УДК 533.696

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ ПО ОЦЕНКЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОТДЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ В СОСТАВЕ ФЮЗЕЛЯЖА ВЕРТОЛЕТА

В.А. ИВЧИН, В.Г. СУДАКОВ, А.А. РЫЖОВ

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

В настоящей работе рассмотрен вопрос расчета аэродинамических характеристик фюзеляжа вертолета и его отдельных элементов путем вычислительного эксперимента. На основе программного коммерческого пакета CFX ANSYS была освоена методика, и рассчитаны продольные и боковые характеристики фюзеляжа вертолета на различных режимах полета.

Ключевые слова: фюзеляж вертолета, аэродинамические характеристики, вычислительный эксперимент.

1. Введение

Первым этапом при проектировании вертолетов обычно является этап определения аэродинамических характеристик фюзеляжа вертолета без влияния несущего и рулевого винтов. Обычно на стадии проектирования взаимовлияние винтов с фюзеляжем принимается по имеющимся данным для наиболее близкого по конфигурации прототипа. Уточнение этих данных в процессе проектирования имеет важное значение. В данной работе приводится пример вычислительного эксперимента по исследованиям характеристик перспективного вертолета с крылом, стабилизатором и килем.

2. Постановка задачи

Расчет аэродинамических характеристик фюзеляжа вертолета и его элементов выполнялся на основе программного коммерческого пакета CFX ANSYS. Для получения поля течения была построена расчетная сетка с применением программы Ansys ICEM. Точность аппроксимации геометрии фюзеляжа была выставлена такой, чтобы точно аппроксимировалась первая пристенная ячейка. В силу того, что геометрия фюзеляжа вертолета является не очень сложной, была применена структурированная расчетная сетка. На рис. 1 представлена схема разбиения области вокруг модели фюзеляжа на блоки.



Рис. 1



Из рисунка видно, что выбранное разбиение расчетной области на блоки позволяет удобно разрешить течение во всех интересующих нас областях. Вокруг фюзеляжа построена 0-сетка для разрешения пограничного слоя. Параметр Y+ на поверхности задан менее 10, что является достаточным для корректной работы пристеночных функций. Общее количество ячеек равно примерно 21 млн., т.е. для проведения вычислений необходим расчетный кластер с как минимум 40 Гб оперативной памяти.

Внешний вид поверхностной сетки изображен на рис. 2. При выполнении численного моделирования течения газа вокруг рассматриваемой компоновки была разработана топология, позволяющая при умеренных затратах ресурсов провести качественные расчеты. Особенности расчетной сетки состояли в следующем. Во-первых, вокруг поверхности модели построена так называемая "О"-топология. Она позволяет произвести необходимое сгущение сетки по направлению к поверхности и, следовательно, при последующих вычислениях с помощью хорошо разрешенных градиентов в пограничном слое можно довольно точно вычислить часть сопротивления, связанную с трением. Во-вторых, произведено сгущение сетки на элементах фюзеляжа, таких как крыло, стабилизатор, киль. В-третьих, выполнена процедура сглаживания соседних размеров ячеек, что исключает возможность появления в расчетах скачков зависимых переменных, не имеющих физической природы.

Решение поставленной задачи осуществлялось численным решением уравнения Рейнольдса (RANS – Reynolds Averaged Navier-Stokes) для сжимаемого газа (совершенный газ) с двухпараметрической SST-моделью турбулентности для замыкания системы. Пограничный слой считался полностью турбулентным. Параметры набегающего потока: скорость 300 км/ч; давление 1 атм.; температура 25° С. Зависимость вязкости от температуры бралась в виде закона Сазерленда с константой 110,4. Коэффициент теплопроводности вычислялся таким образом, чтобы число Прандтля оставалось постоянным (Pr = 0,72).

Граничные условия на входной границе соответствовали набегающему потоку, на выходной – ставились неотражающие граничные условия. Поверхность модели считалась адиабатической. На ней реализовано условие прилипания.

Необходимость учета взаимовлияния отдельных элементов фюзеляжа, таких как крыло, стабилизатор, киль и непосредственно самого фюзеляжа, требует проведения расчетов обтекания соответствующих компоновок. В данной работе ставилась задача определения аэродинамических характеристик планера со всеми указанными выше элементами компоновки. Для решения поставленной задачи были выполнены расчеты:

- изолированного фюзеляжа;
- фюзеляжа с килем;
- фюзеляжа с килем и стабилизатором;
- фюзеляжа с килем, стабилизатором и крылом, т.е. полной компоновки.

Для каждого элемента компоновки требуется создавать свою расчетную модель и, соответственно, строить индивидуальную расчетную сетку. При подготовке к выполнению данных расчетов важно ограничиться минимальными изменениями расчетных сеток вблизи элементов, не подверженных изменению конфигурации фюзеляжа. В противном случае нельзя быть уверенным в том, что разница в аэродинамических характеристиках рассчитанных компоновок не обусловлена различием в структуре расчетных сеток.

