

## О ХАРАКТЕРИСТИКАХ ПРОЧНОСТИ И АЭРОУПРУГОСТИ КРУПНОМАСШТАБНОЙ МОДЕЛИ ОТСЕКА КРЫЛА МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА

Амирьянц Г.А.\* , Малютин В.А.\*\* , Судаков В.Г.\*\*\* , Чедрик А.В.\*\*

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,  
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

\* e-mail: amiryants@mail.ru

\*\* e-mail: stataer@tsagi.ru

\*\*\* e-mail: vit\_soudakov@tsagi.ru

Статья поступила в редакцию 06.09.2019

Проведены расчетно-экспериментальные исследования модели демонстратора отсека крыла с подвешенной мотогондолой в рамках европейского проекта AFLoNext. На их основе были обеспечены требования по прочности, а также динамической устойчивости демонстратора в потоке аэродинамической трубы. Также была достигнута высокая точность измерений эффективности исследуемых систем управления обтеканием крыла, благодаря прецизионному учету упругих деформаций элементов демонстратора под действием сил веса и скоростного напора.

*Ключевые слова:* статическая аэроупругость, флаттер, упругие деформации конструкции, управление обтеканием крыла.

### Введение

В современной аэродинамике магистральных самолетов значительное внимание уделяется поиску путей улучшения аэродинамических характеристик [1, 2]. На современном уровне широко используют процедуры оптимизации, которые позволяют найти наилучшие решения в рамках стандартных подходов аэродинамики. При этом дальнейшее существенное увеличение аэродинамического качества летательных аппаратов затруднительно. Значительное улучшение аэродинамических характеристик возможно с использованием управления обтеканием летательных аппаратов. Представленная работа развивает весьма перспективное научное направление – управление пограничным слоем, в котором ученые и инженеры ЦАГИ работают начиная как минимум с 1930-х годов [3].

За рубежом также исследовались пассивные и активные (энергетические) системы управления обтеканием. Стандартным пассивным методом является установка механических вихрегенераторов [4]. Активные методы исследовались как на простых конфигурациях [5], так и на более сложных [6].

Целью рассматриваемого комплексного проекта 7-й Европейской рамочной программы AFLoNext является развитие перспективных технологий управления потоком для новых конфигураций воздушных судов, направленное на существенное улучшение аэродинамических характеристик, снижение негативного воздействия на окружающую среду [7].

Выполнены экспериментальные исследования в аэродинамической трубе АДТ-101 на крупномасштабной модели элемента крыла пассажирского самолета двух новаторских систем управления пограничным слоем, созданных под руководством компаний Airbus Innovation Group и Fraunhofer:

– выдув струй из специальных сопел на верхней поверхности крыла с помощью пульсирующего струйного актуатора (pulsed jet actuator (PJA), разработанного фирмой Airbus) [8–10],

– система синтетических струй (придание импульса потоку посредством колеблющихся мембран без выдува массы), создаваемых с использованием синтетического струйного актуатора (synthetic jet actuator (SJA), предложенного фирмой Fraunhofer совместно с NLR) [11–12].

Это исследование, направленное на поиски перспективных возможностей увеличения несущих свойств крыла самолета на взлетно-посадочных режимах, потребовало решения весьма специфичной многоплановой задачи разработки и проверки в потоке АДТ систем, обеспечивающих функционирование этих предложенных партнерами ЦАГИ перспективных систем управления пограничным слоем.

Работы по проектированию, конструированию и производству соответствующего демонстратора осложнялись необходимостью выполнить на нем весьма сложные и разнообразные измерения в процессе испытаний в АДТ Т-101, в частности: измерение на крыле демонстратора давления установившегося потока воздуха; весовые измерения; измерение массового расхода воздуха в системе управления пограничным слоем; визуализация обтекания крыла при помощи окрашенных частиц, а также мини-шелковинок; измерения деформаций элементов модели; определение характеристик динамической устойчивости демонстратора в потоке АДТ.

Исследование, в котором ЦАГИ принимал активное участие наряду с европейскими партнерами, имеет целью показать преимущества интегрированного управления потоком в чувствительной области сочленения пилона двигателя с крылом путем активного подавления локального отрыва потока посредством подачи энергии в поток с помощью струй воздуха. Другой целью выполненных работ является доказательство весьма высокого (четвертого) уровня технологической готовности активного управления потоком в этой зоне крыла.

