

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СТАТИЧЕСКОЙ И ДИНАМИЧЕСКОЙ АЭРОУПРУГОСТИ КРЫЛА САМОЛЕТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАММНЫХ КОМПЛЕКСОВ SIMULIA ABAQUS И FLOWVISION

Кузнецов К.В., Шишаева А.С к.ф.-м.н., Аксенов А.А. к.ф.-м.н.,
ООО «ТЕСИС», г. Москва, Россия

В период бурного развития вычислительной техники и программных комплексов численного моделирования, возникает уникальная возможность широкого применения данных средств для разработки современных технических устройств, в частности самолетов и других летательных аппаратов, удовлетворяющих повышенным требованиям проектирования и эксплуатации.

В данной работе представлено описание и результаты расчетных исследований характеристик статической аэроупругости крыла самолета на трансзвуковом режиме полета, а также исследований динамической аэроупругости крыла AGARD 445.6 путем прямого численного моделирования взаимодействия упругой конструкции (Fluid Structure Interaction) с потоком воздуха с использованием ПК SIMULIA Abaqus и FlowVision.

В первой части статьи рассматривается задача определения аэроупругого равновесия трехмерного крыла HIRENASD (Рис.1) в трансзвуковом потоке.

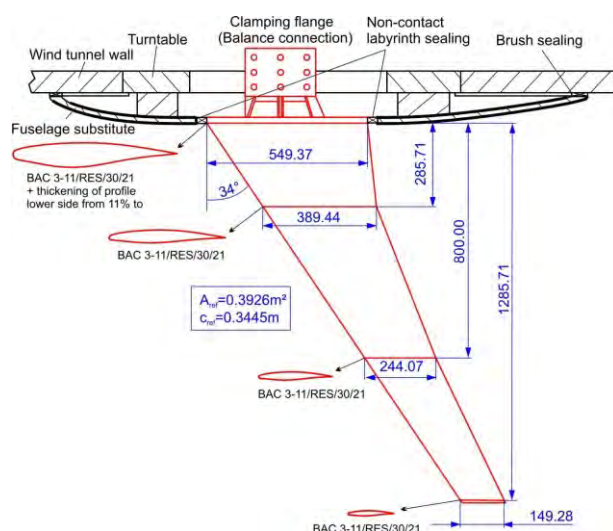


Рис. 1 – Исследуемое крыло в плане.
Данные с сайта <http://heinrich.lufmech.rwth-aachen.de>.

Работы по исследованию статической аэроупругости модели крыла большого пассажирского самолета инициированы Немецким научно-исследовательским обществом (German Research Foundation). Данные эксперимента общедоступны и находятся на сайте <http://heinrich.lufmech.rwth-aachen.de>.

Объектом исследования является модель крыла коммерческого самолета в условиях трансзвукового потока. Число Re и аэродинамические нагрузки соответствуют реальным условиям полета большого транспортного самолета.

Целью исследования является определение аэроупругих характеристик модели крыла, таких как коэффициенты силы сопротивления и подъемной силы, в диапазоне углов атаки $-2 \dots 5$ градусов, и сравнение полученных результатов с результатами экспериментальных исследований, проведенных в 2006 г. в Европейской сверхзвуковой аэродинамической трубе (ETW).

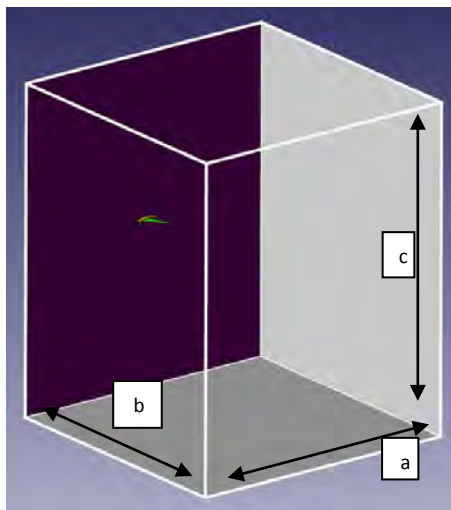


Рис. 2 – Общий вид расчетной области.

Расчетная область в ПК FlowVision представляет собой прямоугольный параллелепипед размерами $a \times b \times c = 19,3 \times 19,3 \times 23,14 = 151 \times 151 \times 181$, где l – характерный размер крыла. Крыло и фюзеляж примыкают вплотную к одной и внешним боковым поверхностям расчетной области, параллельной плоскости YZ , на которой задано граничное условие Симметрия. На остальных внешних поверхностях задано граничное условие Неотражающее, со скоростью набегающего потока V_{in} , статическим давлением P_{in} и температурой T_{in} (величины входных параметров взяты с сайта эксперимента). На поверхности крыла и фюзеляжа задано граничное условие Стенка (см. Рис. 2).

