перенос турбулентных напряжений.

Моделирование ламинарно-турбулентного перехода обеспечивает более близкие к экспериментальным данным значения коэффициентов подъемной силы c_y , сопротивления c_x и мо-

мента тангажа m_z по сравнению с указанными величинами, определенными при полностью турбулентном течении (рис. 4а,б,в). Следует отметить, что влияние стенок трубы исключено из результатов экспериментальных измерений. Кроме того, при расчетах в исходных данных задавался средний уровень турбулентности, что не в полной мере соответствовало условиям эксперимента. Этими обстоятельствами отчасти можно объяснить то, что положение $C_{y_{max}}$ по углу атаки предсказывается недостаточно точно.

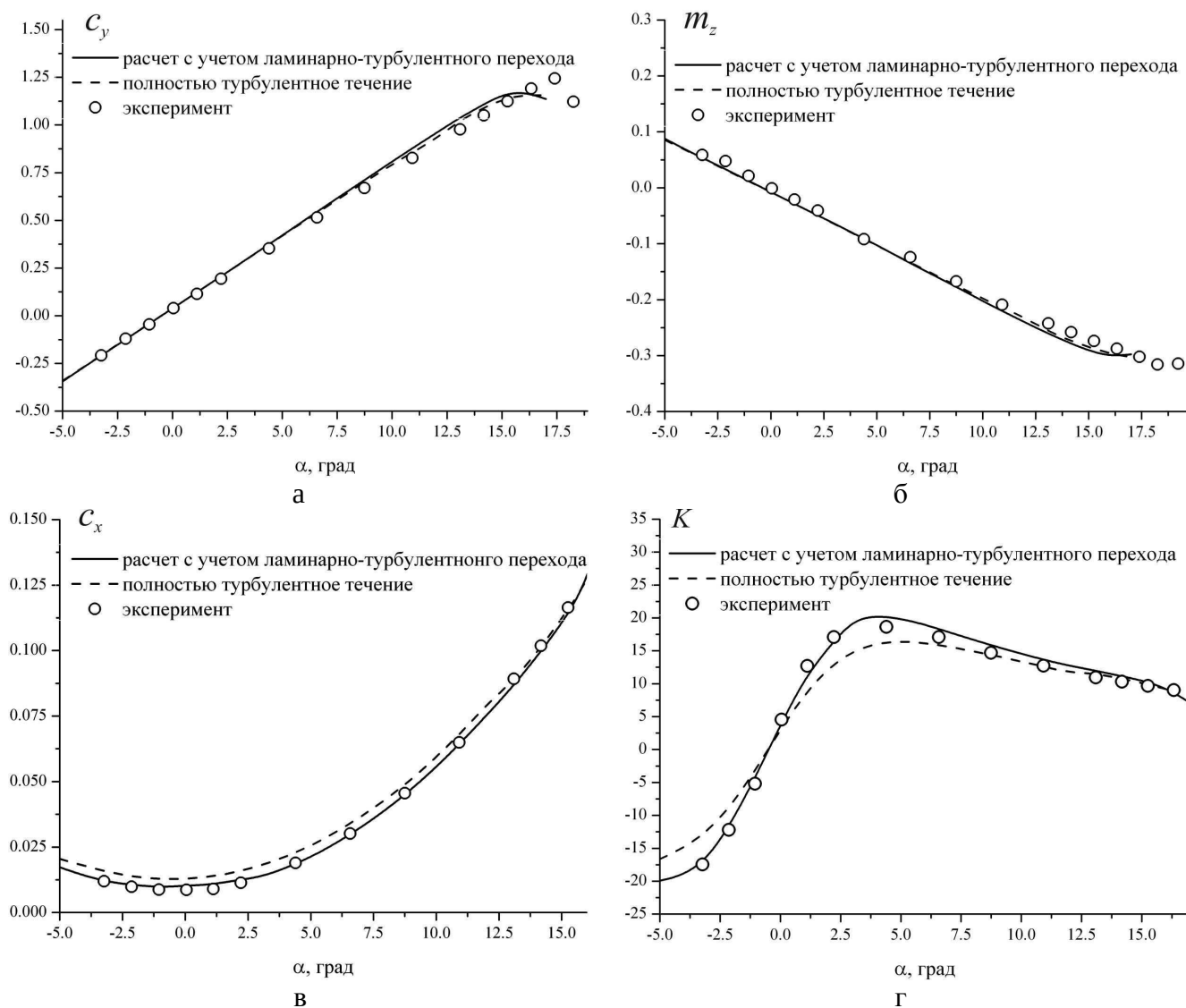


Рис. 4. Сравнение расчетных и экспериментальных значений коэффициентов аэродинамических сил и моментов, действующих на крыло: а – $C_y(\alpha)$; б – $m_z(\alpha)$; в – $C_x(\alpha)$; г – $K(\alpha)$

Наиболее существенные отличия расчетных данных, полученных по программе CFX при полностью турбулентном течении, от экспериментальных значений имеют место при определении коэффициента сопротивления C_x (рис. 4в). Причина этих отличий в отсутствии адекватного учета коэффициента трения при полностью турбулентном течении, поскольку в условиях эксперимента ламинарно-турбулентный переход осуществлялся не с передней кромки крыла.

Как уже отмечено выше, значения коэффициента сопротивления, полученные по программе CFX при полностью турбулентном течении, завышены по отношению к экспериментальным данным (рис. 4в). В результате величина аэродинамического качества K в этом случае существенно занижается (рис. 4г). Аэродинамическое качество, вычисленное по программе CFX с

использованием SST $\gamma - Re_\theta$ модели ламинарно-турбулентного перехода, удовлетворительно согласуется с экспериментальными данными (рис. 4г).

Таким образом, в результате выполненной работы подробно рассмотрена модель ламинарно-турбулентного перехода SST $\gamma - Re_\theta$, реализованная в программе CFX. Показано, что модель SST $\gamma - Re_\theta$ обеспечивает удовлетворительные по точности результаты расчета положения ламинарно-турбулентного перехода на крыле. Установлено, что расчетные значения аэродинамических характеристик крыла: c_x , c_y , m_z и K , вычисленные на основе модели SST $\gamma - Re_\theta$, достаточно хорошо согласуются с экспериментальными данными.

ЛИТЕРАТУРА

1. Langtry R., Menter F. Overview of Industrial Transition Modelling in CFX // Technical Report ANSYS. Germany, Otterfing, 2006.
2. Langtry R.B., Menter F.R. Transition Modeling for General CFD Applications in Aeronautics // AIAA 2005-522, 2005.
3. Вожаев В.В. Расчет аэродинамических характеристик крыла с использованием программного комплекса ANSYS CFX // САПР и Графика. - 2011. - № 2. - С. 66 - 67.
4. Вожаев В.В. Влияние модели турбулентности на точность расчета аэродинамических характеристик механизированного крыла // Техника воздушного флота. - 2011. - № 3. - С. 16 - 22.

CALCULATION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE WING WITH SANR AIRFOIL IN CONDITIONS OF NATURAL LAMINAR-TURBULENT TRANSITION

Vozhdaev V.V., Kosushkin K.G., Mirgazov R.M.

The mathematical models of a boundary layer realized in the modern computational fluid dynamics software are considered. It is revealed, that the results of calculations of aerodynamic forces and moments, acting on the wing, derived on the basis of the model of laminar-turbulent transition SST $\gamma - Re_\theta$ are in a good agreement with experimental data.

Key words: computational fluid dynamics, turbulence model, laminar-turbulent transition, nonswept wing.

Сведения об авторах

Вожаев Валерий Викторович, 1975 г.р., окончил МАИ (1998), кандидат технических наук, старший научный сотрудник ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, автор 30 научных работ, область научных интересов – междисциплинарное проектирование летательных аппаратов на основе численных решений уравнений Навье-Стокса и методе конечных элементов.

Косушкин Константин Геннадьевич, 1979 г.р., окончил МАИ (2002), начальник сектора ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, автор 25 научных работ, область научных интересов – исследование перспектив развития винтокрылых летательных аппаратов.

Миргазов Руслан Миннхатович, 1979 г.р., окончил МФТИ (2002), кандидат технических наук, младший научный сотрудник ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, автор 24 научных работ, область научных интересов – численные методы и их алгоритмическая реализация, аэродинамика и акустика несущего винта.

УДК 532.5 + 517.9

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА НЕПОЛНОЙ КРЕСТОВОЙ АППРОКСИМАЦИИ К РЕШЕНИЮ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИКИ МЕТОДОМ ДИСКРЕТНЫХ ВИХРЕЙ

С.Л. СТАВЦЕВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.¹

В статье представлена адаптация метода неполной крестовой аппроксимации для решения нестационарных задач аэродинамики. Новые алгоритмы позволили существенно ускорить расчеты, что подтверждается результатами численных экспериментов на примере задачи трехмерного отрывного обтекания объекта потоком жидкости.

Ключевые слова: несжимаемая жидкость, вихревые методы, нелинейные аппроксимации матриц.

Введение

Вихревые методы являются одной из групп численных методов для решения аэрогидродинамических задач. Одним из наиболее активно развивающихся и широко применяемых направлений среди вихревых методов являются метод дискретных вихрей (МДВ) [1] и его модификации [2]. Метод дискретных вихрей нашел применение в аэродинамике летательных аппаратов, парашютов, в исследованиях ветровой обстановки в условиях городской застройки, при моделировании перемещения смерчей, торнадо.

Ряд решаемых прикладных задач требует значительных вычислительных ресурсов: используемой памяти, времени вычислений. При моделировании вихревых течений методом дискретных вихрей основные вычислительные затраты приходятся на преобразование формы вихревых структур для каждого временного шага. Таким образом, возникает вопрос об ускорении вычислений в вихревых методах.

Ряд методов, направленных на ускорение вычислений скоростей индуцированных вихревыми элементами (вихревой рамкой) в некоторой точке, представлен в работе [3]. В ней повышение эффективности вычислений осуществлялось за счет оправданного снижения точности функции вычисления скорости от каждого вихревого элемента в каждой расчетной точке. Существенным недостатком такого подхода является невозможность контроля точности вычислений, что приводит либо к экспериментальному подбору параметров, влияющих на скорость расчетов, либо к выполнению избыточного числа операций, что сказывается на скорости вычислений.

При решении задач с помощью МДВ более эффективными оказываются методы, использующие иерархические представления данных, например, работы [4; 5]. Основанные на таких идеях методы, которые получили общее название мультипольных методов (fast multipole method – FMM), в последнее время широко применяются для расчета динамики вихревых структур [6; 7]. Преимущество мультипольных методов осуществляется за счет приближенного (часто с заданной точностью) расчета скорости от группы вихревых элементов в нескольких расчетных точках, которые расположены "далеко" друг от друга. Скорости от вихрей, расположенных близко к расчетным точкам, вычисляются явно. Если вихри группировать иерархично,

¹ Работа выполнена при поддержке РФФИ, гранты № 11-01-00549-а, 11-01-12137-офи-м-2011, 12-01-00546-а, 10-01-00757-а, гранта Президента МК-6590.2012.1, а также ФЦП "Кадры" Министерства образования и науки, проекты: № 14.740.11.0345, 16.740.12.0727, 14.740.11.1067.

то для вычисления скоростей от N вихрей в N расчетных точках вместо $O(N^2)$ потребуется только $O(N \log N)$ операций. Несмотря на эффективность мультипольных методов, вычисление мультипольных коэффициентов для каждого класса задач – это нетривиальная подзадача.

Для построения быстрых алгоритмов решения задач аэродинамики эффективным оказывается предложенный в работе [8] иерархический метод мозаично-скелетонной аппроксимации, основанный на вычислении подматриц максимального объема. Этот метод обладает рядом преимуществ перед остальными. Во-первых, для его реализации достаточно знать информацию о взаимном расположении вихрей относительно расчетных точек и функцию вычисления скорости. После этого он может работать как "черный ящик". Во-вторых, для построения приближения достаточно вычислить малое число значений приближаемой функции. В-третьих, приближение строится с заранее заданной точностью.

Алгоритм неполной крестовой аппроксимации был применен в явном виде к решению задач аэродинамики в работе [9]. Эффективность метода можно существенно повысить, если его применить не только для групп вихревых элементов, расположенных близко в пространстве, но и при малых изменениях вихревых элементов и расчетных точек с течением времени, как это сделано в работе [10]. Действительно, в МДВ расчет пелены требуется проводить на каждом временном шаге, поэтому нет необходимости заново строить приближение (аппроксимацию) скорости для удаленных друг от друга групп вихревых элементов и расчетных точек. Более эффективным является использовать данные с предыдущего временного шага. Это может существенно ускорить расчеты.

1. Постановка задачи и алгоритм неполной крестовой аппроксимации

В методе дискретных вихрей [11 – 14] самой трудоемкой операцией является вычисление полей скоростей от вихревых рамок, расположенных на теле, и вихревых элементов пелены в точках вихревой пелены

$$\mathbf{w}(\mathbf{x}_i) = \mathbf{w}_\infty(\mathbf{x}_i) + \sum_{j=1}^n \Gamma_j \mathbf{w}_j(\mathbf{x}_i), i = 1, \dots, m, \quad (1)$$

где $\mathbf{w}_\infty(\mathbf{x}_i)$ – невозмущенная скорость набегающего потока; Γ_j – интенсивность j -го вихревого элемента (циркуляция рамки или интенсивность вихревого отрезка в пелене); $\mathbf{w}_j(\mathbf{x}_i)$ – скорость, индуцируемая в рассматриваемой точке пелены $\mathbf{x}_i$ вихревым отрезком единичной интенсивности, которая вычисляется согласно закону Био-Савара по формуле

$$\mathbf{w}_j(\mathbf{x}_i) = -\frac{1}{4\pi} \int_{[\mathbf{x}_j^-, \mathbf{x}_j^+]} \frac{d\mathbf{l}_y \times (\mathbf{x}_i - \mathbf{y})}{|\mathbf{x}_i - \mathbf{y}|^3}. \quad (2)$$

В (2) $\int_{[\mathbf{x}_j^-, \mathbf{x}_j^+]}$ – криволинейный интеграл по отрезку $[\mathbf{x}_j^-, \mathbf{x}_j^+]$ (в (1) четырехугольной рамке) соответствуют 4 слагаемых формулы (2)).

Явный алгоритм расчета поля скоростей (1) выполняется за $O(mn)$ операций. Для расчета скоростей за $O(mn)$ операций применим алгоритм неполной крестовой аппроксимации [8; 15]. Сформулируем задачу (1) на матричном языке. На первый взгляд можно найти приближение к матрице, элементы которой являются векторами и вычисляются согласно формуле (2). Однако как показывают численные реализации быстрых алгоритмов, на аппроксимацию матрицы уходит 95 % времени и только 5 % – на умножение полученного приближения на вектор. Поэтому экономнее сжать одну матрицу, даже если это приведет к нескольким умножениям матрицы на вектор.

Также воспользуемся исследованиями работы [3] и на больших расстояниях упростим вычисление скорости (2). В результате построим приближение матрицы $A = (a_{ij})$ с элементами

$$a_{ij} = \begin{cases} -\frac{1}{4\pi|\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j|^3}, |\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j| \geq \alpha|\mathbf{l}_j|, \\ \frac{1}{4\pi|\mathbf{l}_j| \times (\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j)^3} \left(\frac{\mathbf{l}_j \cdot (\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j^+)}{|\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j^+|} - \frac{\mathbf{l}_j \cdot (\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j^-)}{|\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j^-|} \right), |\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j| < \alpha|\mathbf{l}_j|, \end{cases} \quad \mathbf{l}_j = \mathbf{x}_j^+ - \mathbf{x}_j^-, \mathbf{x}_j = \frac{\mathbf{x}_j^+ + \mathbf{x}_j^-}{2}. \quad (3)$$

Параметр α определяется согласно точности аппроксимации. В расчетах параметр выбран $\alpha = 12$, что позволяет выполнять вычисления с точностью 10^{-3} .

Каждый вектор скорости (1) с помощью матрицы A рассчитывается по формуле

$$\mathbf{w}(\mathbf{x}_i) = \mathbf{w}_\infty(\mathbf{x}_i) + \mathbf{c}_i \times \mathbf{x}_i + \mathbf{d}_i, \quad \mathbf{c}_i = (A\mathbf{a})_i, \quad \mathbf{d}_i = (A\mathbf{b})_i, \quad (4)$$

где $\mathbf{a}$ и $\mathbf{b}$ – вектор-столбцы длиной n с векторными элементами $\mathbf{a}_j = \Gamma_j \mathbf{l}_j$ и $\mathbf{b}_j = \mathbf{a}_j \times \mathbf{x}_j$, $j = 1, \dots, n$ соответственно.

На первом временном шаге расчет аппроксимации матрицы выполняется согласно стандартному алгоритму, описанному в [8; 15]. При этом вся матрица разбивается на блоки. Если блок соответствует разделенным источникам и приемникам, то его можно сжать, не вычисляя всех его элементов. Процедура сжатия блоков в формализованном виде приведена в виде алгоритма 1.

Алгоритм 1. Построение малоранговой аппроксимации матрицы с заданной точностью.

На входе: функция вычисления элементов матрицы $A = (a_{ij})$ (согласно формуле (3)), размер матрицы $m \times n$, точность вычисляемого приближения ε .

На выходе: множители, где $\tilde{A} = UV^T$ – приближения матрицы A , т.е. $\|A - \tilde{A}\|_F \leq \varepsilon \|A\|_F$; U и V имеют размеры $m \times r$ и $n \times r$ соответственно (r – ранг построенного приближения).

$p := 1$; $j_1 := \lceil n/2 \rceil$; $\tilde{A} := 0$ {инициализация: p – номер итерации; j_1 – начальный столбец}

repeat

$u_{ip} := a_{ij_p} - \sum_{k=1}^{p-1} u_{ik} v_{j_p k}$, $i = 1, \dots, m$ {вычисляем столбец матрицы, по нему очередной вектор

$u_p = (u_{ip})$ в U }

$i_p = \max_i |u_{ip}|$ {определяем номер очередной строки i_p }

$v_{jp} := u_{i_p j} \left(a_{i_p j} - \sum_{k=1}^{p-1} u_{i_p k} v_{jk} \right)$, $j = 1, \dots, n$ {вычисляем строку матрицы, по ней очередной вектор

$v_p = (v_{jp})$ в V }

$j_{p+1} = \max_j |v_{jp}|$ {определяем номер столбца j_{p+1} для следующей итерации}

$U_p = (U_{p-1} \quad u_p)$; $V_p = (V_{p-1} \quad v_p)$

$p := p + 1$

until $(\sqrt{\min(m, n) - (p-1)} (\|U_p V_p^T\|_F - \|U_{p-1} V_{p-1}^T\|_F)) \geq \varepsilon \|U_p V_p^T\|_F$ AND $(p < \min(m, n))$

return $U := U_p$, $V := V_p$.

Из анализа алгоритма 1 видно, что для построения приближения достаточно знать функцию вычисления матричного элемента a_{ij} . Таким образом, алгоритм работает как "черный ящик", что дает ему несомненное преимущество перед остальными методами. Более того, для построения малоранговой аппроксимации нет необходимости вычислять все mn элементов матрицы, а

достаточно вычислить только их малую часть, а именно, $r(m + n)$ элементов. При $r \ll m$ и $r \ll n$ значительный выигрыш получается в вычислении вектора $y = UV^T x$: требуется только $r(m + n)$ действий вместо mn .

2. Модификация алгоритма неполной крестовой аппроксимации

Рассмотрим модификацию алгоритма 1 применительно к задаче динамики. При расчете вихревой пелены расчет скоростей по формуле (1) необходимо выполнять многократно: для каждого временного шага. Однако в прикладных расчетах временные шаги малы и поэтому добавка к аппроксимируемой матрице также будет малой. В этом случае можно не строить малоранговое приближение по алгоритму 1 заново, а использовать аппроксимации с предыдущих шагов. При этом новое приближение $\hat{A}_{t+\Delta t} = \tilde{A}_t + UV^T$ вычисляется с гораздо меньшими дополнительными рангами, что приводит к значительному уменьшению временных затрат.

Итак, предположим, что на некотором временном шаге t мы построили малоранговое приближение согласно алгоритму 1. На следующем временном шаге $t + \Delta t$ необходимо рассчитать скорости

$$w(x_i) = w_\infty(x_i) + \sum_{j=1}^{n+\Delta n} \Gamma_j w_j(x_i), i = 1, \dots, m + \Delta m, \quad (5)$$

где Δn – число новых вихревых отрезков; Δm – число новых расчетных точек. В модифицируемом алгоритме выбор новых вихревых отрезков и расчетных точек играет существенную роль: от их выбора зависит ранг дополнения, а значит, скорость работы алгоритма.

Выберем новые расчетные точки и вихревые отрезки для последующего временного шага так, как показано на рис. 1 – в конце вихревой пелены. В этом случае положение остальных отрезков вихревой пелены меняется слабо, поэтому ранг дополнения будет малым.