Использование двигателей со сверхбольшой степенью двухконтурности, подвешенных под стреловидным крылом, представляется в настоящее время наиболее перспективным направлением повышения эффективности самолетов классической схемы. Близкое расположение больших мотогондол и крыла практически исключает возможность использования в зоне сочленения гондолы двигателя и крыла таких средств механизации передней кромки крыла, предназначенных для повышения подъемной силы, как предкрылки, закрылки Крюгера или отклоняемый носок (рис. 1).

Чтобы исключить крайне нежелательное явление отрыва потока на крыле при малых скоростях полета и больших углах атаки, обусловленное наличием большой гондолы двигателя, в проекте исследуются два указанных типа технологий активного управления потоком на крыльях с высоким аэродинамическим качеством. Эти перспективные технологии как раз исследованы на крупномасштабном демонстраторе в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ. Он построен на основе демонстратора проекта SADE, с прямым «чистым» (без двигателя) крылом [13]. Целью проекта SADE (Smart High Lift DEvices for Next Generation Wings – Европейской 7-й рамочной программы) было исследование «умных» элементов механизации крыльев следующего поколения [14–18]. Для исследования проблем аэроупругости и прочности демонстратора SADE использовались подходы, аналогичные примененным в работах [19, 20], а также основанные на комплексе программ Nastran [21, 22]. Использованные экспериментальные ме-



Рис. 1. Крупномасштабный демонстратор проекта AFlLoNext в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ

тоды бесконтактных измерений деформаций основаны на работах [23—26].

Исходный и доработанный варианты демонстратора спроектированы в ЦАГИ при участии Л.Л. Чернышова, В.Д. Вермеля, А.А. Шардина, а также авторов настоящей статьи и изготовлены Опытным производством ЦАГИ под руководством А.С. Носка.

### 1. Особенности построения математической модели демонстратора крыла

Основной целью настоящей работы являлось построение математической модели демонстратора проекта AFLoNext для расчётов его прочности, обеспечение безопасности его испытаний в аэродинамической трубе АДТ Т-101 ЦАГИ по условиям аэроупругости [3], а также учет влияния упругих деформаций на аэродинамические характери-

тификация массово-инерционных характеристик конструкции.

Геометрическая схема демонстратора (рис. 3) была подготовлена в системе CATIA. Демонстратор проекта AFLoNext включает в себя как элементы демонстратора проекта SADE (кессон крыла, отсекатели), так и новые компоненты (мотогондола с внутренним телом, пилон, передняя и задняя кромки, предкрылок и закрылок). САПР-модель была импортирована в систему MSC.Nastran, в которой строилась подробная тонкостенная конечно-элементная модель, содержащая оболочечные и балочные элементы. Общее количество элементов в модели 106320, общее количество узлов 79637.

На рис. 4 точками показаны локальные граничные условия конструкции. Вертикальные опоры в испытаниях имеют шарнирное крепление к кабине весов АВ-101, поэтому в их нижних узлах фикс-

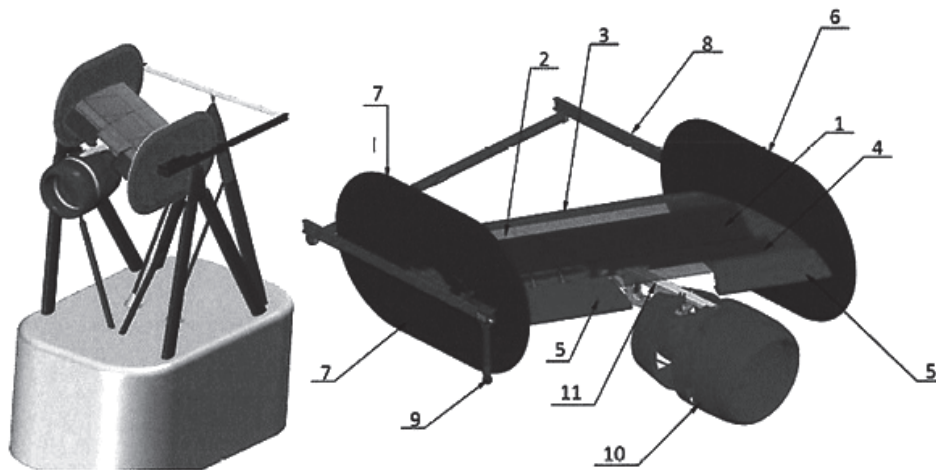


Рис. 2. Общий вид модели (слева) и схема компонентов модели (справа)

стики демонстратора на взлётно-посадочных режимах полета.