В качестве рабочего вещества используется азот со стандартными свойствами. При моделировании решаются уравнения Навье-Стокса, уравнение теплопереноса и уравнения турбулентного переноса стандартной $k-\epsilon$ модели турбулентности.

Сечение расчетной сетки представлено на рисунке 3. Общее количество ячеек в сетке $N=3\,500\,000$ ячеек.

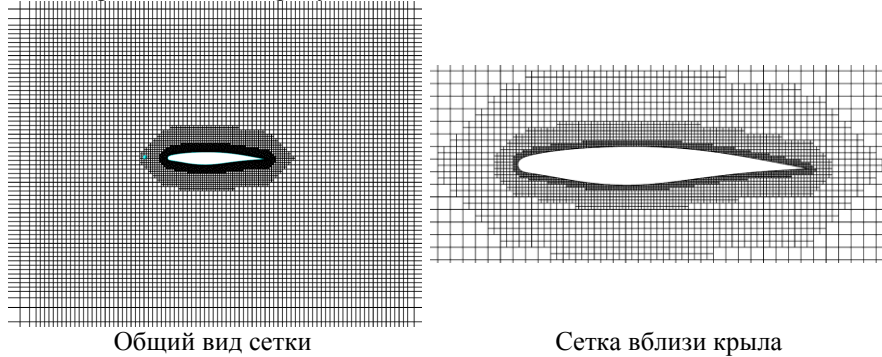


Рис. 3 – Расчетная сетка в ПК FlowVision

Деформируемая модель крыла представлена на рисунке 4. Материал линейноупругий, с плотностью $\rho=7920$ кг/м³ Па, модулем упругости $E=181$ ГПа, коэффициентом Пуассона $\nu=0,31$.

Граничные условия: жесткая заделка в узлах, примыкающих к корневой хорде ($U1=U2=U3=UR1=UR2=UR3=0$).

Конечно-элементная сетка состоит из 41923 элементов типа C3D8R (континуальные трехмерные восьмиузловые элементы с редуцированным интегрированием).

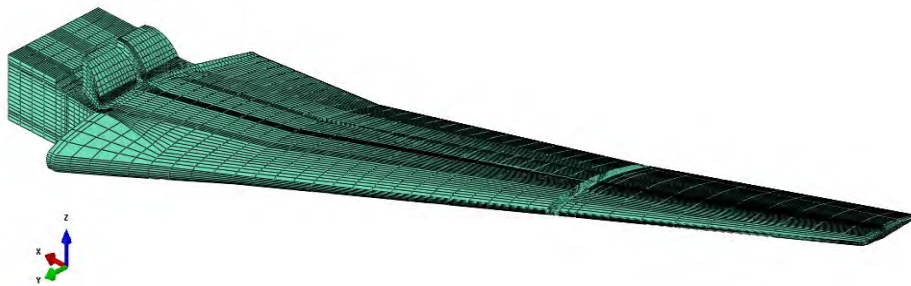


Рис. 4 – Расчетная сетка в ПК SIMULIA Abaqus

Для лучшего описания аэродинамической поверхности крыла использована фиктивная оболочка из 88644 элементов типа SFM3D4 (Рис. 5), не влияющих на массу и жесткость модели.

Узлы оболочки связаны при помощи условия Tie Constraint с узлами сетки континуальных конечных элементов.

В Abaqus используется общая статическая процедура Static/General.

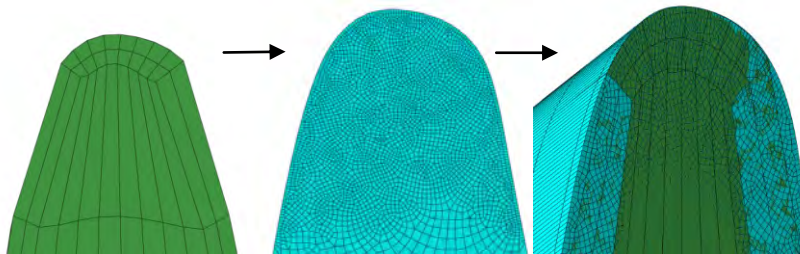


Рис. 5 – Фиктивная оболочка в ПК SIMULIA Abaqus

Результаты расчета коэффициента подъемной силы (C_L), коэффициента сопротивления (C_D) и деформаций упругого крыла вдоль его размаха при углах атаки $AoA = -2, -1, 0, 1, 2, 3, 4, 5$, а также сравнение с экспериментом и расчетами в других программных комплексах представлены на рисунках 6-8.