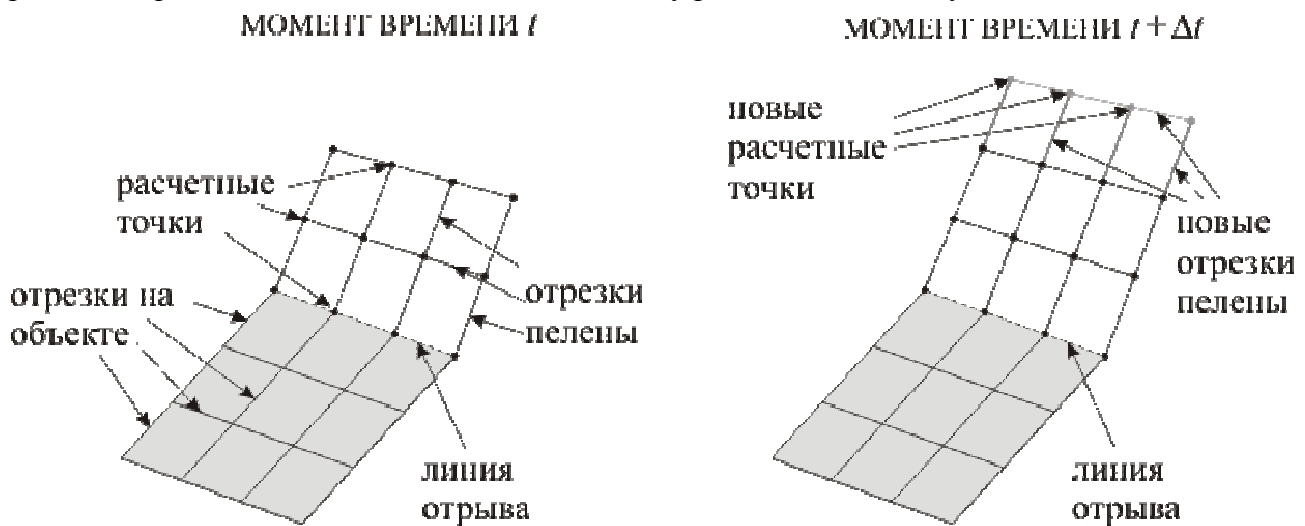


Рис. 1

В формуле (5) вихревые отрезки и расчетные точки нумеруем таким образом, чтобы номера новых отрезков и точек имели максимальные значения. Тогда матрица $\tilde{A}_{t+\Delta t}$ для расчета поля скоростей (5) имеет вид

$$\tilde{A}_{t+\Delta t} = \begin{pmatrix} \hat{A}_{t+\Delta t} & \tilde{A}_{12} \\ \tilde{A}_{21} & \tilde{A}_{22} \end{pmatrix},$$

где $\hat{A}_{t+\Delta t}$ – матрица влияния старых вихревых отрезков на старые расчетные точки. Блоки $\tilde{A}_{12}$, $\tilde{A}_{21}$ и $\tilde{A}_{22}$ определяются новыми элементами шага и полагаются плотными, т.е. вычисляются явно. Для расчета $\hat{A}_{t+\Delta t}$ используем матрицу с предыдущего шага $\tilde{A}_t$, которая имеет тот же размер. Структуру блоков сжимаемой матрицы $\hat{A}_{t+\Delta t}$ оставляем без изменений.

Пусть A^0 – некоторый блок матрицы $\tilde{A}_t$, A_d – соответствующий блок матрицы $\hat{A}_{t+\Delta t}$. Расположение этих блоков и их размеры совпадают. Если блок исходной матрицы A^0 плотный, то элементы блока A_d вычисляются явно. Если блок A^0 – малоранговый с рангом r_0 , то известны множители его представления $A^0 = U^0 V^{0T}$. В этом случае блок A_d также предполагается малоранговым. Задача заключается в нахождении разложения блока $A_d = UV^T$. Так как временной шаг задачи динамики мал, то будем искать решение в виде

$$U = \begin{pmatrix} U^0 & U_d \end{pmatrix}; V = \begin{pmatrix} V^0 & V_d \end{pmatrix}, \quad (6)$$

где размеры подматриц U_d и V_d $m \times r_d$ и $n \times r_d$ соответственно. Для расчета U_d и V_d применяется алгоритм 2, который является модификацией алгоритма 1.

Алгоритм 2. Построение малоранговой аппроксимации дополнения к матрице с заданной точностью.

На входе: малоранговое представление матрицы $A^0 = U^0 V^{0T}$ ранга r_0 ; функция вычисления элементов новой матрицы a_{ij} ; размер матрицы $m \times n$; точность вычисляемого приближения ϵ .

На выходе: матрицы U_d и V_d из (6) такие, что $A_d = A^0 + U_d V_d^T$, r_d – ранг приближения дополнения $U_d V_d^T$.

$$p := 1; j_1 := \lceil n/2 \rceil; A_d := A^0$$

repeat

$$u_{ip} := a_{ij_p} - \sum_{k=1}^{p-1} u_{ik} v_{j_p k} - \sum_{k=1}^{r_0} u_{ik}^0 v_{j_p k}^0, \quad i = 1, \dots, m \quad \{\text{вычисляем столбец матрицы, по нему очеред-}$$

ной вектор $u_p = (u_{ip})$ в $U_d\}$

$$i_p = \max_i |u_{ip}| \quad \{\text{определяем номер очередной строки } i_p\}$$

$$v_{jp} := u_{i_p j} \left(a_{i_p j} - \sum_{k=1}^{p-1} u_{i_p k} v_{jk} - \sum_{k=1}^{r_0} u_{i_p k}^0 v_{jk}^0 \right), \quad j = 1, \dots, n \quad \{\text{вычисляем строку матрицы, по ней оче-}$$

редной вектор $v_p = (v_{jp})$ в $V_d\}$

$$j_{p+1} = \max_j |v_{jp}| \quad \{\text{определяем номер столбца } j_{p+1} \text{ для следующей итерации}\}$$

$$U_p = \begin{pmatrix} U_{p-1} & u_p \end{pmatrix}; V_p = \begin{pmatrix} V_{p-1} & v_p \end{pmatrix}$$

$$p := p + 1$$

until

$$\left(\sqrt{\min(m, n) - (r_0 + p - 1)} \left(\|U_p V_p^T\|_F - \|U_{p-1} V_{p-1}^T\|_F \right) \geq \epsilon \|A^0 + U_p V_p^T\|_F \right) \text{AND} (p + r_0 < \min(m, n))$$

$$\text{return } U_d := U_p, V_d := V_p.$$

Эффективность алгоритма 2 по сравнению с повторным использованием алгоритма 1 обеспечивается малостью ранга r_d по сравнению с рангом r . В результате при построении прибли-

жения реже вызывается функция вычисления элемента матрицы, а также выполняется меньшее число вспомогательных операций при построении факторов разложения.

При расчете блоков матрицы на последующих временных шагах в качестве начального приближения используется разложение с множителями (6). Если в результате работы алгоритма на каком-то шаге ранг блока стал $r_d + r_0 \geq \min(m, n)$, то в дальнейших расчетах этот блок считается плотным. С ростом временных шагов суммарный ранг разреженных блоков накапливается, а также растет число плотных блоков. Это объясняется тем, что из-за смещения вихревых элементов и расчетных точек неизменяемое разбиение матрицы на блоки перестает соответствовать определению малоранговых блоков. Поэтому при выполнении нескольких временных шагов разбиение матрицы на блоки строится заново. Критерий пересчета определяется экспериментальным путем.

3. Построение начального приближения

Одним из ускорений алгоритма 2 является построение хорошего начального приближения к первым r_0 -м столбцам искомого малорангового приближения по исходному приближению $A^0 = U^0 V^{0T}$ и вычислению малого числа элементов $O(r_0^2)$ аппроксимируемой матрицы. Для нахождения приближения используется метод, изложенный в работе [17], где метод используется для построения приближения трехмерных массивов.

Пусть заданы U^0 и V^0 , тогда начальное приближение будем искать в виде

$$A^0 = U^0 V^{0T}. \quad (7)$$

При этом предполагается, что U^0 и V^0 уже являются хорошим приближением для строк и столбцов блока A_d . Осталось найти матрицу B^0 . Для ее расчета достаточно вычислить подматрицу размера $r_0 \times r_0$. В качестве такой подматрицы берется матрица $A_\diamond$, стоящая на пересечении строк и столбцов, отвечающих подматрицам максимального объема $U_\diamond$ и $V_\diamond$ в исходных матрицах U^0 и V^0 соответственно. После вычисления $A_\diamond$ из

$$A_\diamond = U_\diamond B^0 V_\diamond^T \quad (8)$$

вычисляем B^0 , обратив $U_\diamond$ и $V_\diamond$.

Решение задачи о нахождении подматрицы максимального объема за разумное время представляется затруднительным. В этом случае ищется не наилучшая, а "хорошая" подматрица. В качестве "хорошей" подматрицы $U_\diamond$ матрицы U выбрана такая подматрица, что все элементы матрицы $U U_\diamond^{-1}$ не превосходят по модулю 1. Алгоритм нахождения такой подматрицы описан в работе [16].

После вычисления B^0 вычисляется ее сингулярное разложение: $B^0 = U_B \Sigma_B V_B^T$ (матрицы U_B и V_B с ортонормированными столбцами, Σ_B – диагональная матрица с ее сингулярными числами), а также отбрасываются векторы, соответствующие малым сингулярным числам, тогда (7) принимает вид

$$\tilde{A}^0 = U^0 U_B \Sigma_B V_B^T V^{0T} = \tilde{U} \tilde{V}^T, \quad (9)$$

где $\tilde{U} = U^0 U_B \Sigma_B$, $\tilde{V} = V^0 V_B$.

Использование начального приближения в виде (9) позволяет значительно сократить число итераций в алгоритме 2. В алгоритме 2 приближение (9) строится на нулевом шаге.

4. Примеры расчетов

В качестве тестового примера рассматривалось обтекание тонкой пластины под углом атаки 15° . Число ячеек на сетке составляет 9000. Точность расчетов $\varepsilon = 10^{-3}$. Результаты расчетов с использованием алгоритмов 1 и 2 представлены на рис. 2, 3. В расчетах первых 10 шагов алгоритмы ускорения расчетов не использовались.

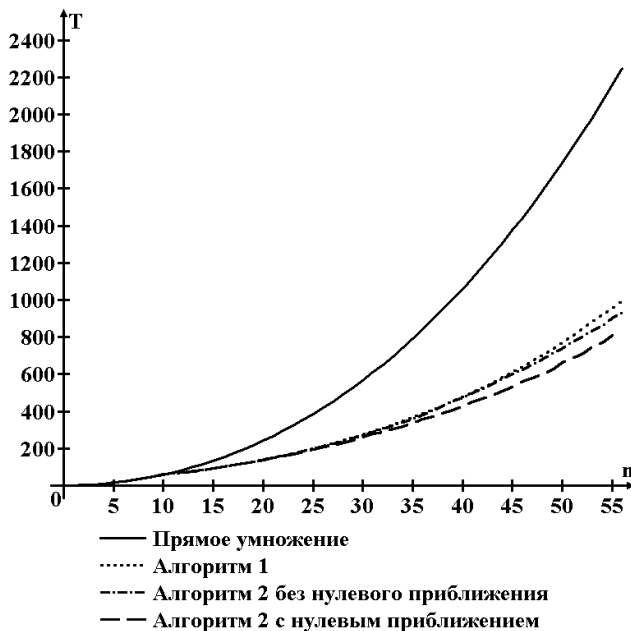


Рис. 2

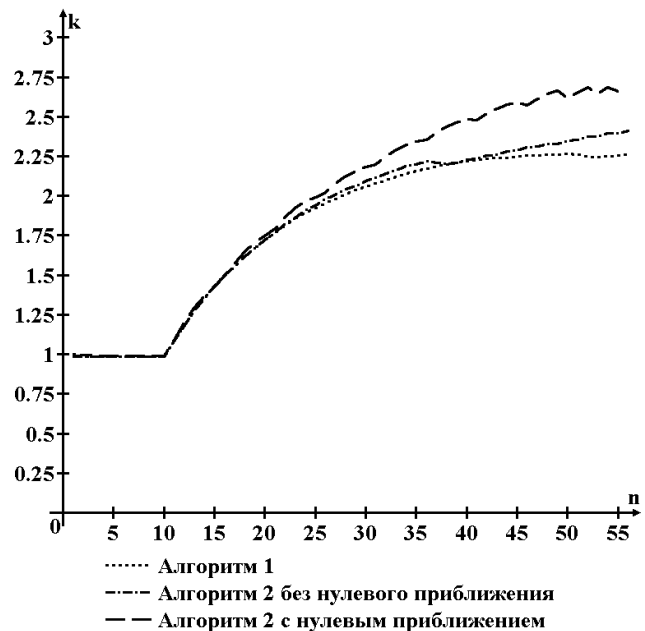


Рис. 3

На рис. 2 представлены графики зависимости безразмерного времени расчета от временного шага. Время обезразмерено ко времени расчета первого шага алгоритма прямого умножения.

На рис. 3 представлены графики коэффициентов ускорения (отношение времени вычислений прямым методом по сравнению с ускоренным алгоритмом) при использовании алгоритмов 1 и 2 с начальным приближением и без него.

Выводы

В статье приведены алгоритмы расчетов динамики вихревых структур, которые позволяют получить существенное ускорение в расчетах в несколько раз. Это подтверждается результатами численных экспериментов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белоцерковский С.М., Лифанов И.К. Численные методы в сингулярных интегральных уравнениях и их применение в аэродинамике, теории упругости, электродинамике. - М.: Наука, 1985.
2. Дынникова Г.Я. Расчет трехмерных течений несжимаемой жидкости на основе дипольного представления завихренности // Доклады академии наук. - 2011. - Т. 437. - № 1. - С. 35 - 38.
3. Попов В.М., Ненашев А.С. Использование формул приближенных вычислений при решении инженерных задач методом дискретных вихрей // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность. - 2008. - № 125. - С. 102 - 105.
4. Barnes J., Hut P. A hierarchical $O(N \log N)$ force-calculation algorithm // Nature, v. 324, № 4, 1986. - P. 446-449.
5. Greengard L., Rokhlin V. A fast algorithm for particle simulations // J. Comput. Physics, v. 73, 1987. - P. 325-348.
6. Дынникова Г.Я. Использование быстрого метода решения "задачи N тел" // Журнал вычислительной математики и математической физики. - 2009. - Т. 49. - № 8. - С. 1458 - 1465.

7. **Корнев Н. В.** Метод вихревых частиц и его приложение к задачам гидроаэродинамики корабля: дисс. д-ра техн. наук. - СПб.: 1998.
8. **Tyrtysnikov E.E.** Mosaic-skeleton approximations // *Calcolo*, V. 33, 1996. - P. 47-58.
9. **Апарин А.А., Сетуха А.В.** О применении метода мозаично-скелетонных аппроксимаций при моделировании трехмерных вихревых течений вихревыми отрезками // *Журнал вычислительной математики и математической физики*. - 2010. - Т. 50. - № 5. - С. 937 - 948.
10. **Stavtsev S.L.** Application the method incomplete cross approximation for solving nonstationary dynamics problem of vortexes rings. // *Russian Journal of Numerical Analyses and Mathematical Modelling*, № 3, 2012 (в печати).
11. **Белоцерковский С.М., Ништ М.И.** Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. - М.: Наука, 1978.
12. **Апарин В.А., Дворак А.В.** Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками // *Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского*. - 1986. - Вып. 1313. - С. 424 - 432.
13. **Лифанов И.К.** Метод сингулярных интегральных уравнений и численный эксперимент. - М.: ТОО "Янус", 1995.
14. **Кириякин В.Ю., Сетуха А.В.** О сходимости вихревого численного метода решения трехмерных уравнений Эйлера в лагранжевых координатах // *Дифференциальные уравнения*. - 2007. - Т. 43. - № 9. - С. 1263 - 1276.
15. **Tyrtysnikov E. E.** Incomplete cross approximation in the mosaic skeleton method // *Computing*, v. 64, № 4, 2000. - P. 367-380.
16. **Goreinov S.A., Oseledets I.V., Savostyanov D.V., Tyrtysnikov E.E. and Zamarashkin N.L.** How to find a good submatrix. // *Matrix Methods: Theory, Algorithms, Applications* in V. Olshevsky and E. Tyrtysnikov editors. - 2010. - P. 247-256.
17. **Oseledets I.V., Savostianov D.V., Tyrtysnikov E.E.** Tucker dimensionality reduction of three-dimensional arrays in linear time // *SIAM J. Matrix Anal. Appl.*, V. 30, № 3, 2008. - P. 939-956.

APPLICATION THE METHOD INCOMPLETE CROSS APPROXIMATION FOR SOLVING AERODYNAMIC PROBLEMS BY DISCRETE VORTEXES METHOD

Stavtsev S.L.

In the paper the adaptation of the method incomplete cross approximation for solving nonstationary aerodynamic problems is described. The new algorithms speed up calculation. It is demonstrated by the example of the tree dimensional flow past object.

Key words: vortex methods, nonlinear approximation matrix.

Сведения об авторе

Ставцев Станислав Леонидович, 1978 г.р., окончил ОГУ (2000), кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник ИВМ РАН, автор 27 научных работ, область научных интересов – численные методы решения гиперсингулярных интегральных уравнений, математические методы моделирования задач электродинамики, акустики, аэродинамики.

УДК 533.694.27

МОДЕЛЬ ТЕЧЕНИЯ ОКОЛО КОМБИНАЦИИ ПЛАСТИНЫ С ИНТЕРЦЕПТОРОМ НА ОСНОВЕ КОНЦЕПЦИИ СТАЦИОНАРНОСТИ ВИХРЯ

К.В. РЕДЬКИНА, В.А. ФРОЛОВ

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

Предложена математическая модель течения, опирающаяся на потенциальное течение с циркуляцией около комбинации пластины с интерцептором и гипотезу о стационарности вихря. Решение получено для потока несжимаемой идеальной жидкости. Применяется теория функций комплексного переменного, в рамках которой запись комплексного потенциала с использованием преобразования Н.Е. Жуковского определяет решение задачи. В рамках численно-аналитического метода моделирование интерцептора выполнено с помощью набора точечных вихрей, равномерно распределенных по его поверхности, а для моделирования рециркуляционной зоны используется стационарный вихрь, расположение которого ищется методом минимизации функции скорости. В работе определены области кинематических и геометрических характеристик комбинации пластины с интерцептором, для которых существует стационарный вихрь. Для найденных режимов получены зависимости подъемной силы от угла атаки, относительной длины интерцептора и его угла отклонения. Расчеты указывают на снижение подъемной силы пластины при отклонении интерцептора. Результаты исследования могут быть полезны для предельных оценок снижения подъемной силы тонких аэродинамических профилей с интерцептором.

Ключевые слова: интерцептор, пластина, потенциальное течение, стационарный вихрь.

Введение

Аэродинамика плоской пластины со щитком исследовалась в работе [1]. Для тонкого профиля с интерцептором решение задачи обтекания и получение аэродинамических характеристик представлены в работах [2; 3]. Методы, разработанные в [1 – 3], основаны на применении теории функций комплексного переменного (ТФКП) [4; 5], в которой широко используется конформное отображение физической области течения на вспомогательную плоскость комплексного переменного. В работе [6] задача обтекания профиля с интерцептором решена в нестационарной постановке с использованием метода дискретных вихрей.

В настоящей работе основное внимание уделяется поиску решения задачи течения около пластины с интерцептором, когда за интерцептором располагается стационарная отрывная зона. Идея о стационарной отрывной зоне ранее использовалась В.В. Голубевым для исследования обтекания плоской пластины со щитком [1]. В отличие от работы [1] в данной работе применяется численно-аналитический метод [7 – 9].

Постановка задачи

Рассматривается задача течения с циркуляцией около пластины с интерцептором. Геометрическая схема задачи показана на рис. 1.

В рамках численно-аналитического метода [6-8] моделирование интерцептора выполняется с помощью набора точечных вихрей, равномерно распределенных по его длине. Интерцептор разбивается на граничные элементы, в пределах которых помещаются точечные вихри и контрольные точки. Используется численная схема метода дискретных вихрей " $\frac{1}{4}$ - $\frac{3}{4}$ ". На $\frac{1}{4}$ длины граничного элемента располагается контрольная точка, а на $\frac{3}{4}$ – точечный вихрь. Особенностью геометрической схемы является корректность расположения контрольной точки на интерцепторе

вблизи пластины. Это обеспечивает согласованность граничных условий и хорошую обусловленность системы линейных алгебраических уравнений (СЛАУ). Для обеспечения циркуляционного обтекания пластины в центре окружности во вспомогательной плоскости располагается вихрь.

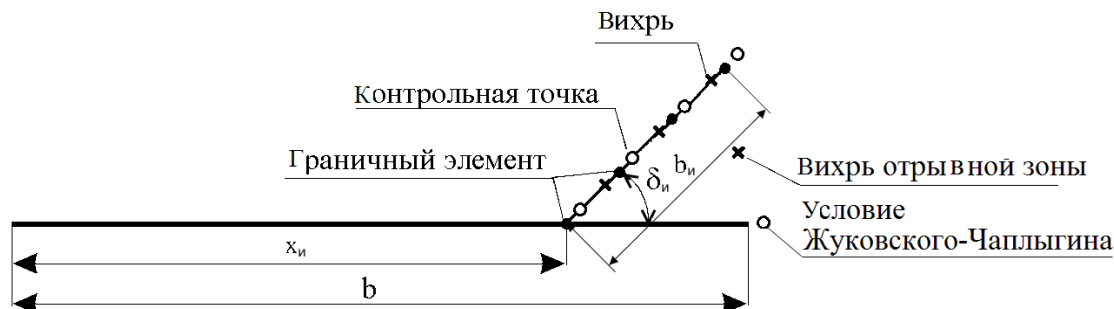


Рис. 1. Геометрическая схема задачи

Решение задачи обтекания пластины при наличии интерцептора получено для потока несжимаемой идеальной жидкости. Используется ТФКП, в рамках которой запись комплексного потенциала W определяет решение задачи

$$W(\zeta) = \frac{1}{2} \left(\bar{V}_\infty \zeta + \frac{V_\infty a^2}{\zeta} \right) + \frac{1}{2\pi i} \sum_{j=1}^{N+2} \Gamma_j \ln \frac{(\zeta - \zeta_{vj}) \zeta}{\zeta - \frac{a^2}{\bar{\zeta}_{vj}}}, \quad (1)$$

где $\zeta = \xi + i\eta$ – комплексная переменная во вспомогательной плоскости; ξ, η – координаты во вспомогательной плоскости; $i = \sqrt{-1}$ – мнимая единица; $V_\infty, \bar{V}_\infty$ – комплексная и сопряженная скорость набегающего потока соответственно; a – радиус окружности во вспомогательной плоскости; $\Gamma_j, \zeta_{vj}, \bar{\zeta}_{vj}$ – величина циркуляции скорости, комплексная и сопряженная координаты j -го вихря соответственно; N – общее количество дискретных вихрей, расположенных на интерцепторе; $N+1$ – номер вихря, обеспечивающего выполнение условия Жуковского-Чаплыгина на задней кромке пластины; $N+2$ – номер вихря, отвечающего за образование стационарной отрывной зоны.