Основной интерес в данной работе представляют интегральные аэродинамические характеристики. По результатам расчетов были получены интегральные значения сил, действующих на модель, в связанной системе координат. Затем с использованием типовых преобразований данные силы были пересчитаны в скоростную систему координат.

Сравнительные расчеты обтекания моделей проводились в диапазоне углов атаки от -15° до $+15^{\circ}$ с шагом 5° при нулевом угле скольжения.

3. Результаты расчетов распределения давления по поверхности фюзеляжа

Исходными данными для расчета аэродинамических характеристик фюзеляжа вертолета является расчет распределения давления по поверхности фюзеляжа.

На рис. 3 представлены картины распределения давления по поверхности фюзеляжа для вертолета под углом атаки –5°. Представление картины обтекания фюзеляжа в таком виде позволяет делать качественные выводы об особенностях обтекания разных областей. Например, из рис. 3 видно, что на боковой поверхности обтекателя автомата перекоса имеются зоны пониженного давления, которые могут увеличить сопротивление фюзеляжа в целом.



Рис. 4

Для детального анализа картины обтекания рассмотренного варианта компоновки вертолета были построены линии тока на поверхности фюзеляжа. На рис. 4 представлены полученные картины линий тока. Видно, что на правой поверхности хвостовой части киля имеются восходящие потоки, которые возникают вследствие влияния стабилизатора, который создает индуктивный скос потока на киле, существенно меняя его характеристики. В то же время на левой по направлению полета поверхности киля такого явления не наблюдается, линии тока направлены вдоль потока, практически по хорде киля. Такое отличие вызвано несимметричным положением киля, который установлен под углом к диаметральной плоскости вертолета для обеспечения разгрузки рулевого винта на больших скоростях полета.

4. Результаты вычислительного эксперимента для различных комбинаций входящих элементов планера

В соответствии с поставленной задачей были рассчитаны аэродинамические силы и моменты в зависимости от угла атаки для четырех комбинаций компоновки фюзеляжа вертолета. В табл. 1 приведены значения интегральных сил и моментов, действующих на модели фюзеляжа без крыла, крыла и стабилизатора, крыла, стабилизатора и киля.

Вариант	Угол атаки,	Fxa, H	Fya, H	Fza,	Mx, U*w	My, U*w	Mz, U*w
компоновки	<u>прадусов</u>	15000	70250	<u>п</u>	<u>п</u> м	П ⁰ М	10157
Полная компонов- ка фюзеляжа	-15	15828	-12559	0370 59 2 0	-11019	-51/85	40157
	-10	7730	-36032	5829	-12459	-48246	11659
	-5	5154	3067	5437	-11930	-51326	-15392
	0	5731	41170	4588	-9938	-43677	-30055
	5	8591	77456	3962	-8535	-37860	-37570
	10	14728	86593	3906	-9733	-44105	-42758
	15	24243	90647	4164	-9516	-43564	-31602
Компоновка фю- зеляжа без крыла	-15	9845	-33413	6189	-12820	-51488	59893
	-10	5985	-25509	5416	-12407	-50646	58171
	-5	4043	-12412	4993	-11357	-47496	1047
	0	3070	-2495	4827	-10769	-46442	-30926
	5	3133	5503	4021	-9194	-38516	-48461
	10	4676	12900	3645	-8706	-34831	-60124
	15	7744	19648	2359	-6838	-22938	-69335
Компоновка фю- зеляжа без крыла и стабилизатора	-15	7617	-16947	5615	-12378	-45655	-95116
	-10	5263	-11521	4525	-11042	-41263	-75345
	-5	3628	-6721	4065	-10128	-38538	-53486
	0	2762	-2872	3707	-9354	-35411	-27632
	5	2528	307	3590	-8964	-34011	1532
	10	2890	3712	3605	-8944	-34156	30129
	15	3921	7348	3200	-8172	-31923	56765
Компоновка фю- зеляжа без крыла, стабилизатора и киля	-15	7353	-16262	1063	-747	-2159	-100854
	-10	5067	-11151	270	-214	-651	-77911
	-5	3511	-6531	26	29	-23	-54010
	0	2631	-2747	-29	65	192	-27538
	5	2427	520	-4	4	5	887
	10	2832	3933	34	-79	-233	29475
	15	3876	7336	-224	247	635	57166

Таблица 1

Методика проведения расчетов полностью эквивалентна подходу, принятому при обработке результатов экспериментов моделей фюзеляжей вертолета в аэродинамической трубе.

В процессе проектирования геометрические параметры аэродинамической компоновки вертолета могут меняться в очень широких пределах для поиска оптимальной формы и конструктивно силовой схемы. Поэтому при выполнении аэродинамических расчетов каждый из элементов (крыло, киль, стабилизатор, фюзеляж и т.д.) рассчитывается отдельно со своими аэродинамическими характеристиками, а взаимовлияние между ними рассчитывается различными методами, которые могут основываться как на теоретических, так и экспериментальных подходах. Первой задачей обработки экспериментальных материалов продувок моделей фюзеляжа является выделение аэродинамических характеристик отдельных элементов компоновки с целью их дальнейшего применения при параметрических расчетах летно-технических и балансировочных характеристик вертолета.