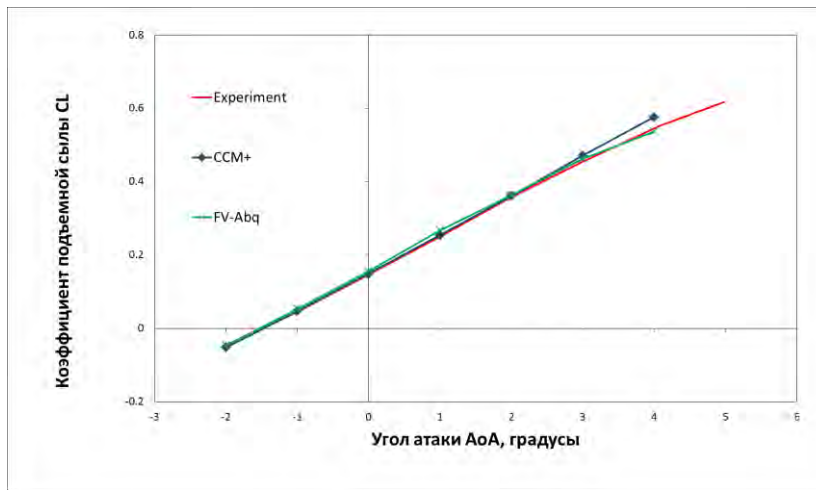


Рис. 6 – Коэффициент подъемной силы деформированного крыла

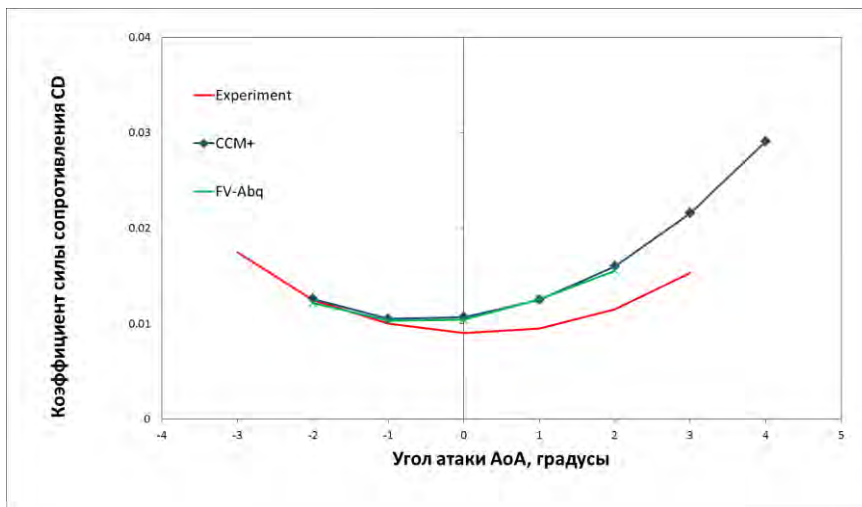


Рис. 7 – Коэффициент силы сопротивления деформированного крыла

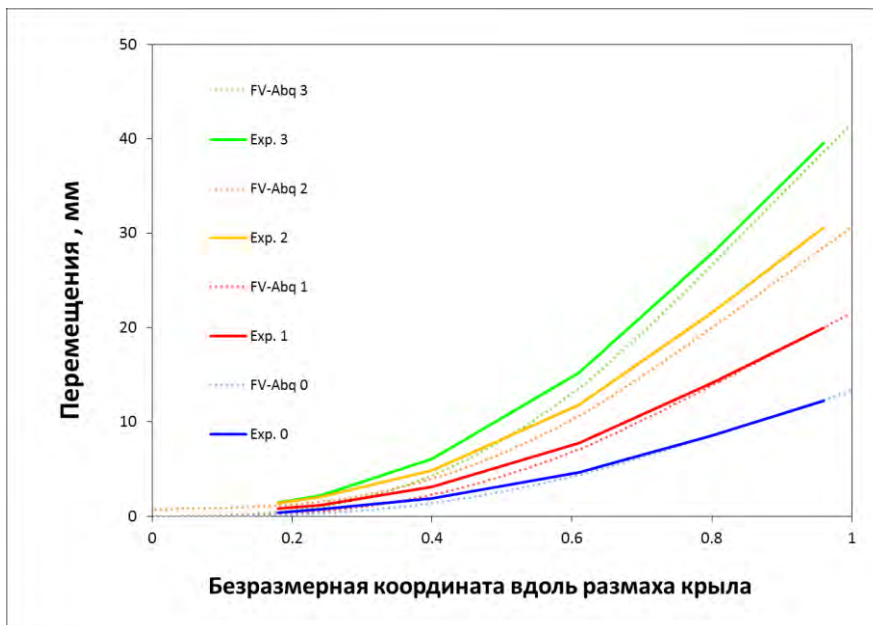


Рис. 8 – Деформации вдоль крыла в зависимости от угла атаки

Вторая часть статьи посвящена исследованию характеристик динамической аэроупругости трехмерного крыла в потоке и сравнению с экспериментальными данными.

Объектом исследования является модель крыла AGARD 445.6 из клееной древесины.

Целью исследования является определение частоты колебаний модели крыла при различных числах маха и сравнение с экспериментальными данными, полученными в 60-х годах в трансзвуковой трубе Лэнгли (NASA).

Для моделирования выбрана модель крыла под номером 3 (см. отчет NASA TM 100492). Деформируемое крыло обтекается неограниченным потоком воздуха под углом атаки 0° . Используется расчетная область в виде