Неизвестные интенсивности вихрей Γ_j вычисляются выполнением условий непротекания в контрольных точках. В модели используется гипотеза стационарности внешнего вихря, расположенного за интерцептором, интенсивность которого находится из условия конечности скорости на задней кромке интерцептора, а координаты рассчитываются методом оптимизации – минимизации целевой функции скорости по двум проектным параметрам, в качестве которых принимаются координаты стационарного вихря.

Задача сводится к решению СЛАУ, физический смысл которой состоит в удовлетворении условий непротекания в контрольных точках, выполнении условия плавности схода линии тока на конце интерцептора и условия Жуковского-Чаплыгина на задней кромке пластины. На основании комплексного потенциала (1) составляется СЛАУ вида

$$\mathbf{A} \cdot \mathbf{\Gamma} = \mathbf{R}, \quad (2)$$

в которой матрица аэродинамического влияния $\mathbf{A}$ заполняется на основании коэффициентов при Γ_j комплексного потенциала (1); $\mathbf{\Gamma}$ – вектор-столбец неизвестных интенсивностей; $\mathbf{R}$ – вектор-столбец правых частей, образованный коэффициентами, полученными из первых двух слагаемых комплексного потенциала (1), стоящих в круглых скобках.

В работе использован итерационный метод решения СЛАУ, в основе которого лежит метод триангуляризации, который реализован в стандартной процедуре языка Фортран. После нахождения неизвестных интенсивностей Γ_j поле скоростей определяется через производную от комплексного потенциала (1).

Для построения линий тока проводится численное интегрирование дифференциального уравнения линий тока методом Эйлера первого порядка. В программе реализовано построение нулевых линий тока, которые проходят через точки торможения, для нахождения которых применен метод Мюллера [10].

В качестве целевой функции в методе оптимизации используется модуль полной скорости течения в действительной плоскости за исключением компонент скорости, индуцируемых самим стационарным вихрем, т.е. исключена самоиндукция. Решается задача минимизации целевой функции с ограничениями [10], в качестве которых используются границы области течения за интерцептором. Вихрь принимается стационарным, если модуль полной скорости течения в действительной плоскости за исключением компонент скорости индуцируемой самим вихрем не превышает 1 % от скорости набегающего внешнего потока.

На рис. 2, 3 представлены линии тока течения при обтекании пластины с интерцептором при наличии стационарной отрывной зоны.

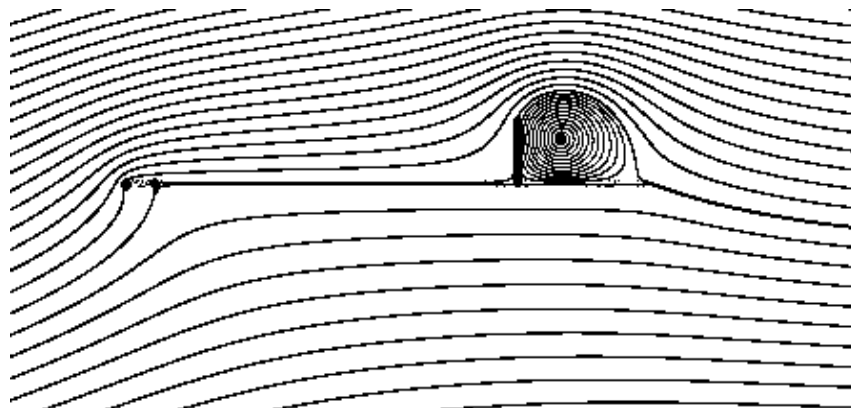


Рис. 2. Линии тока вблизи пластины с интерцептором $\alpha = 10^\circ$; $\bar{x}_i = 0,7$; $\bar{b}_i = 0,1$; $\delta_i = 90^\circ$

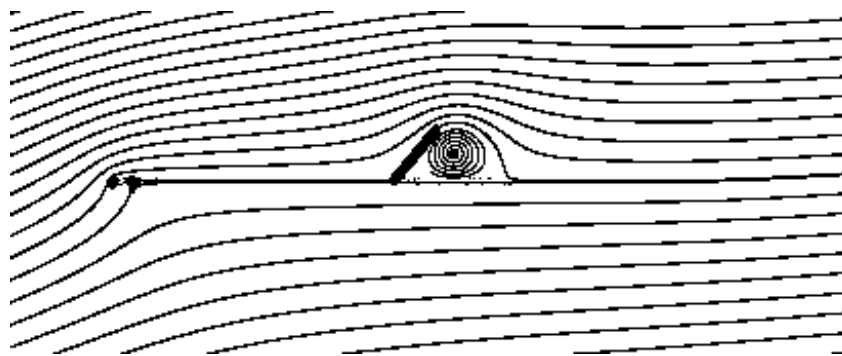


Рис. 3. Линии тока вблизи пластины с интерцептором $\alpha = 10^\circ$; $\bar{x}_i = 0,5$; $\bar{b}_i = 0,1$; $\delta_i = 45^\circ$

На рис. 2 и рис. 3 введены обозначения α – угол атаки; $\bar{x}_i = x_i / b$ – относительная координата расположения интерцептора вдоль пластины; $\bar{b}_i = b_i / b$ – относительная хорда интерцептора.

Подъемная сила пластины с интерцептором

В рамках данной работы было исследовано изменения коэффициента подъемной силы пластины с интерцептором в зависимости от различных геометрических параметров конфигурации. Как известно [1], коэффициент подъемной силы можно вычислить по следующей формуле

$$c_{ya} \frac{2Y_a}{\rho |V_\infty|^2 b} = -2\bar{\Gamma}. \quad (3)$$

В формуле (3) безразмерная циркуляция определяется формулой

$$\bar{\Gamma} = \frac{\Gamma}{|V_{\infty}|b},$$

где величина циркуляции рассчитывается прямым интегрированием по замкнутому контуру вокруг конфигурации

$$\Gamma = \operatorname{Re} \left[\oint \bar{V} dz \right] - \Gamma_{N+2} = \oint (u dx + v dy) - \Gamma_{N+2},$$

где $\bar{V}$ – сопряженная комплексная скорость [1]; $z = x + iy$ – комплексная переменная в физической плоскости; x, y – координаты в физической плоскости; u, v – скорости вдоль осей OX и OY соответственно.

На рис. 4 – 6 представлены зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки для различных углов отклонения интерцептора, относительных хорд интерцептора и координат расположения интерцептора. Расчеты показали: 1) увеличение угла отклонения интерцептора существенно снижает подъемную силу конфигурации особенно на интервале от 0° до 15° ; 2) увеличение относительной хорды интерцептора приводит к уменьшению подъемной силы; 3) относительная координата расположения интерцептора не влияет на величину коэффициента подъемной силы.

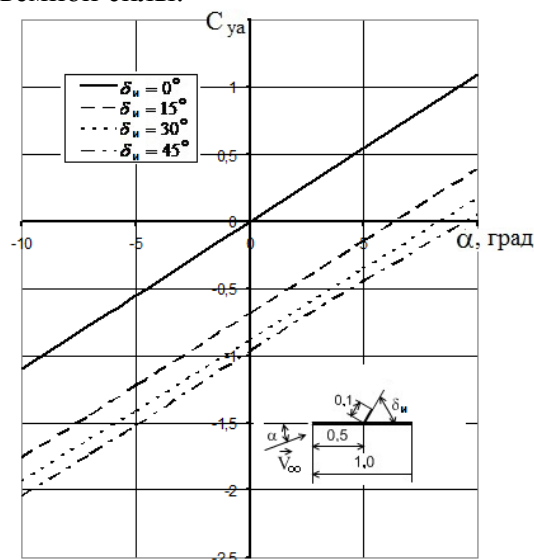


Рис. 4. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для различных углов отклонения интерцептора

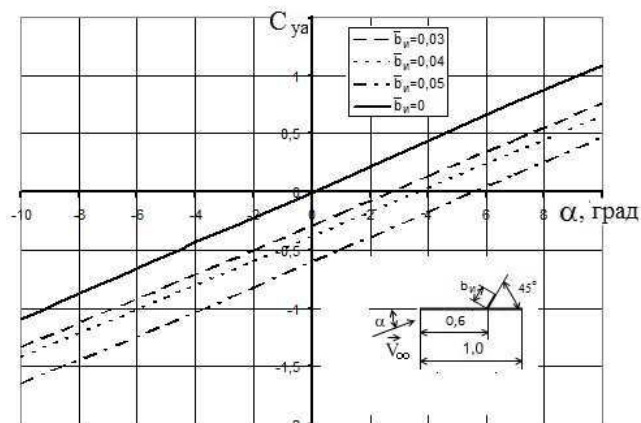


Рис. 5. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для различных относительных хорд интерцептора

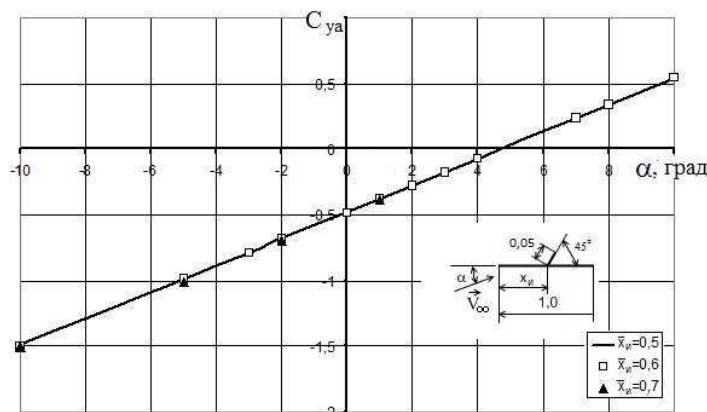


Рис. 6. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для различных относительных координат установки интерцептора

Оценка точности расчета подъемной силы пластины с интерцептором

Оценка точности расчета подъемной силы пластины с интерцептором выполнена с помощью экстраполяции по Ричардсону и методу наименьших квадратов (МНК) (рис. 7). Формулу экстраполяции по Ричардсону для значений коэффициентов подъемной силы, рассчитанных при использовании N и $2N$ граничных элементов, можно записать в виде

$$C_{ya(R)} = 2C_{ya(2N)} - C_{ya(N)}, \quad (3)$$

где $C_{ya(R)}$, $C_{ya(2N)}$, $C_{ya(N)}$ – значения коэффициентов подъемной силы, рассчитанные по формуле (3), для $2N$ и N граничных элементов соответственно. В табл. 1 приведены значения коэффициента подъемной силы, рассчитанные для $N = 400$, и экстраполяционные значения, полученные по методу Ричардсона и МНК, а также значения среднего квадратического отклонения S_x и относительных погрешностей δ_R , $\delta_{|N=400}$, которые рассчитывались по формулам

$$S_x = \sqrt{\sum_{j=1}^n \frac{(C_{yaj} - C_{ya(MHK)j})^2}{n-1}}, \quad \delta_R = \frac{|C_{ya(R)} - C_{ya(MHK)N=\infty}|}{|C_{ya(MHK)N=\infty}|} \cdot 100\%, \quad \delta_{|N=400} = \frac{|C_{ya(N=400)} - C_{ya(MHK)N=\infty}|}{|C_{ya(MHK)N=\infty}|} \cdot 100\%,$$

где использованы обозначения: C_{yaj} – расчетное значение коэффициента подъемной силы для N граничных элементов; $C_{ya(MHK)j}$, $C_{ya(MHK)N=\infty}$ – интерполяционное и аппроксимационное значение коэффициента подъемной силы по МНК для N и $N = \infty$ соответственно; n – общее количество расчетов для различных значений N .

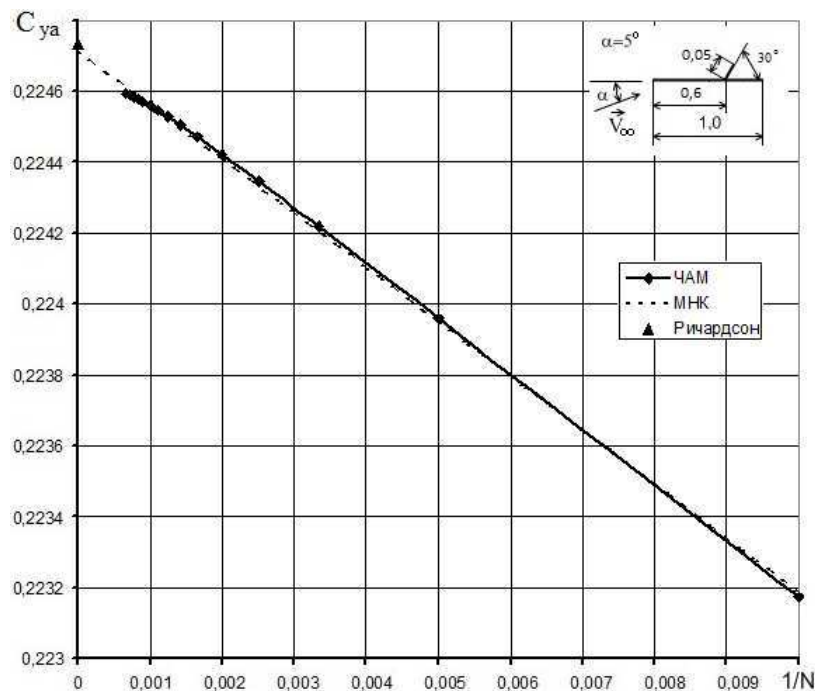


Рис. 7. Зависимость коэффициента подъемной силы пластины с интерцептором от величины, обратной количеству дискретных вихрей

Таблица 1

Точность расчета подъемной силы пластины с интерцептором

α , град	$C_{ya(N=400)}$	$C_{ya(R)}$	$C_{ya(MHK)N=\infty}$	S_x	$\delta_{ N=400}$, %	δ_R , %
-5	-0,83297	-0,83262	-0,83263	0,0010	0,041	0,001
0	-0,30547	-0,30510	-0,30512	0,0011	0,115	0,007
5	0,22435	0,22473	0,22472	0,0012	0,165	0,004

Из табл. 1 следует: во-первых, что линейная интерполяция расчетных значений по МНК имеет очень высокую точность; во-вторых, что аппроксимация по Ричардсону значительно (на порядки) увеличивает точность расчета; в-третьих, что при выборе количества дискретных вихрей $N = 400$ относительная погрешность не превышает 0,2 %.

На рис. 8 показаны предельные углы отклонения интерцептора для выполнения условия стационарности вихря. Зона, расположенная ниже кривых, соответствует случаю существования стационарного вихря за интерцептором, когда модуль скорости в центре вихря $\leq 0,1$ % от скорости набегающего потока.

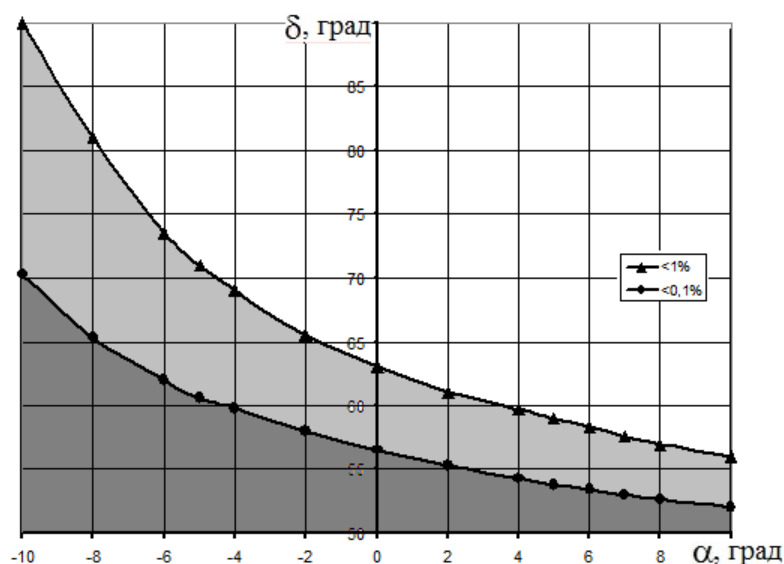


Рис. 8. Предельные углы отклонения интерцептора для выполнения условия стационарности вихря

Заключение

В работе на основе численно-аналитического метода разработана математическая модель циркуляционного течения вокруг пластины с интерцептором при наличии стационарного вихря в рециркуляционной зоне.

Показано, что подъемная сила комбинации пластины с интерцептором уменьшается при увеличении угла отклонения интерцептора и его относительного размера. Относительная координата установки интерцептора, лежащая в диапазоне $[0,5; 0,7]$, не влияет на подъемную силу комбинации.

Определены предельные углы отклонения интерцептора, для которых существует стационарный вихрь за интерцептором.

Результаты исследования могут быть использованы для предельных оценок снижения подъемной силы тонких аэродинамических профилей с интерцептором.

ЛИТЕРАТУРА

1. Голубев В.В. Труды по аэродинамике – М.-Л.: ГИТТЛ, 1957.
2. Woods L.C. Theory of Aerofoil Spoilers // ARC RM, No. 2969, 1956. – P.21.
3. Barnes C.S. A Developed Theory of Spoilers on Aerofoils // ARC CP, No. 887, 1966. – P.78.
4. Лойцянский Л. Механика жидкости и газа: учебник для вузов. - 7-е изд. испр. – М.: Дрофа, 2003.
5. Милн-Томсон Л. Теоретическая гидродинамика / пер. с англ. – М.: Мир, 1964.
6. Богатырев В.В. Метод расчета нестационарного обтекания профиля с интерцептором и его аэродинамические характеристики // Ученые записки ЦАГИ. - 1998. - Т. 29. - № 3 - 4.

7. **Фролов В.А.** Численно-аналитический метод решения задач потенциального течения около группы двумерных // Вестник Самарского государственного аэрокосмического ун-та. - 2004. - № 1(5). - С. 52 - 60.
8. **Фролов В.А.** Новый метод построения решения задачи о потенциальном течении около двумерных тел // Гидродинамика больших скоростей и численное моделирование: материалы III междунар. летн. науч. школы. - Кемерово: ИИТ, 2006. - С. 459 - 467.
9. **Редькина К.В.** Математическая модель течения около цилиндра с плоскими пластинами при наличии стационарных отрывных зон // Электронный журнал "Труды МАИ". - 2011. - Вып. 45.
10. **Бартенев О.В.** Фортран для профессионалов. Математическая библиотека IMSL. - Ч. 2. - М.: Диалог-МИФИ, 2001.

MODEL OF POTENTIAL FLOW BASED ON THE CONCEPT OF STATIONARY VORTEX AROUND PLATE-SPOILER COMBINATION

Redkina K.V., Frolov V.A.

Mathematical model of the potential circulation flow based on concept of stationary vortex around plate-spoiler are represented. Solution is obtained for the flow of an incompressible ideal fluid. Apply the theory of complex variable, in which entry of the complex potential and Zhukovsky conversion determines the solution of the problem. Within the numerical-analytic method interceptor simulation is performed using a set of point vortices are uniformly distributed over its surface. For the recirculation zone modeling using the stationary vortex, the location of which is sought by minimizing a function of speed. In this paper we define the field of kinematic and geometric characteristics of the plate-spoiler combination, for which there exists the stationary vortex. For the detected modes are obtained depending on the lift angle of attack, relative length of spoiler and its angle of deflection. The results show reduction of lift plate rejecting spoiler. The study may be useful to limit assessments to reduce the lift of thin airfoils with spoilers.

Key words: spoiler, plate, potential flow, stationary vortex.

Сведения об авторах

Редькина Ксения Владимировна, окончила СГАУ (2010), магистрант кафедры аэрогидродинамики СГАУ, автор 19 научных работ, область научных интересов – аэрогидродинамика и потенциальные течения.

Фролов Владимир Алексеевич, 1951 г.р., окончил КуАИ (СГАУ) (1974), кандидат технических наук, доцент кафедры аэрогидродинамики СГАУ, автор более 80 научных работ, область научных интересов – аэрогидродинамика, аэродинамика летательных аппаратов.

УДК 629.735.015

МЕТОДИКА АНАЛИЗА РАЗВИТИЯ ОСОБЫХ СИТУАЦИЙ НА ОСНОВЕ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

К.О. ЧЕРНИГИН

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

В статье показана необходимость разработки методики анализа развития особых ситуаций в целях предоставления информации летному составу для повышения ситуационной осведомленности в особых ситуациях. Рассмотрены основные этапы такого анализа на основе математического моделирования динамики полета воздушных судов, а также приведены примеры применения методики.