С целью создания возможностей для такого анализа при экспериментальных исследованиях в аэродинамической трубе проводятся последовательные испытания одной и той же модели фюзеляжа с исключением из нее соответствующих аэродинамических элементов. Точно такой же подход был выполнен при проведении вычислительного эксперимента. Представленные в табл. 1 результаты более наглядно интерпретируются графиками рис. 5.



Рис. 5

На основании полученных данных был выполнен процесс выделения аэродинамических характеристик каждого элемента аэродинамической компоновки фюзеляжа. Полученные результаты в виде графиков представлены на рис. 6.





Следует учитывать, что полученные аэродинамические характеристики отдельных элементов фюзеляжа привязаны к углу атаки фюзеляжа, а не к своим, местным углам атаки, в которых участвуют скосы потока от других элементов компоновки, как это было показано выше на примере обтекания киля. Кроме того, по отношению к геометрическим осям фюзеляжа крыло, стабилизатор, киль имеют свои углы установки.

Для определения истинного угла атаки каждого элемента компоновки существует определенная экспериментальная методика, которая основана на параметрических испытаниях моделей фюзеляжа с переменными углами установки аэродинамических элементов компоновки относительно осей фюзеляжа. Такая же методика может быть реализована и при проведении вычислительных экспериментов. Эта задача предполагается авторами для будущих исследований.

На рис. 6 для сравнения также представлены аэродинамические характеристики полной компоновки вертолета, которая соответствует алгебраической сумме ее отдельных элементов.

На рис. 7 представлена диаграмма, которая наглядно демонстрирует влияние отдельных элементов компоновки фюзеляжа на вредное сопротивление вертолета. Из диаграммы видно, что на малых углах атаки наибольший "вклад" в сопротивление вертолета вносит фюзеляж, а на больших углах атаки, например, при выполнении вертикальных маневров определяющим элементом компоновки вертолета становится крыло. Вредное сопротивление стабилизатора также составляет заметную величину – при нулевом угле атаки около 5%. Киль создает незначительное увеличение вредного сопротивления вертолета.





5. Оценка достоверности полученных результатов вычислительного эксперимента

Для оценки достоверности полученных результатов были выполнены сравнительные расчеты фюзеляжа вертолета Ми-38 с экспериментальными данными, полученными в аэродинамической трубе ЦАГИ. Геометрия расчетной модели несколько отличается от конфигурации продувочной модели, однако отличия не принципиальные и допускают адекватное сопоставление расчета и эксперимента.

Подход и допущения к сравнительному вычислительному эксперименту аналогичны изложенному выше. Режимы расчета были подобраны в соответствии с экспериментальными дан-



ными. Расчетная сетка строилась на изложенных выше требованиях.

По результатам расчетов были получены картины обтекания, распределение давления по фюзеляжу и интегральные характеристики планера вертолета Ми-38. Для примера на рис. 8 представлена картина линий тока, полученная на режиме полета с углом скольжения 10° при угле атаки 5°.

После интегриро-

вания распределения давления и пересчета в безразмерный вид получены коэффициенты аэродинамических сил, действующих на фюзеляж вертолета Ми-38. Сравнение с аналогичными данными, полученными из экспериментальных исследований в аэродинамической трубе ЦАГИ, показано на рис. 9. Результаты, полученные путем вычислительного эксперимента, достаточно хорошо сходятся с экспериментальными данными.





6. Вывод

Таким образом, можно сделать вывод, что разработанная методика вычислительного эксперимента на основе решения уравнения Новье-Стокса с помощью программного коммерческого пакета CFX ANSYS применима в качестве исследований и оптимизации аэродинамической компоновки планера вертолета и его отдельных элементов.

COMPUTING EXPERIMENT FOR ASSESSMENT OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF SEPARATE ELEMENTS IN THE STRUCTURE OF THE FUSELAGE OF A HELICOPTER

Ivchin V.A., Sudakov V.G., Ryzhov A.A.

The present publication describes the calculation of helicopter fuselage aerodynamic characteristics and its separate elements, by computing experiment. On the basis of program commercial package CFX ANSYS the technique has been mastered and longitudinal and lateral characteristics of the helicopter fuselage on the various flight modes are calculated.

Keywords: helicopter fuselage, aerodynamics, computational experiment.

Сведения об авторах

Ивчин Валерий Андреевич, 1951 г.р., окончил МАИ (1974), кандидат технических наук, докторант МГТУ ГА, начальник отдела аэродинамики и динамики вертолета ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля", автор более 90 научных работ, область научных интересов – аэродинамика и динамика несущих винтов, динамика вертолета, математическое моделирование вертолета на пилотажных стендах, экспериментальные исследования аэродинамики винтов вертолета.

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

Рыжов Александр Александрович, 1987 г.р., окончил МФТИ (2011), научный сотрудник лаборатории математического моделирования нелинейных процессов в газовых средах МФТИ, область научных интересов – численное моделирование течений, устойчивость пограничного слоя и ламинарнотурбулентный переход.