параллелепипеда $a \times b \times c = 12 \text{ м} \times 4 \text{ м} \times 5 \text{ м}$ (Рис. 9). Крыло примыкает к одной из боковых сторон расчетной области. На этой стороне установлено граничное условие Симметрия. На остальных поверхностях расчетной области установлено Неотражающее граничное условие со скоростью набегающего потока V_{in} , статическим давлением P_{in} и температурой T_{in} (см. отчет NASA TM 100492). На поверхности крыла задано граничное условие Стенка. В качестве рабочего вещества используется воздух со стандартными свойствами. При моделировании решаются уравнения Навье-Стокса, уравнение теплопереноса и уравнения турбулентного переноса стандартной k - ϵ модель турбулентности.

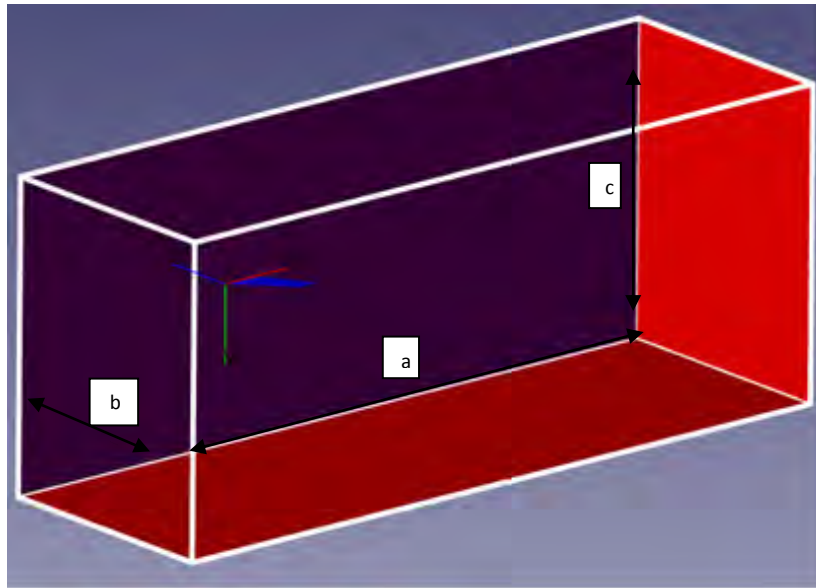
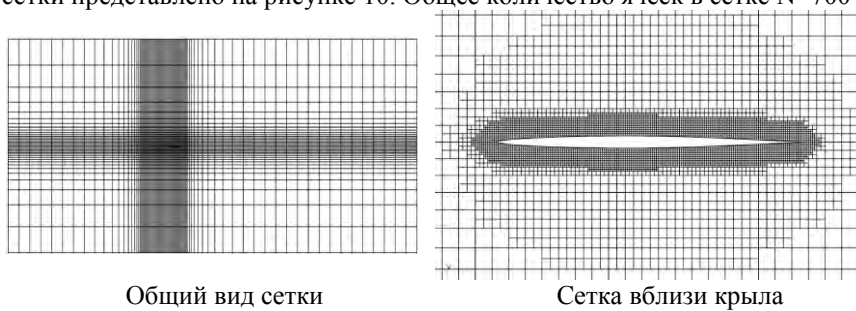


Рис. 9 – Общий вид расчетной области.