Ключевые слова: система управления безопасностью полетов, анализ, особая ситуация, летная эксплуатация, авиационное происшествие, ситуационная осведомленность, математическое моделирование.

Введение

Основной задачей гражданской авиации (ГА) является воздушная перевозка пассажиров и грузов. Современное развитие ГА характеризуется тем, что для повышения ее конкурентоспособности требуется неуклонное повышение эффективности эксплуатации. Эффективность летной эксплуатации (ЛЭ), в процессе которой происходит непосредственное предоставление услуги перевозки, подразумевает необходимость реализации заданного в качествах воздушного судна (ВС) и системе его эксплуатации уровня экономичности и регулярности перевозок в как можно более широких условиях эксплуатации (при этом под условиями эксплуатации следует понимать как состояние внешней среды, так и состояние техники и человека, управляющего ею).

Принятие решений человеком (как управляющим звеном) в условиях полета представляет собой компромисс между стремлением достичь определенного результата и обеспечить безопасность. Для всех производственных систем – и авиация не исключение – характерно то, что вследствие стремления к экономии и эффективности люди вынуждены действовать на границах пространства, определяющего безопасность работы системы. В связи с этим возможно попадание ВС в особые ситуации (ОС) – ситуации, возникающие в полете в результате воздействия неблагоприятных факторов или их сочетаний и приводящие к снижению уровня безопасности полета (БП).

Развитие коммерческой авиации всегда характеризовалось постепенным, но устойчивым снижением частоты авиационных происшествий, а также ростом тенденций к регулированию. В результате этого появилась распространенная точка зрения о том, что безопасность полетов можно гарантировать, если следовать установленным правилам, а отклонение от этих правил обязательно приведет к сбоям в обеспечении БП. В связи с этим сформировалась традиционная парадигма БП, которая строилась на допущении, что большей частью авиационная система работает в соответствии с проектными спецификациями и соблюдение нормативных положений гарантирует основную деятельность системы и поэтому обеспечивает БП.

Сегодня авиацию надо квалифицировать, прежде всего, как большую систему, т.е. описываемую большим числом (сотнями) факторов. В такой системе происшествия являются, как правило, результатом сочетания целого ряда одновременно действующих факторов. Большую систему уже невозможно "зарегулировать" нормативными актами, т.к. невозможно в процессе разработки этой системы предусмотреть все возможные ситуации.

Основы обеспечения безопасности полетов воздушных судов

В основе безопасности полетов лежит летная годность ВС, закладываемая при разработке, реализуемая в производстве и поддерживаемая в эксплуатации, а также соблюдение процедур и ограничений в эксплуатации. Требования к летной годности самолетов транспортной категории изложены в Авиационных правилах, часть 25 (АП-25) [1]. Прежде чем поступить в эксплуатацию, воздушное судно проходит сертификацию, которая заключается в определении соответствия требованиям Норм летной годности ВС. Оценка соответствия ВС требованиям происходит с помощью Методов определения соответствия требованиям Норм летной годности ВС [2].

В разделе "Общие требования к летной годности самолета при отказе функциональных систем" АП-25 выдвигаются требования к возникновению отказных состояний. Например, каждое отказное состояние, приводящее к возникновению катастрофической ситуации (КС), должно оцениваться как практически невероятное (ПН). При этом под практической невероятностью подразумеваются следующие условия: а) вероятность возникновения ОС меньше 10^{-9} ; б) ОС является следствием механического отказа и имеет обоснованную невероятность отказа; и т.д. Таким образом, при сертификации необходимо доказать, что соответствующие отказные состояния происходят с допустимой частотой. В настоящее время такие вопросы рассматриваются при проектировании самолета, когда выполняется анализ безопасности полета при отказах функциональных систем. Основная задача такого анализа – это соотнесение степени опасности ОС с вероятностью ее **возникновения**, основная цель такого анализа – задать архитектуру и надежность систем ВС.

В летной эксплуатации (ЛЭ) основным источником информации для экипажа является Руководство по летной эксплуатации (РЛЭ) типа ВС. Согласно требованиям АП-25 процедуры по эксплуатации самолета должны включать в себя:

- нормальные процедуры, которые характерны для данного типа самолета или его модели, при обычной эксплуатации;
- особые процедуры для случаев неисправностей и отказных ситуаций, требующих использования специальных систем или альтернативного использования обычных систем;
- аварийные процедуры для предсказуемых, но необычных ситуаций, для которых немедленные и точные действия экипажа могут существенно уменьшить риск катастрофы.

Информация или процедуры, не связанные напрямую с летной годностью, или которые не могут быть применены экипажем, не должны быть включены, также не должны быть включены процедуры, которые приняты как базовые для летной подготовки.

Система управления безопасностью полетов

По мере роста глобальной авиационной деятельности и ее сложности претерпевшие глубокие изменения условия эксплуатации со своими новыми сложными задачами делают традиционные методы поддержания БП на приемлемом уровне менее эффективными и действенными. В настоящее время формируется новая парадигма безопасности, основанная на том, что большей частью авиационная система не работает в соответствии с проектными спецификациями, и вместо того, чтобы исключительно полагаться на соблюдение нормативных положений, осуществляется постоянный **мониторинг** работы системы в реальном времени; небольшие, не имеющие последствий отклонения, в ходе регулярных операций постоянно отслеживаются и анализируются.

В связи с этим Международная организация гражданской авиации (ИКАО) рекомендует государствам внедрять систему управления безопасностью полетов (СУБП). Согласно Руководству по управлению безопасностью полетов (РУБП) ИКАО [3] эксплуатанты должны выстроить систему управления безопасностью полетов, которая предусматривает раннее выявление

опасностей, их оценку, управление рисками, руководствуясь в первую очередь интересами пассажиров, которым не безразлична БП как показатель качества предоставляемой услуги. А чтобы управлять БП, нужно выстроить механизмы получения информации, принятия решений и обратной связи. При этом механизм получения информации об угрозах БП должен основываться не столько на реагирующем (по результатам расследования свершившихся АП), сколько на **прогностическом** подходе (поиск и анализ недостатков и факторов опасности, не дожидаясь их проявления).

В Руководстве по управлению БП подразумевается прогностический подход, основанный на:

- выделении факторов опасности, исходя из наблюдения за нормальной эксплуатацией;
- оценке их возможной степени опасности;
- предложении действий по ослаблению их влияния на БП.

К примерам источников выявления факторов опасности, имеющихся у организации, относятся: анализ полетных данных; государственная система добровольного представления данных; проверки состояния безопасности полетов; программы мониторинга деятельности в штатных условиях; обратная связь от подготовки персонала; расследование инцидентов; отчеты о происшествиях; системы обмена информацией.

Анализ безопасности полетов в РФ за период 2006-2011 гг.

Анализ безопасности полетов воздушных судов в России за 5 лет (2006-2011 гг.) [4] показывает, что авиационные происшествия (АП) можно разделить на следующие группы:

- отказ, приводящий к изменению динамики полета ВС (но обычно классифицируемый не хуже "сложной ситуации"), совмещенный с несвоевременной или недостаточной реакцией экипажа (авиакатастрофа самолета А-310 09.07.2006 в г. Иркутск, катастрофа самолета В-737 14.09.2008 в г. Пермь);
- ошибочные заходы на посадку в сложных метеоусловиях с неприятием решения об уходе на второй круг и снижением ниже допустимой высоты (Ту-134А 17.03.2007г. - г. Самара; Ту-154М 10.04.2010г. - г. Смоленск; Ан-24РВ 02.08.2010г. - г. Игарка, Ту-134А 20.06.2011г. - г. Петрозаводск);
- существенные отказы, для которых не прописано действие в РЛЭ (Ан-12 26.05.2008г. - г. Челябинск);
- выход за эксплуатационные ограничения в управляемом полете (Ту-145М 22.08.2006г. - г. Донецк (Украина)).

Все рассмотренные АП имеют общие признаки:

- изначально ситуации не были катастрофическими, и свою роль сыграло развитие ОС и ее последовательный переход в более критические ситуации под воздействием определенных факторов;
- в большинстве ситуаций виновным оказывается экипаж, так как он не смог нормально оценить ситуацию и не принял соответствующих мер по парированию негативных факторов;
- АП происходят как в зоне эксплуатационных ограничений, так и вне ожидаемых условий эксплуатации. В одном случае несущественный отказ привел к катастрофе, в другом, наоборот, произошел такой отказ, который не предусматривается в РЛЭ, но экипаж практически смог исправить ситуацию, но не успел.

Таким образом, если считать причинами рассмотренных авиационных происшествий "ошибки экипажа", то можно разделить АП на следующие группы: ошибки в процедуре (посадки ниже минимума), ошибки из-за отказов и внешних условий и ошибки из-за незнания ограничений.

Методика анализа развития особых ситуаций на основе математического моделирования динамики полета воздушных судов

По результатам анализа АП можно сделать вывод, что экипажи, как правило, проявляют недостаточность опыта работы в сложной многофакторной особой ситуации. Также следует отметить, что в основном АП происходят не в результате *возникновения* ОС, которые имеют высокую степень опасности (и низкую вероятность) при анализе безопасности систем, а тех ОС, которые имеют большую вероятность и меньшую степень опасности, но проявляющихся в *сочетании* с другими факторами.

Как было выявлено выше, в процессе разработки воздушного судна при проведении анализа безопасности систем не рассматриваются ОС в **развитии** и при **сочетаниях** различных факторов (и отказы, и ошибки, и воздействие среды). Существующие методы не учитывают **разнообразие условий**, а также **методы работы экипажа**, хотя все эти факторы оказывают влияние на развитие ОС. В связи с этим такой анализ недостаточен для эксплуатации, так как он не учитывает состояние других частей системы "экипаж – ВС – среда".

Источником информации в РЛЭ по действиям в нормальных и особых ситуациях являются экспертные оценки, расчеты, выполненные в процессе разработки ВС, а также результаты летных испытаний. Однако все эти методы имеют очень ограниченное применение по причине недостатка информации (при разработке), дороговизны или опасности (при проведении летных испытаний), в связи с чем они в основном применяются для доказательства соответствия типа ВС требованиям сертификационного базиса. Поэтому, а также для систематизации информации, в РЛЭ особые ситуации описываются процедурно (содержат перечень действий по парированию ситуации), что явно недостаточно для обеспечения пилота полной картиной ситуации.

В связи с этим появляется необходимость исследовать и анализировать развитие особых ситуаций для повышения информированности экипажа (как единственного управляющего звена системы "человек – машина – среда"), предоставления возможности прогностического анализа возможных в эксплуатации ОС для того, чтобы, исходя из полетной ситуации, не допускать возникновения ОС, а в случае невозможности предотвращения возникновения ОС – минимизировать ее последствия. Предоставление такой информации летному составу должно способствовать повышению ситуационной осведомленности в ОС в летной эксплуатации ВС. Под ситуационной осведомленностью подразумевается восприятие элементов среды во времени и пространстве, осмысленное **понимание** их значений и **прогнозирование** их состояния на ближайшую перспективу [5].

Безопасность полетов – комплексное свойство, которое обеспечивается сложным взаимодействием в системе "экипаж – ВС – среда". Мы имеем дело с большой системой, в которой для эффективного решения необходимо обеспечивать комплексность и широту охвата, рассмотрения и отслеживания большого числа условий, связей и факторов, влияющих на возникновение, ход и исход особых ситуаций полета. В связи с этим проблема обеспечения БП требует системного подхода к ее решению. Внедряемая система управления БП базируется на наблюдении за реальной эксплуатацией и выявлении факторов опасности из реальных полетов, что влечет за собой определенные ограничения. В таких условиях сложно выделить определяющие многофакторную ОС физические процессы и соответствующие им параметры полета, на которые экипаж может воздействовать для снижения последствий развития ситуации.

Таким образом, появляется настоятельная необходимость применения таких научно-технических методов, которые позволяют с малыми затратами получить как можно более точные характеристики движения ВС в условиях воздействия на него множества факторов различной природы. С развитием вычислительной техники роль одного из таких методов, безусловно, самого эффективного и экономичного, стало брать на себя математическое моделирование. В связи с этим анализ предлагается проводить на основе Системы математического моделирования динамики полета летательных аппаратов (СММ ДП ЛА), разработанной сотрудниками кафедры

аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов (АКПЛА) МГТУ ГА. Достоинство СММ ДП ЛА заключается в том, что она позволяет проводить такой анализ для любого типа ЛА, любых участков полета, факторов опасности, отличающихся лишь набором входных данных [6]. Достоверность результатов расчетов подтверждается оценкой адекватности (точности и непротиворечивости) данным полетов ВС с помощью статистических критериев, а также оценкой адекватности данным реальных полетов с помощью эвристического метода [7].

Применение СММ ДП ЛА для анализа развития ОС позволяет проследить влияние факторов опасности на БП и за пределами диапазона параметров эксплуатации, который может обеспечить анализ полетных данных, считающийся основным источником информации для управления БП в ЛЭ. Так, например, используемая в СММ ДП ЛА нелинейная математическая модель шасси обеспечивает получение "физических" результатов для любых значений угла увода колес шасси и позволяет оценить поведение воздушного судна на ВПП при движении "боком", что невозможно выявить на практике ни на тренажерах, ни, тем более, в реальных полетах.

Основные этапы анализа развития особой ситуации заключаются в следующем:

1. Задание фактора опасности, определяющего особую ситуацию (в том числе исходя из наблюдения за реальными полетами).

2. Математическое моделирование фактора (например, при отказе силовой установки важны динамические характеристики отказа, что может решаться с помощью эвристического метода и решения задачи идентификации; погодные явления, например ветер, описываются соответствующими профилями).

3. Ранжирование факторов по группам: выявление дополнительных факторов, которые оказывают влияние на развитие ситуации (безусловно ухудшают ситуацию, влияние факторов сомнительно, не влияют).

4. Проведение вычислительного эксперимента (ВЭ).

5. Анализ развития ситуации (ОС рассматривается с позиции определенных критериев, формирующих характеристики ОС, таких как воздействие фактора на ВС ("амплитуда" и продолжительность воздействия), скорость распознавания ситуации экипажем, а также резервы управления ВС для парирования воздействия данного фактора).

6. Ранжирование путей развития ситуации (оценивается запас в заданных условиях до выхода ВС за пределы эксплуатационных ограничений (до перехода ситуации в аварийную или катастрофическую); запас может быть выражен в скорости изменения параметра, во времени, доступном экипажу для изменения параметра или в разнице текущего и критического значений параметров).

7. Выявление параметров полета, определяющих развитие ОС, для выдачи рекомендаций экипажу по управлению ими.

В качестве примеров применения методики ниже предложено несколько случаев анализа развития ОС на основе математического моделирования движения самолета Ил-96Т.

1. Пример последовательного ухудшения ситуации, связанного с влиянием различных факторов опасности на изменение динамики полета на примере продолженного взлета. ВЭ происходит в следующей последовательности:

- взлет исправного ВС (состояние ВС определяется только центровкой и массой);
- в "стандартных условиях";
- с ветром (сдвигом ветра);
- с уменьшенным коэффициентом сцепления;
- в условиях повышенных температур и пониженного давления;
- взлет с отказом двигателя (в том числе с учетом вышеперечисленных факторов).

2. Анализ опасного сочетания факторов на примере выявления допустимых условий среды, в которых ВС в определенном техническом состоянии может совершать полет:

- заклинивание одной секции руля направления – катастрофа на посадке при любом значении бокового ветра;

- отказ всех двигателей на посадке – пример того, что можно избежать КС в благоприятных условиях;
- заклинивание 2-х и 4-х секций руля высоты на пикирование (+15°) – возможна посадка при альтернативном управлении стабилизатором.

3. Оценка запаса по парированию ОС на примере рассмотрения возможных ошибок пилотирования при продолженном взлете с попутным сдвигом ветра.

Выводы

Предложенная методика анализа развития особых ситуаций, основанная на применении СММ ДП ЛА, ставит своей задачей выявление параметра (группы параметров) полета, определяющего ОС, ее развитие под воздействием дополнительных факторов, а также влияние ОС на возможность безопасного завершения полета. Применение СММ ДП ЛА позволяет проводить такой анализ для любого типа ЛА, любых участков полета и факторов опасности, определяющих любую полетную ситуацию в ЛЭ.

Основной целью методики является повышение ситуационной осведомленности летного состава в ОС за счет мониторинга определяющих параметров и управления ими в пределах ограничений.

Методика может быть использована в качестве основы системы управления БП в части выявления факторов опасности на основе моделирования полета в определенных условиях эксплуатации, оценки их возможной степени опасности и предложении действий по ослаблению их влияния на БП.

Результаты применения методики могут также быть использованы:

- в процессе проектирования ЛА для формирования перечня расчетных случаев и проведения анализа безопасности систем;
- при сертификации типа ВС, как дополнение к методам оценки соответствия НЛГ;
- в методике обучения летного персонала в авиационных учебных центрах;
- в эксплуатации при планировании рейсов для обеспечения допустимого уровня БП путем подбора ВС с учетом особенностей динамики его полета при известных факторах угрозы по маршруту полета.

ЛИТЕРАТУРА

1. АП-25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. - М.: Авиаздат, 2004.
2. Методы определения соответствия гражданских самолетов требованиям ЕНЛГ-С. Глава М.2. Определение соответствия общим требованиям к летной годности. - М., 1986.
3. Doc 9859 AN/474. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП). Международная организация гражданской авиации (ИКАО). -2-е изд. - Монреаль, Канада, 2009.
4. Официальные отчеты Межгосударственного авиационного комитета (МАК) по расследованию авиационных происшествий (АП), www.mak.ru.
5. **Endsley, M.R., Garland, D.J.** Situational Awareness Analysis and Measurement. - Mahwah, NJ: Lawrence Erlbaum Associates - 2000.
6. Система математического моделирования динамики полета воздушных судов на базе персональных ЭВМ: Отчет о НИР (промежуточный) / Моск. ин-т инженеров гражд. авиации (МИИГА); Руководитель Ципенко В.Г. Ответственный исполнитель М.С. Кубланов. - № ГР 01910018045; Инв. № 02910024435 - М., 1991.
7. Анализ точности имитации движения самолета в особых случаях взлета и посадки с помощью математического моделирования: Отчет о НИР (промежуточный) / Моск. ин-т инженеров гражд. авиации (МИИГА); Руководитель Ципенко В.Г. Ответственный исполнитель М.С. Кубланов. – № ГР 01890017440; Инв. № 02890065188 - М., 1989.

METHOD OF ABNORMAL SITUATIONS EVOLUTION ANALYSIS BASED ON AIRCRAFT FLIGHT DYNAMICS MATHEMATICAL MODELING

Chernigin K.O.

The necessity of development of abnormal situations evolution analysis method in order to provide information to flight crews for situational awareness improvement is shown in article. The main stages of such an analysis based on aircraft flight dynamics mathematical modeling as well as examples of method realization are provided.

Key words: safety management system, analysis, abnormal situation, flight operations, accident, situational awareness, mathematical modeling.

Сведения об авторе

Чернигин Константин Олегович, 1986 г.р., окончил МГТУ ГА (2008), старший преподаватель кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, автор 15 научных работ, область научных интересов – летная и техническая эксплуатация воздушных судов, безопасность полетов, математическое моделирование динамики полета летательных аппаратов.

УДК 629.735.3.001.26

АНАЛИЗ ЗНАЧЕНИЯ МОДИФИКАЦИЙ И СЕМЕЙСТВ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ СОВРЕМЕННЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

П.В. ЖУРАВЛЕВ

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

В статье рассматриваются актуальные тенденции модификаций и создания семейств в современном авиастроении. Анализируются основные способы и принципы создания семейств и делаются соответствующие выводы. Проводится обоснование необходимости учета вопросов создания семейств в процессе проектирования новых пассажирских самолетов.

Ключевые слова: модификация самолета, семейство самолетов, разработка версий самолетов.

Введение и определения

В течение последних 50 лет существует явная тенденция разработки семейств пассажирских магистральных самолетов. После Второй мировой войны все большие программы в гражданской авиации характеризуются постепенным увеличением максимального взлетного веса и длины фюзеляжа. Создаваемые самолеты нового типа становятся базой для модификаций, заключающихся в изменении параметров и летно-технических характеристик (ЛТХ), а значит и расширении диапазона эксплуатации самолетов этого типа. Основная часть современного парка пассажирских магистральных самолетов состоит из семейств. Наличие семейства зачастую является основным критерием для авиакомпаний при выборе производителя и покупке самолета.

Введем основные определения. Термин "модификация" используется в соответствующей литературе в нескольких значениях – как процесс изменения и как его результат. Так что "модификация" – процесс внесения изменений. "Семейство самолетов" – множество самолетов, созданных в рамках единой программы на базе общих элементов и агрегатов. Все члены семейства являются "версиями" рассматриваемого семейства. Первая созданная версия называется "базовой версией семейства" (она служит базой для разработки всего семейства). Остальные версии называются "модифицированными версиями". "Базовая версия для модификации" – версия, на основе которой была сделана модификация (может быть как базовой, так и любой другой версией семейства).

Самолет может быть модифицирован разными способами. Поэтому важно определить разницу между "новым самолетом" и "версией существующего". Основным критерием здесь является значительность изменений, осуществленных в процессе модификации. Модификация, в ходе которой на самолет устанавливается новое крыло и/или фюзеляж, а также изменяется количество и положение двигателей, ведет к созданию нового самолета. "Новое" крыло имеет следующие признаки: новый набор профилей; новый тип конструкции кессона; изменение основных геометрических параметров. "Новый" фюзеляж имеет следующие признаки: новое сечение фюзеляжа; новый тип конструкции; изменение основных геометрических параметров. Изменение числа и/или расположения двигателей ведет к созданию нового крыла и/или фюзеляжа, а значит и к созданию "нового самолета". Все прочие изменения в основных агрегатах и бортовых подсистемах самолетов ведут к созданию их модифицированных версий.

Существуют два основных типа модифицированных версий пассажирских магистральных самолетов: специализированные версии, отличающиеся целевым назначением (грузовая; грузо-

пассажирская и т.д.); версии с измененным максимальным количеством пассажиров и дальностью полета с максимальной коммерческой нагрузкой (выделяют версии с неизменной и измененной максимальной взлетной массой).

Причины создания семейств пассажирских самолетов

Выявлены следующие причины создания семейств пассажирских самолетов.

1. Семейства позволяют более гибко отвечать на изменения требований рынка.
2. Темп роста количества новых семейств магистральных пассажирских самолетов значительно снизился в течение последних десятилетий, в том числе из-за уменьшения количества их производителей (рис. 1). При этом среднее количество модифицированных версий на базовую версию семейства довольно велико и составляет порядка 4,8 (без учета семейств, созданных в последние 10 лет). Например, Airbus, Boeing, McDonnell Douglas и Lockheed запустили всего лишь 15 новых программ реактивных пассажирских самолетов в период 1955 – 1995 гг. Суммарное же количество самолетов, произведенных в рамках этих программ, превысило 10000 [1]. Семейства позволяют скомпенсировать эту негативную тенденцию.

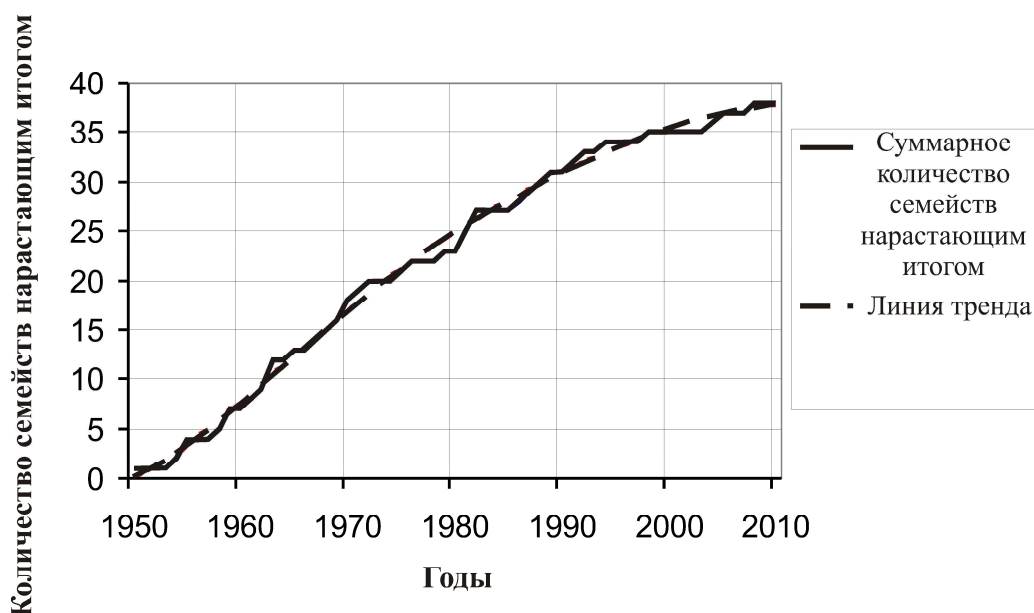


Рис. 1. Количество семейств магистральных пассажирских самолетов нарастающим итогом по годам

3. Высокая степень унификации членов семейства помогает уменьшить расходы на производство, эксплуатацию и техническое обслуживание и ремонт.

4. Относительно меньшие затраты и сроки создания, испытаний и сертификации новых версий, уменьшение технологических рисков и ошибок. Затраты на базовые версии семейств дорожают с каждым годом (в конце 1990-х - начале 2000-х затраты на разработку нового широкофюзеляжного магистрального пассажирского самолета оценивались на уровне 4 – 8 млрд. долл. США, для дальнемагистрального самолета сверхбольшой вместимости эта цифра превышала 10 млрд. долл. [1]). При этом затраты на НИОКР модифицированной версии обычно лежат в пределах 5 % – 50 % от затрат на базовую версию семейства.

5. Увеличение сроков создания и службы самолетов увеличивает вероятность появления в ходе их жизненного цикла новых технологий, которые могут быть использованы для создания модификаций.

6. Сохранение или улучшение положения на рынке и конкурентоспособности семейства самолетов и т.д.

Виды схем разработки версий

Определены следующие виды схем разработки версий.

1. Последовательная схема. Каждая создаваемая версия служит основой для последующих модификаций. Особенно характерна для пассажирских самолетов I и II поколения.

2. Параллельная схема. Базовая версия семейства также является базовой версией для всех зачастую одновременно проводимых модификаций. Стала стандартом для семейств III и IV поколений.

3. Параллельно-последовательная или последовательно-параллельная схема. Комбинация приведенных выше схем. Присутствует в семействах всех поколений.

4. В проектной практике встречаются внеплановые и планируемые версии.

Производители стараются планировать модификации практически одновременно с началом проектирования базовой версии. Однако при этом часть реализуемых модификаций не является запланированной. Опыт показывает, что степень предсказуемости появления подобных модификаций весьма низка. Основная разница между планируемой и внеплановой версией заключается в наличии знаний о конкретных значениях ее параметров и ЛТХ. Для плановых версий эти точные значения известны заранее, а для внеплановых известны лишь их возможные диапазоны.

Для успешности модификаций необходимо создавать на стадии проектирования базовой версии **резервы**, помогающие минимизировать изменения элементов конструкции и бортовых подсистем в рамках семейства. Большие резервы в базовой версии помогают расширить диапазон изменения ЛТХ модифицированных версий, а также снизить стоимость их разработки и производства. Однако они также приводят к выбору неоптимальных значений параметров базовой версии, что может негативно сказаться на успешности ее продаж на рынке. Таким образом, необходимо исследовать требуемые и допустимые уровни этих резервов. Для этого необходимо найти новый подход к постановке и решению задачи проектирования новых магистральных пассажирских самолетов. В частности, требуется ввести в число проектных параметров значения резервов в базовой версии, которые необходимы для плановых и внеплановых модификаций. Эти переменные дополнительно усложняют задачу оптимального проектирования базовой версии семейства.

Тренды изменения основных параметров и ЛТХ в ходе модификации

Одним из важнейших ограничений при разработке модифицированных версий являются взлетно-посадочные характеристики (ВПХ) (длина взлета и посадки). Основываясь на статистике [2], можно утверждать, что для семейств последних поколений ВПХ варьируется в основном в пределах 10 %. Подобные малые изменения обеспечиваются специальными мерами, нацеленными на компенсацию роста взлетного и посадочного весов: увеличением площади и/или использованием усложненной механизации крыла; использованием двигателей с увеличенной тягой на режимах взлета и реверса, компенсирующей увеличение взлетного угла атаки; увеличением эффективности тормозов колес и воздушных тормозов.

Модифицированные версии отличаются от базовых главным образом зависимостью полезной нагрузки от дальности полета. Прочие ЛТХ также могут меняться, но их изменение в основном зависит от изменения вышеуказанной зависимости.

В базовых версиях для модификаций в первую очередь создаются резервы площади крыла и высоты стоек шасси [3; 4]. В большинстве случаев рост площади крыла в семействе не превышает 7 %, а максимальная нагрузка на крыло – 750 кг/м^2 – 760 кг/м^2 [1], при этом процентное изменение нагрузки на крыло для ближне- и среднемагистральных самолетов значительно больше, чем для дальнемагистральных.

Общим трендом для всех семейств пассажирских самолетов различных поколений является повышение нагрузки на крыло в ходе модификаций (рис. 2). При этом количество выпадающих из этого тренда точек весьма невелико, и лишь часть из них обозначает модифицированные версии с уменьшенной взлетной массой (например, с укороченным фюзеляжем). Другая часть на самом деле указывает на версии с большим увеличением площади крыла, которые, согласно принятой классификации, по сути, являются новыми самолетами, но при этом по-прежнему относятся компанией-производителем к исходному семейству из соображений маркетинга.

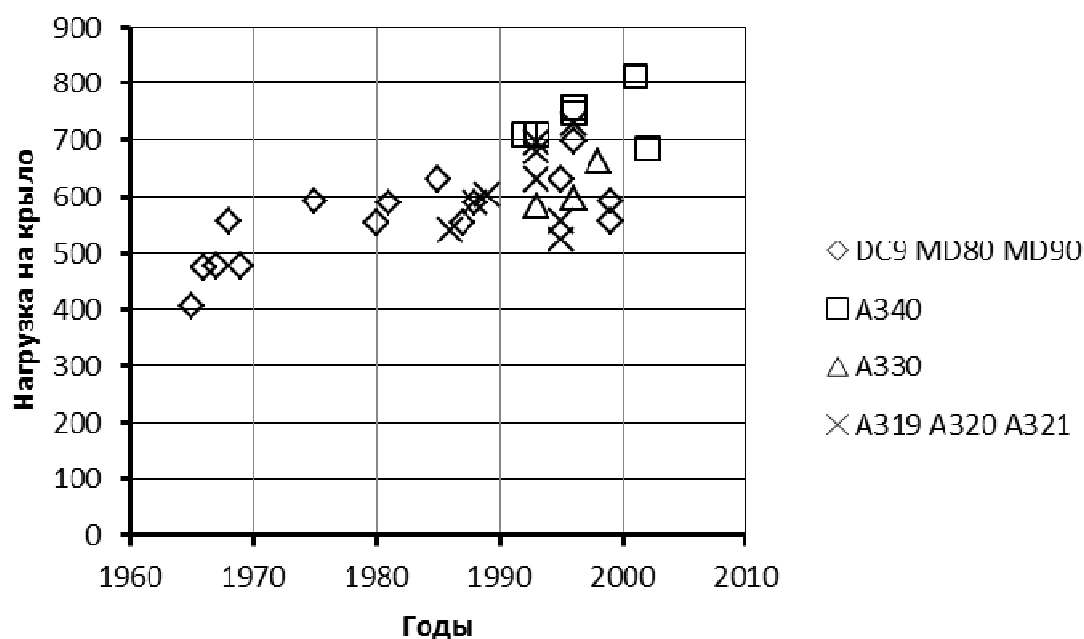


Рис. 2. Изменение нагрузки на крыло по годам для различных семейств

Увеличение длины фюзеляжа производится гораздо чаще, чем уменьшение, и в основном не превышает 30 %. Это связано с тем, что в отличие от укороченной версии удлиненная версия всегда стоит дороже, а значит и гораздо быстрее окупает затраты на разработку.

Выводы

Анализ практики реального проектирования показал, что, начиная с 70-х годов прошлого века, самолеты уже не разрабатываются как отдельные изолированные проекты, но являются частью (основой) будущих семейств. В связи с этим, необходимо, начиная с ранних этапов формирования облика, рассматривать проектирование базовой версии как начало проектирования будущего семейства (включая создание и оптимизацию резервов конструкции и ЛТХ).

Для подобного учета необходимо использовать методы внешнего проектирования и эффективности авиационных комплексов при формировании облика нового самолета – базовой версии семейства, а именно, рассматривать формируемое семейство как часть парка [3].

Также необходимо использовать методики создания семейств в проектных методах для закладки резервов в облик самолета [4].

При проверке проектных методик на точность, а также при сравнительной оценке самолетов необходимо либо учитывать наличие в сравниваемых (проверочных) самолетах резервов для создания последующих модификаций, либо брать для сравнения последние по порядку в семействе версии с полностью использованными резервами.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Krauss M.** Variantenentwicklungen bei Verkehrflugzeugen. - Мюнхен: Technischen Universität München, Германия, 1997.
2. **Беляев В.В.** Пассажирские самолеты мира. - М.: АСПОЛ, АРГУС, 1997.
3. **Zhuravlev, P.** Significance of Modifications for Development of Passenger Airplanes. – Неаполь: 10th European Workshop on Aircraft Design Education (EWADE), 24-27 мая, Италия, (http://www.dias.unina.it/EWADE2011/Presentations/Session_3/02_P_Zhuravlev_EWADE_2011.pdf), ISBN 978-88-906484-1-0, 2011.
4. **Zhuravlev P., Zhuravlev V.** Significance of modifications for development of passenger airplanes, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 84 Iss: 3, Бингли: Emerald Group Publishing Limited, Гилдфорд: Banner Managed Communication, Великобритания, 2012.

**ANALYSIS OF SIGNIFICANCE OF MODIFICATIONS AND FAMILIES
FOR THE DESIGN OF MODERN PASSENGER AIRPLANES****Zhuravlev P.V.**

The article analyses the current trends of modifications and creation of families in modern aircraft industry. The main ways and principles of airplane family creation are considered and the appropriate conclusions are made. The article substantiates the necessity of taking into account the issues of family creation during the design of new passenger airplanes.

Key words: modification of aircraft, family of aircrafts, airplane family creation.

Сведения об авторе

Журавлев Павел Владимирович, 1982 г.р., окончил МАИ (2004), ассистент кафедры внешнего проектирования и эффективности авиационных комплексов МАИ, автор 11 научных работ, область научных интересов – эффективность сложных авиационных систем, проектирование авиационных комплексов, математическое моделирование, системный анализ.

УДК 629.7.025

ВЛИЯНИЕ ШЕРОХОВАТОСТИ ВНЕШНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ВОЗДУШНОГО СУДНА НА ПРИРАЩЕНИЕ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

Н.И. ЧЕКАЛОВА

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

В статье рассматривается влияние шероховатости внешней поверхности воздушного судна на приращение дополнительного сопротивления.

Ключевые слова: шероховатость, внешняя поверхность, воздушное судно, сопротивление.

Существенное влияние на летно-технические характеристики (ЛТХ) воздушных судов (ВС) оказывает качество внешней поверхности (КВП), значительно влияющее на аэродинамическое сопротивление и топливную эффективность летательных аппаратов (ЛА). Как показывают отечественные и зарубежные исследования [1 – 4], по сравнению с сопротивлением аэродинамически гладкого самолета его фактическая величина вследствие ухудшения КВП может увеличиться на (12 % – 15 %), и при этом значительная роль здесь отводится шероховатости поверхности.

Любая неровность, находящаяся на внешней поверхности ВС, создает дополнительное сопротивление. Причина увеличения лобового сопротивления заключается во взаимодействии неровности с пограничным слоем. С одной стороны, если неровность превышает толщину пограничного слоя, то появляется собственное сопротивление неровности, а с другой, неровности влияют на положение точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный. Очень часто собственное сопротивление неровностей может быть ничтожно малым, а влияние неровностей на сопротивление крыла в целом весьма велико, так как производственная неровность турбулизирует пограничный слой и уничтожает его ламинарный участок. Коэффициент сопротивления неровности, погруженной в пограничный слой, будет зависеть от местных параметров пограничного слоя: скорости и закона ее распределения по толщине пограничного слоя, формы неровности и ее характерного линейного размера.

Ниже приводятся результаты вычислений дополнительного сопротивления, обусловленного шероховатостью поверхности ВС, на примере самолета Ил-76. Исследование проведено по методике, предложенной в [2].

Известно, что шероховатость внешней поверхности ВС, как вид производственной неровности, смещает точку перехода навстречу потоку, увеличивая турбулентный пограничный слой, что и приводит к дополнительному возрастанию коэффициента сопротивления. На коэффициент сопротивления также влияет высота бугорков шероховатости, если она намного больше толщины пограничного слоя. Поэтому весьма важно, с практической точки зрения, знание допустимой высоты шероховатости, т.е. такой предельной высоты шероховатости, которая при обтекании поверхности еще не вызывает увеличения сопротивления по сравнению с гладкой поверхностью. Такая информация дает возможность заранее судить, к какой степени гладкости необходимо стремиться при технической обработке поверхности с целью уменьшения сопротивления. Численные значения абсолютной шероховатости некоторых поверхностей ВС приведены в табл. 1.

В работе [1] показано, что величина допустимой высоты шероховатости $h_{\text{доп}}$ может быть определена зависимостью

$$h_{\text{доп}} \approx \frac{80}{Re_1} (1 + 0,2M^2)^{1,5}, \quad (1)$$

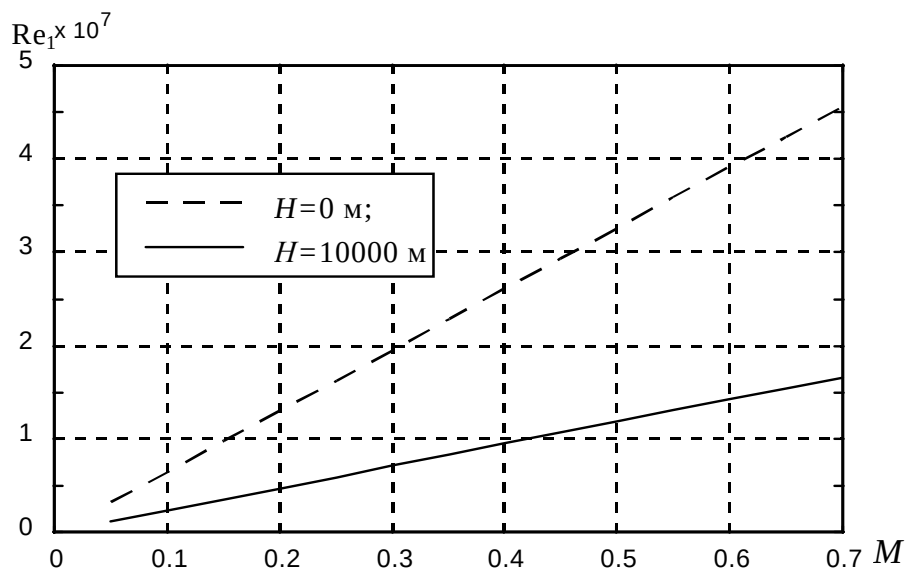
согласно которой $h_{\text{доп}}$ не зависит от длины омываемой поверхности, а определяется скоростью течения и кинематической вязкостью. В этой зависимости, с целью универсальности ее использования, вычисляется число Рейнольдса, отнесенное к характерной длине 1 м ($Re_1 = V_H/v_H$). Увеличение размера рассматриваемой поверхности ($l > 1$ м) будет приводить к уменьшению допустимой высоты шероховатости.

Таблица 1

Шероховатость некоторых поверхностей

Вид поверхности	Шероховатость, мкм
Матовые эмали, нанесенные кистью	60 ÷ 80
То же пульверизатором	5 ÷ 8
Анодированная поверхность	6 ÷ 10
Глянцевые эмали	4 ÷ 5
Эмалевое покрытие после полирования с применением паст	1 и менее
Стекло	0,2

С целью исследования области значений чисел Рейнольдса (Re_1) на эксплуатируемых режимах полета были выполнены расчеты в следующих диапазонах скоростей и высот полета: (M от 0,05 до 0,7) и (H от 0 до 10000 м). Результаты представлены на рис. 1.

Рис. 1. Зависимость Re_1 от высоты и скорости полета

Анализ приведенных зависимостей позволяет сделать следующие выводы:

- величина числа Рейнольдса Re_1 пропорциональна скорости полета (числу M) и обратно пропорциональна высоте полета H ;
- для заданного диапазона скоростей и высот полета число Рейнольдса Re_1 будет находиться в следующих пределах $1,2 \cdot 10^6 \div 4,6 \cdot 10^7$. Увеличение размера рассматриваемой поверхности ВС приводит к пропорциональному росту значения числа Рейнольдса Re_1 .

Допустимые значения высоты шероховатости в зависимости от параметров полета (H , M), рассчитанные по формуле (1), представлены на рис. 2.

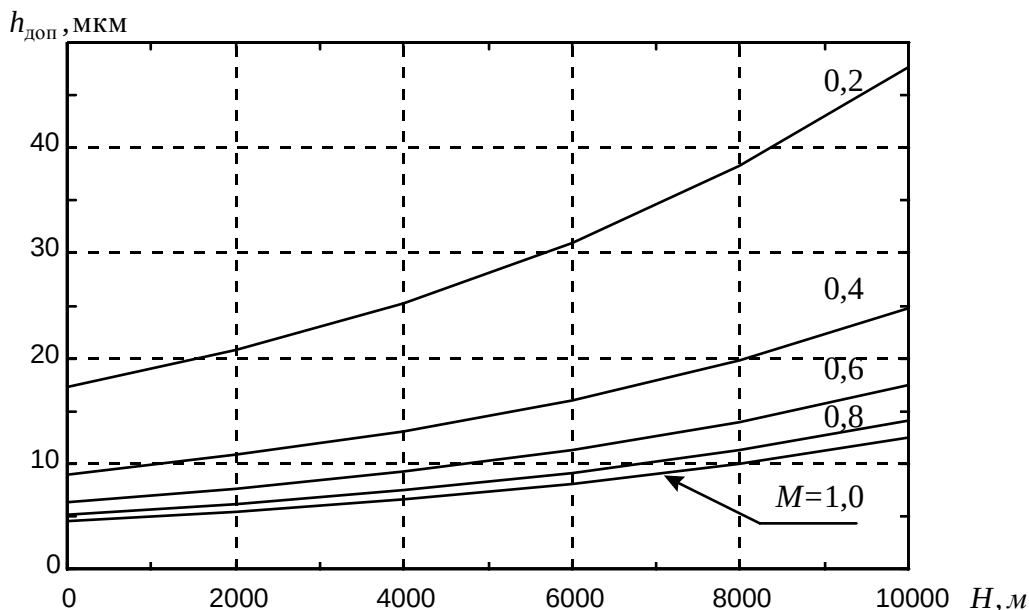


Рис. 2. Зависимость допустимой высоты шероховатости от скорости и высоты полета

Анализ приведенных зависимостей показывает, что шероховатость с высотой бугорков $h_{\text{доп}} \leq 5$ мкм, равномерно распределенная по всей поверхности, не увеличивает сопротивление во всей области эксплуатационных скоростей и высот полета. Увеличение высоты полета H приводит к уменьшению чисел Re_1 и, как следствие, к увеличению допустимой высоты шероховатости $h_{\text{доп}}$ (так увеличение высоты с $H = 0$ м до $H = 10000$ м приводит к увеличению $h_{\text{доп}}$ больше, чем в два раза).