Сечение расчетной сетки представлено на рисунке 10. Общее количество ячеек в сетке $N=700\,000$ ячеек.



Общий вид сетки

Сетка вблизи крыла

Рис. 10 – Расчетная сетка в ПК FlowVision

Деформируемая модель крыла (Рис. 11) имеет размах $l=0,762 \text{ м}$. Материал упругий, с плотностью $\rho=412 \text{ кг/м}^3$ Па модулем упругости $E=3.25 \text{ ГПа}$, модулем сдвига $G=0.412 \text{ ГПа}$ коэффициентом Пуассона $\nu=0,31$.

Граничные условия: жесткая заделка в узлах на корневой хорде ($U1=U2=U3=UR1=UR2=UR3=0$).

Конечно-элементная сетка состоит из 19 320 элементов типа C3D20R (континуальные трехмерные двадцатиузловые элементы с редуцированным интегрированием). Количество узлов: 96 207.

Модель находится в однородном поле силы тяжести (ускорение свободного падения $g=9.81 \text{ м/с}^2$), которая моделирует собственный вес модели крыла. Этим также вносится начальное несовершенство геометрии крыла в расчете на флаттер.

Используется многошаговый анализ, состоящий из общей статической процедуры для предварительного нагружения Static/General и неявной динамической процедуры для совместного расчета Dynamic/Implicit.

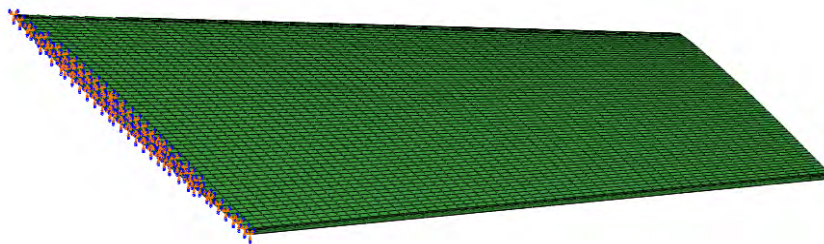


Рис. 11 – Расчетная сетка в ПК SIMULIA Abaqus

Результаты расчета частот флаттера крыла при различных числах Маха набегающего потока представлены в таблице 1. Различия частот колебаний крыла с экспериментом при числах составили менее 5%. На рисунке 12 представлены перемещения узлов, находящиеся на задней кромке крыла (штриховая линия) и на передней кромке крыла (сплошная линия) при числе Маха $M=0,499$.

Таблица 1. Сравнение результатов расчета с экспериментом

Число Маха	Эксперимент		Расчет			
	FSI	Частота, Гц	FSI	Ошибка, %	Частота, Гц	Ошибка, %
0.499	0.467	20.39	0.44	-5.6	19.68	-3.48
0.678	0.437	17.98	0.413	-5.4	17.98	0
0.901	0.387	16.09	0.366	-5.33	16.35	1.61
0.957	0.324	13.99	0.306	-5.4	14.45	3.29
1.141	0.422	17.49	0.399	-5.4	17.649	0.9

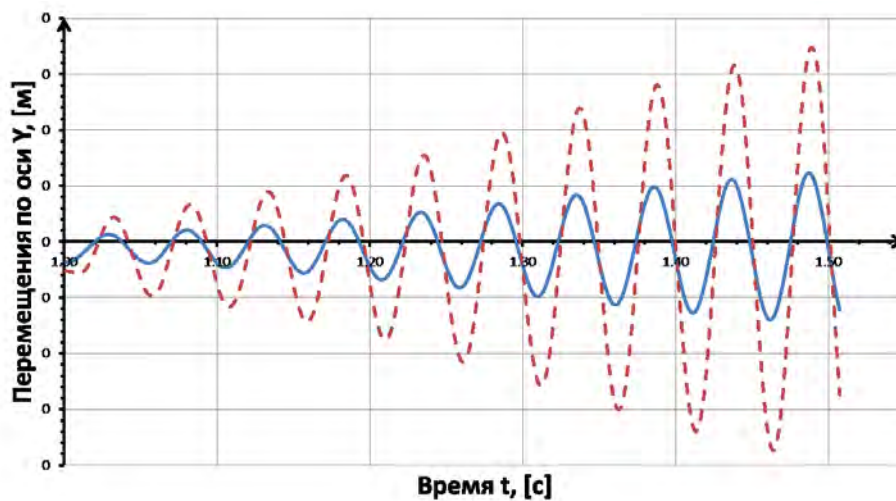


Рис. 12 – Перемещения законцовки крыла во времени.