Увеличение скорости полета (числа M) приводит к стремительному уменьшению $h_{\text{доп}}$ из-за возрастания Re_1 (так на $H = 4000$ м при росте скорости с $M = 0,2$ до $M = 1,0$ происходит уменьшение $h_{\text{доп}}$ с 25 мкм до 6 мкм). Поэтому при назначении допустимого уровня шероховатости поверхности конкретного типа ВС необходимо исходить из режима полета, удельный вес которого существенно превосходит остальные (для ВС ГА это режимы крейсерского полета).

Шероховатость поверхности влияет также на положение точки перехода ламинарного обтекания в турбулентное $\bar{X}_n$. С целью исследования этого влияния были выполнены расчеты положения относительной координаты $\bar{X}_n$ от числа Re_1 и предполагаемой шероховатости поверхности ВС. Значения шероховатости поверхности задавались двумя уровнями 10 мкм и 100 мкм. Поверхность, имеющая среднюю шероховатость в 10 мкм, была принята за эталонную. На рис. 3 приведены зависимости, полученные в результате выполненных расчетов. Анализ приведенных зависимостей показал, что для эксплуатационных режимов полета ВС ($Re_1 > 10^7$) относительная координата точки перехода для шероховатости в 10 мкм не превышает значения 0,22, тогда как увеличение шероховатости до 100 мкм приводит к уменьшению этого значения до 0,09. Это позволяет сделать важный вывод о том, что обтекание шероховатых поверхностей ВС практически полностью турбулентное.

Исходя из этого, при наличии шероховатости большей $h_{\text{доп}}$, оказывается возможным пренебречь незначительными, зависящими от числа Re_1 , изменениями коэффициента трения на переходном режиме течения. Тогда средний коэффициент трения будет зависеть только от степени шероховатости и может быть рассчитан по интерполяционной формуле [2].

$$c_{F_{\text{ш}}} = [1,89 + 1,62 \lg(1/h)]^{-2,5}, \quad (2)$$

где l – характерный линейный размер поверхности, относительно которой рассчитывается коэффициент трения; h – высота шероховатости.

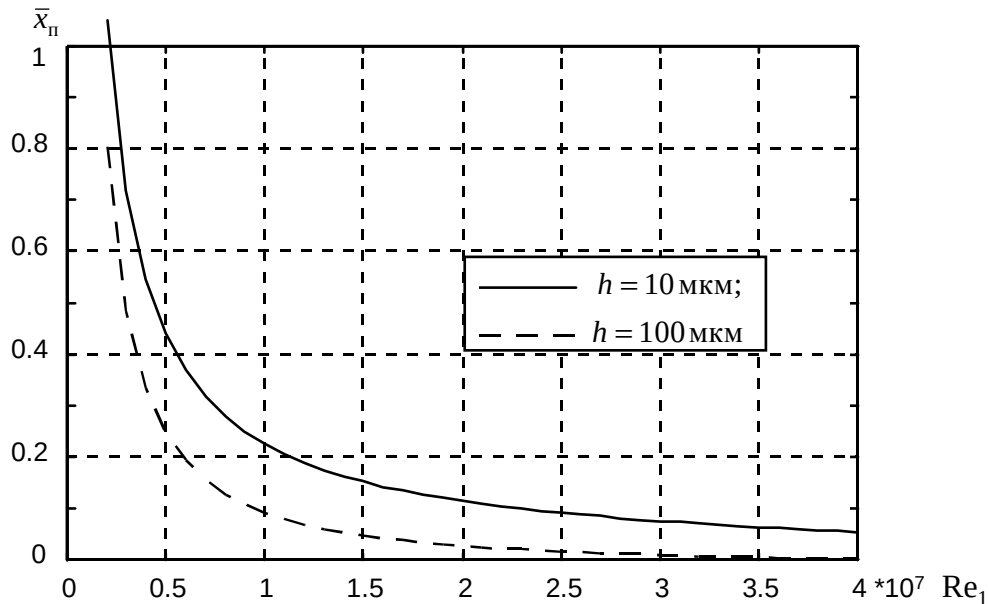


Рис. 3. Зависимость $\bar{\chi}_n$ от числа Re_1 и величины шероховатости

Формула (2) отражает зависимость коэффициента трения плоской пластины от относительной шероховатости при полном проявлении шероховатости ($h > h_{\text{доп}}$) и применима для диапазона относительной шероховатости $10^2 \leq l/h \leq 10^6$. Максимальная ошибка при расчете коэффициента трения по этой формуле (на участках с переходным режимом обтекания) не превышает 8 % при относительной шероховатости $l/h > 10^4$.

Приведенное соотношение (2) может быть использовано для расчета профильного сопротивления крыла, фюзеляжа, гондол двигателя, вертикального оперения и т. д. при наличии шероховатости определенного размера h на их поверхности.

Так приращение коэффициента сопротивления крыла, обусловленное шероховатостью его поверхности, может быть оценено согласно выражению

$$\Delta c_{\text{хкрш}} = [c_{\text{хпркр1}} - c_{\text{хпркр0}}] \frac{S_{\text{омкр}}}{S}, \quad (3)$$

где $c_{\text{хпркр0}}$ – профильное сопротивление изолированного крыла ВС без наличия шероховатости; $c_{\text{хпркр1}}$ – профильное сопротивление изолированного крыла ВС при наличии на нем шероховатости.

Для оценки влияния шероховатости на сопротивление фюзеляжа можно воспользоваться выражением

$$\Delta c_{\text{хфш}} = [c_{\text{Фт1}} - c_{\text{Фт}}(Re)_0] \frac{S_{\text{омф}}}{S} (1 - \bar{\chi}_n) \eta_c \eta_M k_\phi, \quad (4)$$

где $c_{\text{Фт1}}$ – коэффициент трения плоской шероховатой пластины при обтекании ее турбулентным пограничным слоем; $c_{\text{Фт}}(Re)_0$ – коэффициент трения плоской пластины при обтекании ее турбулентным пограничным слоем.

Дополнительное сопротивление, вызванное наличием шероховатости на гондолах двигателей, оценивается с использованием зависимости

$$\Delta c_{\text{хмгш}} = [c_{\text{Фт1}} - c_{\text{Фт}}(Re)_0] \frac{S_{\text{оммг}}}{S} \eta_M k_1. \quad (5)$$

Для вычисления коэффициентов, входящих в выражение (5), используются соотношения из [1; 2].

Расчет дополнительного сопротивления от наличия шероховатости на вертикальном и горизонтальном оперениях производится по соотношениям, используемым для расчета дополнительного сопротивления крыла (3), при использовании соответствующих аэродинамических и геометрических характеристик.

Если вся поверхность ВС покрыта шероховатостью, то приращение коэффициента его сопротивления будет зависеть только от параметров полета самолета и высоты бугорков шероховатости. Были выполнены расчеты приращения коэффициента сопротивления самолета Ил-76 при наличии шероховатости на его поверхности. Диапазон высоты бугорков шероховатости был задан пределами от 10 мкм до 60 мкм. На рис. 4 приведены результаты этих расчетов.

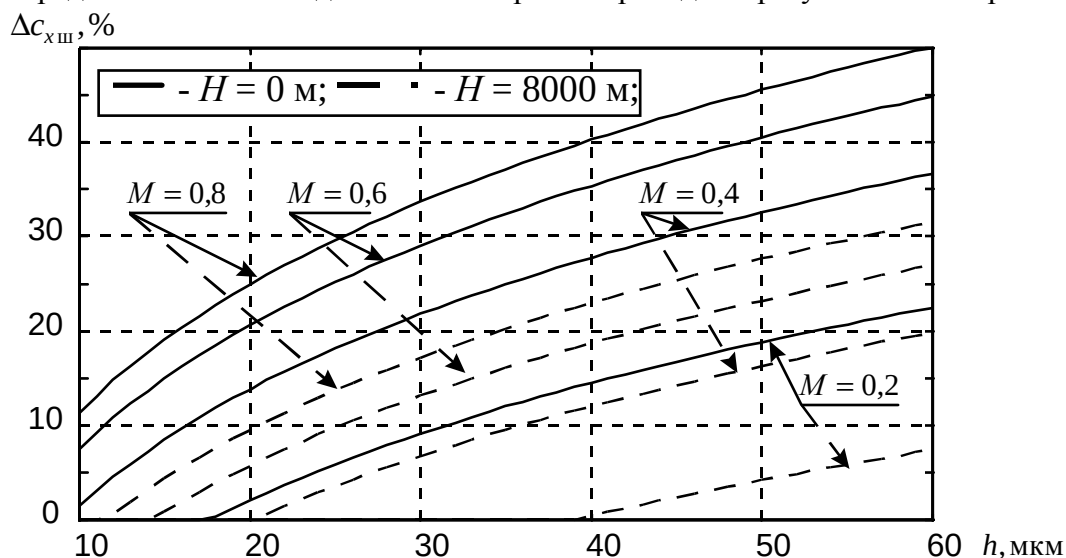


Рис. 4. Влияние высоты бугорков шероховатости поверхности самолета Ил-76 на приращение коэффициента лобового сопротивления

Как видно из рис. 4, шероховатость на всей поверхности ВС приводит к существенному увеличению коэффициента лобового сопротивления. Это влияние растет с увеличением скорости полета и уменьшается с увеличением высоты полета. Так на высоте $H = 0$ м увеличение числа M с 0,2 до 0,8 приводит к увеличению приращения коэффициента лобового сопротивления в семь раз при шероховатости в 20 мкм, в то время как увеличение высоты полета до 8000 м приводит к уменьшению приращения коэффициента в 2,5 раза при полете с числом $M = 0,8$.

Увеличение же шероховатости до 60 мкм при этих условиях приводит уже к возрастанию коэффициента сопротивления ВС на 30 % ÷ 50 %. Это довольно большое увеличение лобового сопротивления. Оно сказывается как на изменении летно-технических характеристик ВС, так и на его безопасности. Поэтому в эксплуатации необходимо проводить периодический контроль состояния внешней поверхности ВС (в части ее шероховатости).

ЛИТЕРАТУРА

1. Ищенко С.А. Методы технической диагностики аэродинамического состояния воздушных судов: дисс. ... д-ра техн. наук. - Киев, 1998.
2. Семитковская Т.А. Методика оценки влияния индивидуальных особенностей на взлетные характеристики воздушных судов: дисс. ... канд. техн. наук. - Киев, 2002.
3. Ципенко В.Г., Чекалова Н.И. Влияние качества внешней поверхности на показатели эффективности воздушного судна // Самолетостроение в России. Проблемы и перспективы: сб. тр. симпозиума с международным участием. - Самара, 2012. - С. 412 - 414.
4. Шевяков В.И. Аэродинамические критерии качества внешней поверхности воздушного судна // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - № 163. - С. 131 - 137.

INFLUENCE ROUGH OUTWARD SURFACE AIR SHIP ON ADHERE ADDITIONAL RESISTANCE

Chekalova N.I.

In article examination jut ward surface air ship on adhere additional resistance.

Key words: rough, outward surface, air ship, resistance.

Сведения об авторе

Чекалова Надежда Ивановна, окончила Государственный педагогический институт им. Т.Г. Шевченко (1983), Сибирскую академию государственной службы при Правительстве РФ (2004), ведущий инженер кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, автор 7 научных работ, область научных интересов – летная эксплуатация воздушных судов.

УДК 629.7.025

ВЛИЯНИЕ ИСКАЖЕНИЯ ОБВОДОВ ПРОФИЛЕЙ И ВОЛНИСТОСТИ ПОВЕРХНОСТИ ВОЗДУШНОГО СУДНА НА ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ПРИРОСТ СОПРОТИВЛЕНИЯ

Н.И. ЧЕКАЛОВА

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

В статье рассматривается влияние искажения обводов профилей и волнистости поверхности воздушного судна на дополнительный прирост сопротивления.

Ключевые слова: искажение, обвод профилей, воздушное судно, прирост сопротивления.

Перспективы дальнейшего повышения эффективности летной эксплуатации (ЛЭ) воздушных судов (ВС) во многом определяются улучшением аэродинамических свойств летательных аппаратов (ЛА) за счет систематического снижения лобового сопротивления и устранения его источников. Ниже приводятся некоторые результаты проведенных исследований по определению дополнительного сопротивления, вызванного искажением обводов профилей и волнистостью поверхности ВС.

Известно, что после сборки (ремонта) крыла или оперения контуры их профилей могут отличаться от теоретических в пределах допусков, задаваемых техническими требованиями. Появление "гофра" на обшивке крыла может быть обнаружено и в процессе эксплуатации ВС, основной причиной которого является превышение эксплуатационных перегрузок (грубые посадки и т.п.). Полученное таким образом отклонение формы крыла (оперения) можно представить в виде отклонений относительной толщины профиля и волнистости (рис. 1).

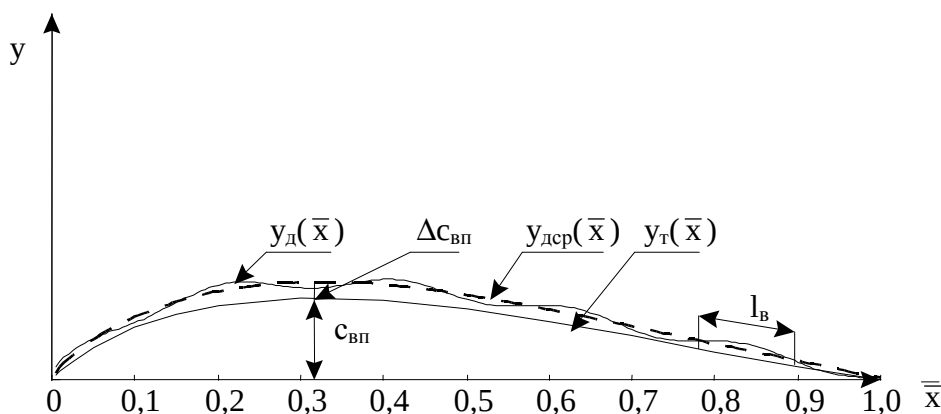


Рис. 1. Искажение обводов профиля

На данном рисунке $y_t = f_1(\bar{x})$ – теоретический контур внешней поверхности профиля в некотором сечении z по размаху крыла. Обозначим через $y_d = f_2(\bar{x})$ – действительный контур профиля в том же сечении, а максимальное значение толщины верхней части теоретического профиля через $c_{вп}$. Тогда максимальная толщина действительного профиля будет

$$c_{вп}^д = c_{вп} + \Delta c_{вп}.$$

Усредненное значение действительного контура можно представить в виде зависимости [1]

$$y_{\text{дсп}}(\bar{x}) = f_1(\bar{x}) \left(1 + \frac{\Delta c_{\text{вп}}}{c_{\text{вп}}} \right),$$

где $\bar{x}$ – относительное расстояние вдоль хорды от носка профиля; $f_1(\bar{x})$ – теоретический контур профиля; $\Delta c_{\text{вп}}$ – отклонение максимальной толщины верхней поверхности действительного профиля от максимальной толщины теоретического.

За характеристики волнистости поверхности обычно принимают следующие параметры [1; 2]: l_b – полупериод волнистости, т.е. расстояние между точками пересечения усредненного контура $y_{\text{дсп}}(\bar{x})$ с действительным контуром $y_{\text{д}}(\bar{x})$; h_b – высота волнистости, т.е. максимальное отклонение действительного контура на полупериоде волнистости. Отклонение максимальной толщины $\Delta c_{\text{вп}}$ находится из условия минимума суммы квадратов отклонений $y_{\text{д}}(\bar{x}) - y_{\text{дсп}}(\bar{x})$ [1]

$$J = \sum_{j=1}^k [y_{\text{д}}(\bar{x}) - y_{\text{дсп}}(\bar{x})]_{\min}^2 = \sum_{j=1}^k \left[y_{\text{д}}(\bar{x}) - f_1(\bar{x}) \left(1 + \frac{\Delta c_{\text{вп}}}{c_{\text{вп}}} \right) \right]_{\min}^2,$$

где k – количество контрольных замеров по хорде профиля.

Тогда из условия экстремума функционала $\frac{dJ}{dc_{\text{вп}}} = 0$ определяется значение $\Delta c_{\text{вп}}$

$$\Delta c_{\text{вп}} = c_{\text{вп}} \left(\frac{\sum_{j=1}^k y_{\text{д}}(\bar{x}) f_1(\bar{x}_j)}{\sum_{j=1}^k [f_1(\bar{x}_j)]^2} - 1 \right). \quad (1)$$

Определив аналогичным образом отклонение максимальной толщины нижней поверхности профиля в тех же сечениях, что и для верхней, и просуммировав их, получим отклонение толщины профиля в данном сечении по размаху крыла

$$\Delta c_i = \Delta c_{\text{ивп}} + \Delta c_{\text{инп}}.$$

Разделив это выражение на действительную величину хорды b_i в данном сечении крыла, получим

$$\Delta \bar{c}_i = \frac{\Delta c_i}{b_i}. \quad (2)$$

Так как при расчетах профильного сопротивления крыла (оперения) фигурирует среднее значение относительной толщины профиля $\bar{c}$ для рассматриваемого крыла, то необходимо вычислить среднее значение приращения толщины профиля по процедуре, аналогичной вычислению толщины профиля.

Коэффициент сопротивления крыла можно рассчитать из соотношения [1; 2]

$$c_{\text{ха}} = (c_{\text{хпр}} + c_{\text{хв}}) \frac{S_{\text{п}}}{S} + c_{\text{хи}}, \quad (3)$$

где $c_{\text{хпр}}$ – коэффициент профильного сопротивления крыла; $c_{\text{хв}}$ – коэффициент волнового сопротивления; $c_{\text{хи}}$ – коэффициент индуктивного сопротивления; $S_{\text{п}}$ – поточная площадь крыла; S – площадь крыла.

Дифференцируя соотношение (3) по $\bar{c}$ и учитывая, что по статистическим данным $\frac{dM_{\text{кр}}^*}{d\bar{c}} \approx -1$, получим приближенное выражение для оценки приращения Δc_x от увеличения $\bar{c}$.

В результате преобразований была получена следующая зависимость

$$\Delta c_{x\bar{c}} = 2c_{FT} [(-0,5006 + 2,3913\bar{x}_n + 46,163\bar{c} - 78,4248\bar{c}^2 - 7,3589\bar{x}_n^2 - 32,2516\bar{x}_n\bar{c})(1 - \bar{x}_n) + \frac{1,5173 \times 10^{-5}}{(0,11 - M + M_{кр})^4}] \frac{S_n}{S} \Delta \bar{c}. \quad (4)$$

В этом выражении $\Delta \bar{c}$ – среднее отклонение максимальной относительной толщины крыла, рассчитанное с помощью соотношения (2), и $\bar{c}$ – максимальное относительное значение толщины профиля крыла. Анализ приведенной зависимости (4) позволяет сделать вывод, что приращение коэффициента лобового сопротивления пропорционально относительному отклонению толщины профиля крыла.

Результаты расчета приращения коэффициента сопротивления Δc_x самолета Ан-24 в зависимости от крейсерского числа M при коэффициентах подъемной силы $c_{ya} = 0$ и $0,5$ ($H = 5000$ м) приведены на рис. 2.

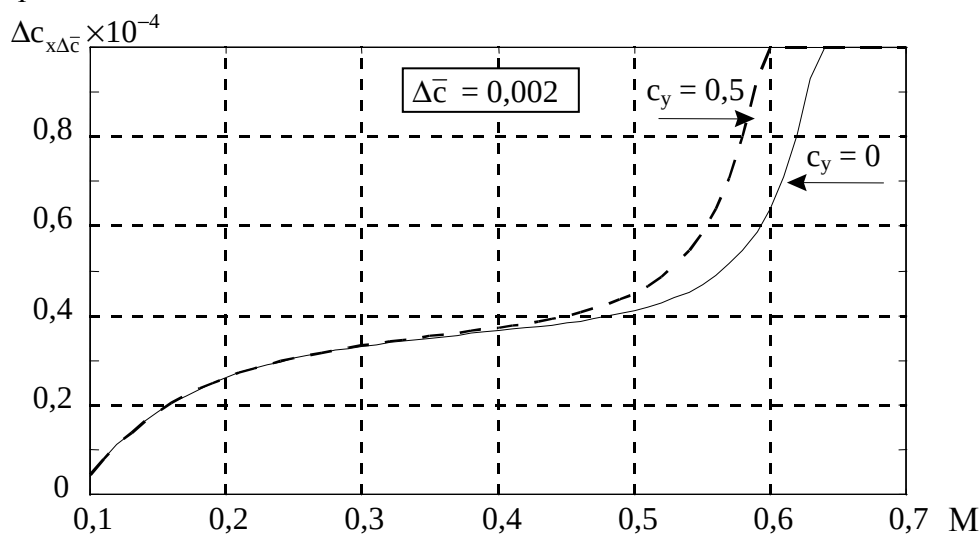


Рис. 2. Приращение коэффициента сопротивления самолета Ан-24 в зависимости от режима полета и отклонения толщины профиля крыла

Из рис. 2 видно, что при принятых исходных данных увеличение сопротивления самолета от числа M носит сложный характер: при малых числах M происходит монотонный его прирост, но после происходит резкое увеличение сопротивления, обусловленное развитием волнового кризиса на крыле. Приращение дополнительного сопротивления происходит также из-за образования волнистости на поверхности крыла. Причиной дополнительного появления волнистости на плоскости крыла могут быть эксплуатационные факторы (грубые посадки, вертикальные порывы ветра и т.д.). Как и шероховатость крыла, волнистость влияет на положение точки перехода ламинарного течения в турбулентное $\bar{x}_n$, и связанное с волнистостью увеличение местных углов наклона поверхности может заметно увеличить волновое сопротивление.

Теоретические и экспериментальные исследования показывают [1], что сопротивление волнистой поверхности зависит от чисел M и Re , а также и от относительной высоты волны

$$c_{хвлн} = f(M, Re, h/l).$$

В этом выражении относительная высота волны определяется периодом волны l и ее высотой h , равной амплитуде волны.

Коэффициент сопротивления волнистой поверхности имеет максимум при сверхзвуковых скоростях ($M \approx 1,1 \div 1,2$). При этом происходит увеличение числа Re (уменьшение толщины пограничного слоя) и, как следствие, увеличение волнового сопротивления волнистости. Обычно волнистость, обусловленная эксплуатационными факторами, в зависимости от направления распространения, подразделяется на цилиндрическую и пространственную [1].

Цилиндрическая волнистость возникает при распространении волны в одном направлении, пространственная – в двух взаимно перпендикулярных направлениях, наиболее распространенной формой волны считается синусоидальная.

Детальное теоретическое исследование цилиндрической и пространственной синусоидальной волны на дозвуковых скоростях выполнено в работе [1]. Там же получена зависимость, описывающая характер изменения коэффициента сопротивления от характеристик самой волны (высоты, периода) и толщины пограничного слоя, которая имеет вид

$$c_{\text{хвлн}} = k'_{\text{влн}} \left(\frac{c_{\text{хвлн}}}{\bar{h}^2} \right)_{\infty} \bar{h}^2 \sqrt[3]{\bar{h}} \left(\frac{\rho a}{\mu} \right)^{1/21} M^{1/21} x^{-2/7}, \quad (5)$$

где $k'_{\text{влн}}$ – постоянный коэффициент, зависящий от вида волны ($k'_{\text{цил влн}} = 6,3$; $k'_{\text{пр влн}} = 2,5$);

$\left(\frac{c_{\text{хвлн}}}{\bar{h}^2} \right)_{\infty}$ – предельное значение коэффициента сопротивления цилиндрических и пространственных волн;

$\bar{h} = h/l$ – относительная высота волнистости; h – высота волн; l – полупериод волнистости; x – расстояние от передней кромки крыла (оперения) до очага волнистости.

Предельные значения коэффициента сопротивления цилиндрических волн на дозвуковых скоростях, как показывают результаты экспериментальных исследований [1], имеют величину

$$\left(\frac{c_{\text{хвлн}}}{\bar{h}^2} \right)_{\infty} \approx 0,8, \text{ а для пространственных волн } \left(\frac{c_{\text{хвлн}}}{\bar{h}^2} \right)_{\infty} \approx 0,6.$$

Данная зависимость позволяет получить оценку коэффициента сопротивления для поверхности, покрытой волнистостью. В качестве примера на рис. 3 представлены зависимости коэффициента сопротивления цилиндрической волнистости от относительной высоты волны, расстояния от передней кромки крыла до начала волнистости и режима полета.

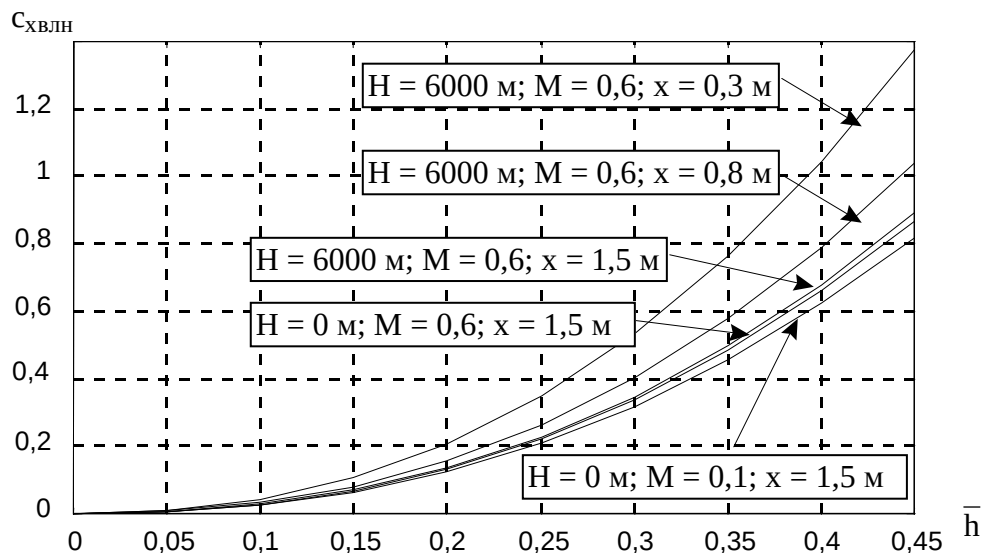


Рис. 3. Зависимость коэффициента сопротивления от относительной высоты волны, координаты его положения и режима полета

Анализ приведенных зависимостей показывает, что наибольшее влияние на коэффициент сопротивления оказывает высота волны и положение координаты начала волнистости. Сдвиг волнистости к передней кромке крыла (оперения) приводит к резкому возрастанию коэффициента сопротивления. Так при $\bar{h} = 0,2$ перемещение волнистости с $x = 1,5 \text{ м}$ до $x = 0,3 \text{ м}$ привело

к увеличению коэффициента сопротивления на 58 %. Незначительное влияние на коэффициент сопротивления оказывает изменение числа M . Например, при $\bar{h} = 0,4$ увеличение M от 0,1 до 0,6 приводит к увеличению коэффициента сопротивления на 9 %. Изменение же высоты полета практически не влияет на коэффициент сопротивления. Используя зависимость (5) можно произвести расчеты оценок приращения коэффициента сопротивления для крыла (профиля), на котором присутствует волнистость

$$\Delta c_{\text{хвлн}} = c_{\text{хвлн}} \frac{S_{\text{влн}}}{S}, \quad (6)$$

где $S_{\text{влн}}$ – площадь крыла, покрытая волнистостью; S – площадь крыла.

Таким образом, оценка сопротивления от искажений обводов профилей крыла (оперения) сводится к оценке приращения сопротивления, обусловленного изменением относительной толщины профиля (4) и приращений, связанных с волнистостью (цилиндрической и пространственной) (5), (6) и может быть определена как

$$\Delta c_{\text{хиск}} = \Delta c_{\text{хс}} + \Delta c_{\text{хвлн}}. \quad (7)$$

Эти зависимости базируются в основном на экспериментальных данных, полученных в диапазоне чисел $M = 0 \div 0,9$ и $Re = (2 \div 250) \times 10^6$. Погрешность расчетов по этим зависимостям на дозвуковых скоростях составляет $\approx 20 \%$.

ЛИТЕРАТУРА

1. Денисова Н.В., Николаева К.С., Серебрянский Я.М. Исследование влияния волнистости поверхности (цилиндрической и пространственной) на аэродинамические характеристики профилей и тел вращения при сверхзвуковых скоростях // Труды ЦАГИ. - 1958. - Вып. 878. - С. 23 - 37.
2. Семитковская Т.А. Методика оценки влияния индивидуальных особенностей на взлетные характеристики воздушных судов: дисс. ... канд. техн. наук. - Киев, 2002.

INFLUENCE DISTORTION OUTLINES PROFILES AND WAVY SURFACE AIR SHIP ON ADDITIONAL ADHERE RESISTANCE

Chekalova N.I.

In article examination influence distortion outlines profiles and wavy surface air ship in additional adhere resistance.

Key words: distortion, antline profiles, air ship, adhere resistance.

Сведения об авторе

Чекалова Надежда Ивановна, окончила Государственный педагогический институт им. Т.Г. Шевченко (1983), Сибирскую академию государственной службы при Правительстве РФ (2004), ведущий инженер кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, автор 7 научных работ, область научных интересов – летная эксплуатация воздушных судов.

УДК 629.735.45.015.3.035.62

ВИХРЕВАЯ СТРУКТУРА КОМБИНАЦИИ НЕСУЩИЙ ВИНТ – РУЛЕВОЙ ВИНТ НА БОЛЬШОЙ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

В.М. ЩЕГЛОВА

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

Для несущего и рулевого винтов вертолета, работающих совместно, излагается метод расчета вихревых следов и мгновенных индуктивных скоростей в плоскостях дисков для каждого из винтов с учетом их взаимного влияния друг на друга на базе нелинейной вихревой теории.

Ключевые слова: индуктивные скорости, вертолет, несущий винт, рулевой винт, лопасть, вихревой след.

Введение

С усовершенствованием вычислительной техники появилась возможность расчетным путем определять формы вихревых следов и индуктивных скоростей с использованием моделей, связанных с нелинейностью следов и диффузией вихрей почти на любых режимах. Одной из таких моделей является нелинейная вихревая теория винта со свободным диффундирующим вихревым следом, на базе которой и проведены указанные исследования, в результате чего получена структура общего вихревого следа несущего и рулевого винтов с возможностью определения индуктивных скоростей на лопастях от определенного вихревого следа.

Математическая модель описывает несущий винт (НВ), вращающийся против часовой стрелки. Соответственно реактивный момент имеет вращение по часовой стрелке и тяга рулевого винта (РВ) $T_{РВ}$, уравновешивающая его, направлена так, чтобы этот момент парировать. Для определения взаимодействия НВ и РВ смоделирована работа комбинации винтов с геометрическими параметрами и взаимным расположением, характерным для вертолета типа Agusta (рис. 1).

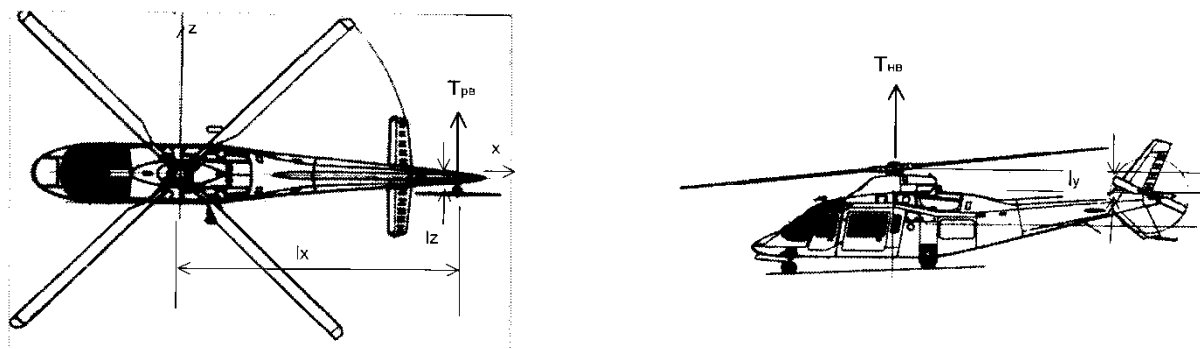


Рис. 1

НВ и РВ являются жесткими, имеющими традиционную для шарнирных винтов конструкцию и пересекающиеся под углом 90° плоскости вращения. Диаметр НВ и создаваемая им сила тяги в несколько раз больше соответствующих величин РВ, что делает этот винт сильно нагруженным. Проведенные в данной работе расчеты используют одну из схем дискретных вихрей, основанную на нелинейной вихревой теории и учитывающую только продольные вихри [1].

На рис. 1 представлена схема сил, действующих на винты вертолета, и взаимное расположение винтов относительно друг друга (величины x_l , y_l , z_l).

1. Постановка задачи

Характеристики комбинации "НВ – РВ" следующие [2]: сила тяги НВ и РВ соответственно $T_{НВ} = 2710$ кгс, $T_{РВ} = 167$ кгс; радиусы винтов $R_{НВ} = 5,5$ м, $R_{РВ} = 1,05$ м; окружная скорость вращения винтов $(\omega R)_{НВ} = 222$ м/с и $(\omega R)_{РВ} = 229$ м/с; число лопастей винтов $k_{НВ} = 4$ и $k_{РВ} = 2$.

Коэффициенты тяги НВ и РВ определяются по обычной формуле для этой величины

$$c_t = \frac{2T}{\rho \pi R^2 (\omega R)^2}.$$

Рассчитанные по этой формуле коэффициенты тяги винтов равны $c_{тНВ} = 0,01$ и $c_{тРВ} = 0,0157$. В данном случае при расчетах рассматривается заданная средняя нагрузка по винту. Для среднего значения циркуляции по ометаемому диску существует соотношение [3]

$$\frac{\Gamma}{\omega R^2} = \frac{c_t \pi}{\chi k},$$

где константа $\chi = 0,94$ – коэффициент концевых потерь; k – число лопастей винтов. Таким образом, для заданного распределения циркуляции по лопасти для НВ имеем $\left(\frac{\Gamma}{\omega R^2} \right)_{НВ} = 0,011$, а

$$\text{для РВ} \left(\frac{\Gamma}{\omega R^2} \right)_{РВ} = 0,0262.$$

Базовой выбрана система координат НВ $O_{НВ}x_{НВ}y_{НВ}z_{НВ}$, совпадающая с системой осей координат вертолета $Oxyz$, ось Oy которой направлена вверх по оси конуса винта, а ось Oz перпендикулярна продольной плоскости вертолета и направлена вправо. РВ имеет систему координат $O_{РВ}x_{РВ}y_{РВ}z_{РВ}$, где ось $O_{РВ}x_{РВ}$ идет параллельно оси Ox , а ось $O_{РВ}y_{РВ}$ по направлению силы тяги РВ $T_{РВ}$ (т.е. параллельно оси Oz). Пересчет координат с одной системы на другую осуществляется параллельным переносом, а при взаимно перпендикулярном расположении плоскостей вращения – поворотом.

Смещение оси вращения РВ по отношению к оси вращения НВ в базовой системе координат характеризуют величины: $x_1(xyz)/R = -1,165$ – расстояние оси РВ от оси НВ вниз по потоку; $y_1(xyz)/R = -0,1$ – величина, характеризующая, насколько расположение оси РВ ниже плоскости НВ; $z_1(xyz)/R = -0,094$ – расположение оси РВ по отношению к продольной оси вертолета (рис. 1).

Угловые скорости вращения винтов находятся в соотношении между собой, определяющимся величиной $\omega_k = \omega_{РВ}/\omega_{НВ} = 5,59$, а это значит, что за время одного оборота НВ РВ делает в ω_k оборотов больше, и при реализации одинаковых временных шагов для винтов будет действительно выражение

$$\Delta\psi_{РВ} = \omega_k \Delta\psi_{НВ}. \quad (1)$$

Уравнения, описывающие движение и обтекание системы "НВ – РВ" такие же, как и для одиночного винта [1], но с учетом индуктивных скоростей от всех вихрей вихревых следов обоих винтов записываются в виде одного нелинейного интегрального уравнения. К моменту времени t частица, сошедшая с лопасти, займет положение, соответствующее радиус-вектору $\vec{r}(t, \tau, \rho)$ и определяемое как [1]

$$\vec{r}(t, \tau, \rho) = \vec{r}_0(\tau, \rho) + \int_{\tau}^t [\vec{V}_0 + \vec{v}(\vec{r}(t', \tau, \rho), t')] dt', \quad (2)$$

где $\tau \leq t' \leq t$, $-\infty < \tau < t$ и $\vec{r}_0(\tau, \rho) = \vec{r}(t, \tau, \rho)|_{t=0}$ – условие отметки частиц. Для рассматриваемой частицы величины ρ (радиусы расчетных сечений) и τ (время схода частицы с лопасти) постоянны.

Скорость перемещения точки вихревого следа складывается из постоянной скорости $\vec{V}_0/\omega R$ набегающего на винты невозмущенного потока и переменной индуктивной скорости $\vec{v}(\vec{r}, t)$, которая своя для каждого винта. Величина $\vec{v}$, входящая в выражение (2), записывается

в виде
$$\vec{v}(\vec{r}(t', \tau, \rho)) = \vec{v}_{od}(\vec{r}_{od}(t', \tau, \rho_{od})) + \vec{v}_{vv}(\vec{r}_{vv}(t', \tau, \rho_{vv})). \quad (3)$$

В формуле (3) индекс *od* означает, что индуктивная скорость определяется от вихревой пелены и может принимать значения *p* для НВ и *r* для РВ. Индекс *vv* служит для обозначения того, что индуктивные скорости определяются при влиянии вихревых следов винтов друг на друга, и принимает значение *pr* при влиянии РВ на НВ и *rp* при влиянии НВ на РВ.

Система уравнений (2) решается для дискретного множества точек при задании сетки значений $\rho t t$.

Для бесконечно малого элемента любого вихревого жгута конечного поперечного сечения ϵ скорость $d\vec{v}$ от бесконечно тонкого отрезка вихря $d\vec{l}$, произвольно расположенного в пространстве, представляется как

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

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 соответственно, с точкой приложения скорости с координатами x, y, z . Координаты точек A и B определяются из расчета переноса вихрей (2), где определяется траектория движения вихрей.

Для решения задачи был реализован метод последовательных приближений. Во время одного приближения для каждого из винтов одновременно можно проводить расчеты по определению форм следов и индуктивных скоростей от них без взаимного влияния, а также при учете влияния какого-то из винтов на рассматриваемый. Индуктивные скорости вычисляются по той же формуле (4), но с формой следа, полученной на предыдущем приближении. Некоторую трудность только будет вызывать усложненный пересчет координат.

2. Результаты расчетов

Расчетная модель была применена для определения вихревых следов как для одиночных винтов, так для всей вихревой системы комбинации. На основе результатов проведенных расчетов были построены графики, которые даны на нижеприведенных рисунках.

На рис. 2 показана область размещения РВ в вихревом следе НВ, построенного для концевых и комлевого вихрей. Показано, что РВ в основном расположен в зоне действия комлевого вихря, возмущенное поле от этого вихря вкупе с вихревым следом РВ и должно оказывать основное воздействие на РВ.

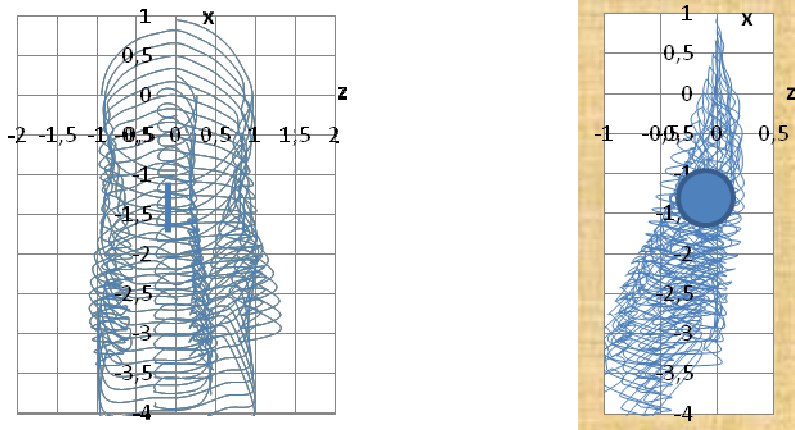


Рис. 2

Форма вихревой структуры для комбинации "НВ – РВ" винт представлена на рис. 3а, а на рис. 3б – форма вихревого следа РВ с влиянием на него НВ, построенная в базовой системе координат. Из графиков следует, что вихревая пелена РВ мало влияет на пелену за НВ, но вихревой след НВ оказывает существенное влияние на вихревой след РВ.

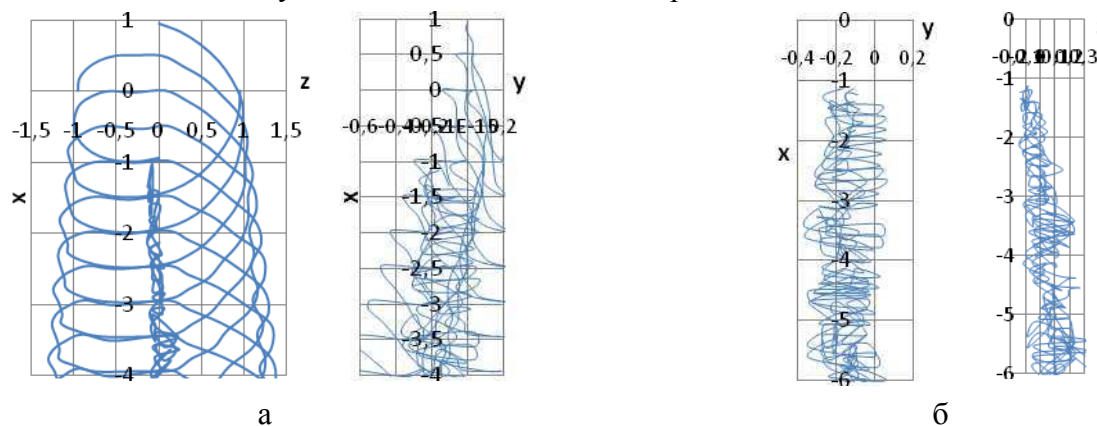


Рис. 3

На рис. 4 приведены в сравнении индуктивные скорости для варианта без взаимного влияния винтов друг на друга для расчетных сечений лопасти $r/R = 0,913n, r$; $0,68n, r$ и $0,28n, r$. Обозначение n относится к НВ, r – к РВ. Для удобства сравнения графики для РВ строились при значениях радиусов расчетных сечений, равных аналогичным величинам для НВ ($r/R_r = r/R_n$). Уже в таком варианте индуктивные скорости винтов значительно отличаются друг от друга в задней части диска, в том числе и по характеру поведения кривых, и чем ближе к комлю, тем сильнее.

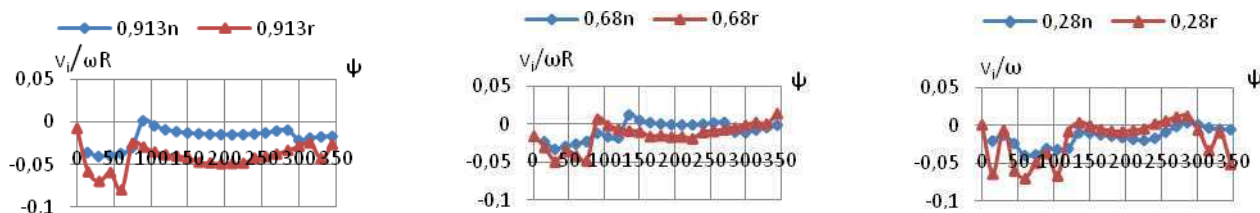


Рис. 4

Влияние РВ на индуктивные скорости в плоскости диска НВ дано на рис. 5. При сравнении индуктивных скоростей по размаху лопасти для одиночного винта и индуктивных скоростей с влиянием РВ (радиусу сечения добавляется индекс nr) видно, что это влияние весьма мало, но по мере приближения к комлю постепенно возрастает, особенно это отражается на пиках индуктивных скоростей.

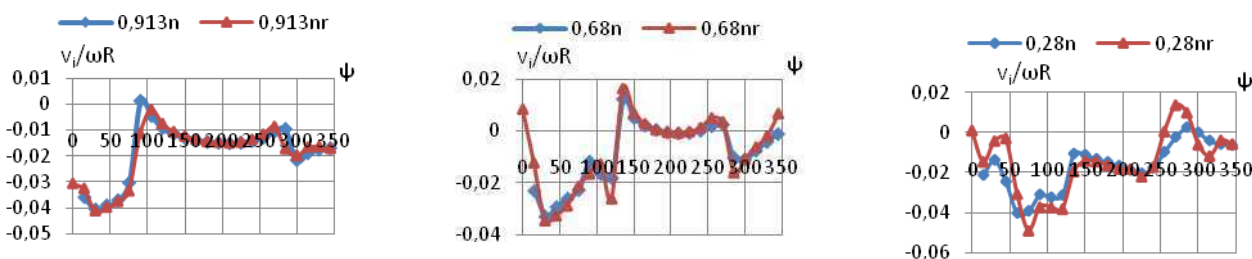


Рис. 5

Совсем иная картина наблюдается, когда РВ находится в возмущенном поле скоростей вихревой структуры НВ и РВ. На рис. 6 приведены индуктивные скорости для одиночного РВ (r) и индуктивные скорости с влиянием НВ (rw). Разница между скоростями существенная. В районе азимутов $\psi = 0^\circ \div 100^\circ$ и $\psi = 180^\circ$ наблюдаются сильные всплески в кривых индуктивных скоростей для РВ при влиянии на него НВ. Одно из объяснений этому может служить то, что в этом месте проходит над плоскостью РВ свернувшийся жгут комлевого вихря НВ.

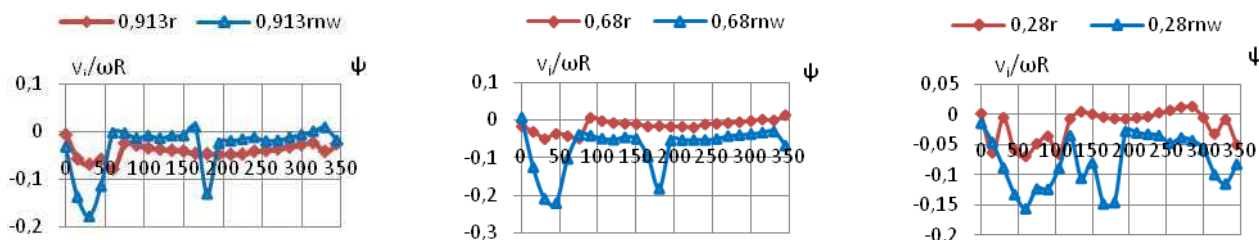


Рис. 6

На рис. 7 приведена вихревая структура комбинации "НВ – РВ" в изометрической проекции (график построен А. Каминским).

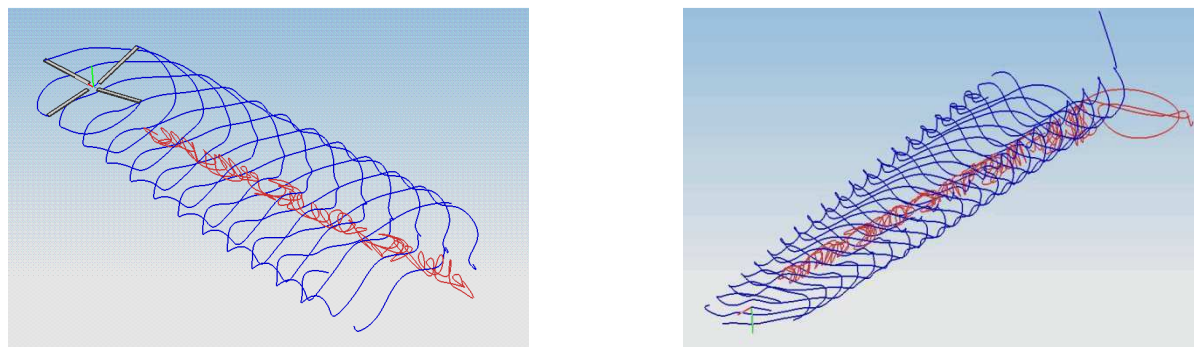


Рис. 7

3. Заключение

1. В рамках работы был разработан комплекс программ для определения вихревой структуры и индуктивных скоростей в плоскостях дисков системы "НВ – РВ".
2. Практически для всех вариантов расчет дает приемлемую сходимость.
3. Произведены пробные расчеты по определению общей для винтов вихревой структуры и индуктивных скоростей от нее на лопастях.
4. В результате анализа расчетных данных, полученных в этой работе, можно сделать вывод, что влияние НВ на РВ значительно, а влияние РВ на НВ сравнительно слабое.
5. Рассмотренный метод можно использовать при отработке новых научно-технических решений с целью совершенствования аэродинамики НВ и РВ, а также в исследованиях по обеспечению путевого управления с учетом работы РВ в возмущенном поле скоростей.

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.
2. Статические данные зарубежных вертолетов. Обзор № 678 / Составитель В.Б. Баршевский / под ред. Е.И. Ружицкого. - ОНТИ ЦАГИ, 1988.

3. Вильдгрубе Л.С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных. - М.: Машиностроение, 1977.

VORTEX STRUCTURE OF 'MAIN ROTOR – TAIL ROTOR' COMBINATION AT HIGH FLIGHT SPEED

Shcheglova V.M.

It presents the calculation method based on the nonlinear vortex theory for vortex wakes and instant induced velocities in disk planes of each rotor subject to their mutual interference for the simultaneous operation of main and tail rotors.

Key words: induced velocity, helicopter, main rotor, tail rotor, blade, vortex wake.

Сведения об авторе

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

УДК 629.735.015

РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ПИЛОТИРОВАНИЮ ВЕРТОЛЕТА И БОРЬБЕ С РАСКАЧКОЙ ГРУЗА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ЭКСТРЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ РАБОТ С ПРИМЕНЕНИЕМ ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКИ

А.А. ЛЕБЕДЕВ

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

Анализируются возможные способы борьбы с раскачкой груза при выполнении экстренных авиационных работ с применением внешней подвески как с учетом специальных технических средств для стабилизации груза, так и на основе личного опыта пилота вертолета 1-го класса.

Ключевые слова: вертолет, груз на внешней подвеске, устранение колебаний груза.

Изучение современного состояния вопроса устранения раскачки груза на внешней подвеске (ВП) вертолета позволяет сделать вывод, что при нарастающей интенсивности полетов вертолетов на перевозку грузов с применением ВП в научной литературе практически отсутствуют рекомендации пилотам по эффективному устранению раскачки груза на ВП или безопасному продолжению полета с имеющей место раскачкой. Фактически навыки пилотирования вертолета с грузом на ВП и методика устранения раскачки груза передаются в производственных полетах от пилота к пилоту, не находя отражения в научной литературе, что не позволяет создать достаточную теоретическую основу для проведения предварительной подготовки пилотов к выполнению одного из самых сложных видов авиационных работ и негативно сказывается на состоянии безопасности полетов (БП) вертолетов при транспортировке грузов на ВП, так как каждый отдельно взятый пилот, сталкиваясь с проблемой возникновения раскачки груза в полете, вынужден порой самостоятельно искать выход из складывающейся в полете усложненной обстановки и набирать в процессе своей летной деятельности наиболее оптимальные способы борьбы с раскачкой.

Необходимо отметить, что в настоящее время в научной литературе достаточно много внимания уделено проблеме исследования поведения груза на ВП вертолета [1; 2] и способам его аэродинамической стабилизации в полете [3; 4]. Значительный вклад в изучение этой проблемы в последние годы внесли Володко А.М., Свириденко А.Н., Опара Ю.С., Козловский В.Б., Паршенцев С.А. Разработаны аэродинамические устройства вихреобразования для снижения лобового сопротивления плохобтекаемых тел [5], система стабилизации и азимутальной ориентации груза на ВП вертолета [6]. Для повышения динамической устойчивости грузов на ВП разработаны и применяются различные системы пассивной аэродинамической стабилизации: щитковые, кольцевые, вертикальные, крестообразные, парашютные, перфорированный конус [7].

В большинстве известных научных работ, посвященных проблеме транспортировки грузов на ВП вертолета, наблюдается перенос центра тяжести исследований в область разработки специальных технических средств для решения задач стабилизации груза на ВП [3; 4]. Однако при проведении экстренных авиационных работ в условиях чрезвычайной ситуации, ввиду срочности и непредсказуемости условий их проведения, применение этих специальных средств, к сожалению, невозможно. В этих условиях экипажам приходится выполнять транспортировку на ВП вертолета грузов, поведение которых порой непредсказуемо, раскачка их в полете неизбежна, а расстояние и запас топлива при заданных весовых характеристиках груза не позволяют выполнять транспортировку на малых скоростях полета. В связи с этим существенное значение имеет разработка четких рекомендаций, направленных на выработку устойчивых навыков у пилотов по безопасному выполнению полета в случае неизбежного наличия раскачки, когда полностью устранить ее невозможно.

Таким образом, в настоящее время имеет место научно-техническая проблема, связанная с изучением особенностей летной эксплуатации вертолетов при проведении экстренных авиационных работ с применением ВП, которые характеризуются чрезвычайной срочностью, непредвиденностью, экстремальными организационно-технологическими условиями проведения. Указанная проблема может быть решена путем математического моделирования движения системы "вертолет – груз на ВП", систематизирования, научного обоснования существующих и разработки новых методов борьбы с раскачкой груза на ВП вертолета.

На основе же опыта пилотирования можно рекомендовать следующие процедуры.

Наиболее общий и рациональный способ "успокоения" поперечной раскачки груза в полете заключается в синхронизации, по возможности, движений вертолета и груза [8]. Если, например, груз в процессе раскачки "пошел" вправо с достаточно большой амплитудой и периодом колебаний, целесообразно ввести вертолет в правый крен и скольжение и попытаться "догнать" таким образом груз. При последующем движении груза влево подобный "догон" можно будет выполнить быстрее и проще, а еще одно скольжение вправо может и не понадобиться.

Аналогичный способ можно предложить и для устранения раскачки груза в продольном направлении, с той лишь разницей, что продольные колебания более опасны с точки зрения БП, так как в процессе их "успокоения" требуются разнонаправленные движения ручкой управления в продольном направлении для обеспечения вертикали системы "вертолет – груз" с помощью тангажа, что небезопасно ввиду возможности опасного сближения лопастей несущего винта с хвостовой балкой. Кроме того, такой способ представляет определенную сложность для пилота, требует большого опыта и отличных навыков в технике пилотирования. Поэтому более безопасным и достаточно эффективным, хотя и более продолжительным, является способ гашения продольных колебаний груза путем перевода их в продольно-поперечные, а затем в поперечные колебания, которые затем минимизируются путем синхронизации движений вертолета и груза, как уже было указано выше. Для этого необходимо ввести вертолет в разворот, тем самым, изменив характер обтекания груза с продольного на встречно-боковое, за счет чего через некоторое время раскачка груза также меняет свое направление и переходит из продольной в поперечную, после чего необходимо вывести вертолет в прямолинейный полет и устранить поперечные колебания груза с помощью крена.

Нередко при проведении экстренных авиационных работ возникает необходимость в транспортировке на ВП длинномерных грузов на значительные расстояния при отсутствии возможности заправки вертолета по маршруту полета, что требует выдерживания достаточно большой скорости полета. Вследствие большого удлинения такие грузы ведут себя крайне неустойчиво и при увеличении скорости входят в продольную и поперечную раскачку со значительной амплитудой, которая при дальнейшем увеличении скорости может создавать угрозу БП. В таком случае для достижения приемлемых скоростей полета можно рекомендовать следующую методику. Необходимо перевести продольно-поперечную раскачку груза во вращательное движение относительно оси, совпадающей с тросом ВП. Это возможно при наблюдении груза пилотом с помощью бортовой телевизионной установки на вертолете Ми-26, либо с помощью зеркал, устанавливаемых в нижней части остекления кабины пилотов и направленных вниз в сторону груза на вертолете Ми-8, либо при хорошей натренированности и отличном взаимодействии в экипаже – по командам бортового механика. Суть данной методики в следующем: как правило, груз раскачивается на подвеске неравномерно, "подставляя" под набегающий поток то одну, то другую, имеющую наибольшую длину сторону, но не "закручивается" из-за большого удлинения, т.е. не совершает полного круга вращения вокруг оси троса ВП. Задача пилота состоит в том, чтобы в момент "вымаха" груза в одну из сторон в поперечном направлении, заметив тенденцию движения передней части груза в сторону маха, за счет эффективного создания крена с одновременным увеличением скорости направить набегающий поток на заднюю часть груза и увеличить начавшуюся тенденцию вращения для совершения грузом полного оборота вокруг оси троса ВП. В этом случае продольно-поперечное колебание, при дальней-

шем плавном увеличении скорости полета, переходит в круговую раскачку с уменьшающейся амплитудой и затем во вращательное движение с увеличивающейся угловой скоростью, которое значительно стабилизирует груз, упрощает технику пилотирования и позволяет осуществлять транспортировку на приемлемой скорости.

Кроме указанных способов борьбы с раскачкой груза на ВП существует и ряд других, один из которых, пожалуй, самый простой и не требующий от пилота особых навыков – это "успокоение" груза путем координированного перевода вертолета в набор высоты или снижение.

Необходимо отметить некоторые характерные ошибки пилотов при транспортировке грузов на ВП вертолета, усложняющие технику пилотирования, вызывающие опасную раскачку груза и, в конечном итоге, создающие угрозу БП.

Выраж (разворот) с большим углом крена и внешним скольжением при транспортировке на ВП легкого груза, обладающего значительной парусностью. В этом случае возможны нарастающая раскачка груза, а также его попадание в плоскость вращения рулевого винта.

Превышение максимально допустимой для данного типа груза скорости полета. Важно иметь в виду, что при транспортировке на ВП габаритного груза, имеющего значительное лобовое сопротивление, на достаточно большой скорости, превышающей 130-150 км/ч, вертолет теряет присущую ему в "свободном" полете статическую устойчивость по скорости – при увеличении скорости под действием пикирующего момента, создаваемого грузом, стремится затяннуться в пикирование, что небезопасно. Кроме того, использование взлетного режима работы двигателей для достижения большой скорости полета сопровождается, как правило, уменьшением стабилизированной частоты вращения несущего винта и соответственно эффективности продольно-поперечного управления вертолетом, что особенно неблагоприятно сказывается при необходимости успокоения раскачки груза.

Длительное игнорирование нарастающей раскачки груза, в результате чего может возникнуть недопустимая раскачка самого вертолета и необходимость аварийного сброса груза. Однако при сбросе груза разбалансировка уже "разболтанного" вертолета окажется весьма значительной и вызовет затруднения при выводе вертолета из усложненного положения.

Устранение раскачки груза в процессе энергичного гашения скорости при заходе на посадку. Поскольку сама раскачка груза обусловлена именно интенсивным уменьшением скорости полета, ее устранение в процессе гашения скорости неэффективно или даже может привести к противоположному результату – увеличению амплитуды колебаний груза. Поэтому если в процессе торможения вертолета возникает нарастающая раскачка груза, устранять ее следует при постоянной скорости полета, уменьшая вертикальную скорость снижения, а при значительной раскачке – переводя вертолет в режим набора высоты, после чего, возможно, придется более осторожно и плавно повторить предпосадочный маневр.

Неэффективное устранение раскачки груза из-за несоразмерных, несинхронных и некоординированных управляющих действий пилота, в результате чего колебания груза "разбалтывают" вертолет, который, в свою очередь, начинает "водить" груз. Для успокоения раскачки груза вертолет нужно пилотировать так, чтобы ось вала несущего винта приблизительно совпадала с центральным тросом ВП в каждый текущий момент времени, то есть чтобы угловые колебания груза и корпуса вертолета примерно совпадали и по амплитуде, и по фазе.

Это лишь некоторые рекомендации по борьбе с раскачкой груза на ВП вертолета и безопасному выполнению полета в случае неизбежного наличия колебаний груза при выполнении экстренных авиационных работ в условиях чрезвычайной ситуации, когда из-за складывающейся обстановки не представляется возможным должным образом подготовить груз к транспортировке с применением специальных технических средств.

Необходимо дальнейшее рассмотрение проблемы устранения колебаний груза и создание методического пособия на основе теоретического подтверждения рекомендаций с помощью математического моделирования движения системы "вертолет – груз на ВП" и учета практического опыта пилотов, выполняющих авиационные работы с применением ВП, поскольку техника

пилотирования при выполнении данных авиационных работ требует специальной подготовки, высокого летного мастерства и выдержки пилота.

ЛИТЕРАТУРА

1. Свириденко А.Н., Володко А.М. Статическая устойчивость и управляемость вертолета с грузом на внешней подвеске // Материалы 33-го Европейского вертолетного форума. - Казань, 2007.
2. Володко А.М., Свириденко А.Н. Влияние транспортируемого груза на эффективность управления вертолетом // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность. - 2008. - № 125. - С. 191 - 196.
3. Козловский В.Б., Паршенцев С.А., Ефимов В.В. Вертолет с грузом на внешней подвеске. - М.: Машиностроение, 2008.
4. Паршенцев С.А., Козловский В.Б. Исследование поведения груза на внешней подвеске вертолета и способы его стабилизации в полете // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность. - 2004. - № 72. - С. 97 - 101.
5. Опара Ю.С., Рябинин В.Ф., Бурангулов Н.И. Аэродинамическое устройство транспортного средства с плохобтекаемой формой (варианты). Патент РФ №2046049 от 20.10.1995. Бюлл. № 29.
6. Паршенцев С.А., Козловский В.Б., Солуянов Ю.М. Система стабилизации и азимутальной ориентации груза на внешней подвеске вертолета Ми-26 // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность. - 2004. - № 72. - С. 102 - 107.
7. Калугин В.Т., Киндяков Е.Б., Чернуха П.А. Особенности обтекания перфорированных устройств системы стабилизации грузов на внешней подвеске летательных аппаратов // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность. - 2010. - № 151. - С. 23 - 27.
8. Володко А.М. Безопасность полетов вертолетов гражданской авиации: справочно-методическое пособие. - М.: Афес, 1997.

RECOMMENDATION ON HELICOPTER PILOTING AND EFFORTS AGAINST SWINGING OF LOAD WHILE CARRYING OUT URGENT AERIAL WORKS USING OUTER SUSPENSION

Lebedev A.A.

Practical ways of elimination of swinging of load on outer suspension of an Helicopter have been considered.

Key words: helicopter, load on outer suspensions, elimination of swinging of load.

Сведение об авторе

Лебедев Антон Александрович, 1977 г.р., окончил ОЛА ГА (1999), аспирант кафедры аэродинамики и динамики полета СПбГУ ГА, командир авиабазы Дальневосточного регионального центра по делам МЧС, летчик 1 класса, область научных интересов – аэродинамика грузов на внешней подвеске вертолетов.

ББК 05
Н 34
Св. план 2013 г.

Научный Вестник МГТУ ГА
№ 188

ISBN 978-5-86311-870-3

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, И.В. Вилкова
Компьютерная верстка Т.Н. Котиковой

Подписано в печать 12.02.13 г.

Печать офсетная
18,5 усл. печ. л.

Формат 60х90/8
Заказ № 1553/

15,96 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, 2013