Общий вид конструкции демонстратора представлен на рис. 2 (слева). Справа на этом же рисунке представлена схема компонентов, перечень которых приведен в табл. 1.

Крыло демонстратора (точнее, отсек крыла в районе мотогондолы) имеет следующие основные размеры:

- угол стреловидности по передней кромке  $28^\circ$ ,
- размах 5,96 м,
- хорда 3,259 м,
- площадь крыла  $16,29 \text{ м}^2$ .

Диапазон исследованных углов атаки при испытаниях  $10\text{--}31^\circ$  и диапазон исследованных скоростей потока  $20\text{--}50 \text{ м/с}$ .

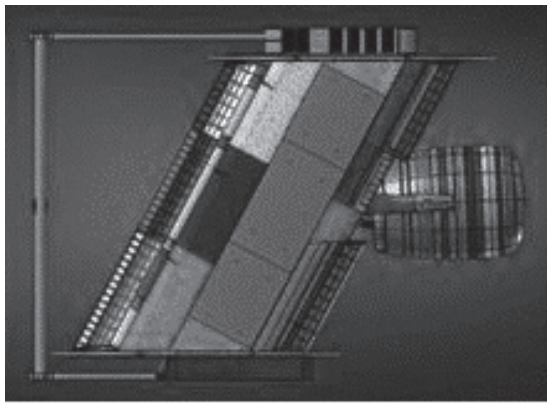
Выделенные компоненты модели являлись отдельными зонами, по которым проводилась иден-

Таблица 1

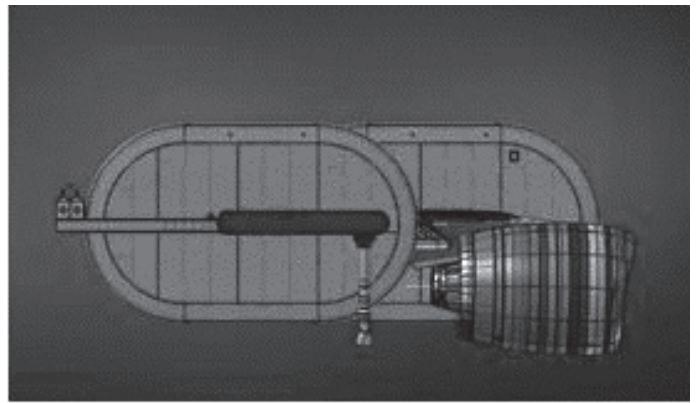
Перечень компонентов модели-демонстратора

Обозначение на рисунке	Наименование
1	Кессон
2	Задняя кромка
3	Закрылок
4	Передняя кромка
5	Предкрылок
6	Концевая шайба
7	Концевая шайба
8	Система крепления модели на весах
9	Система подвода сжатого воздуха
10	Мотогондола
11	Пилон мотогондолы

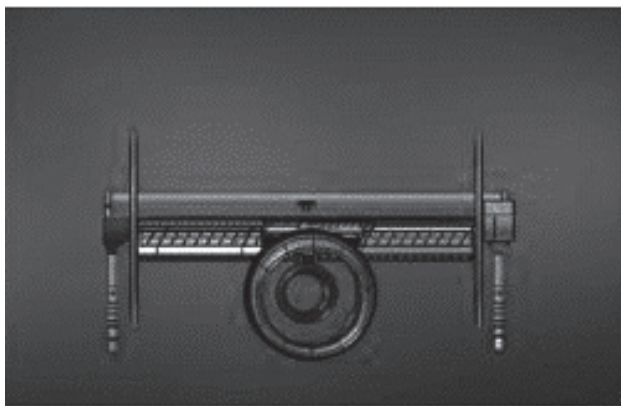




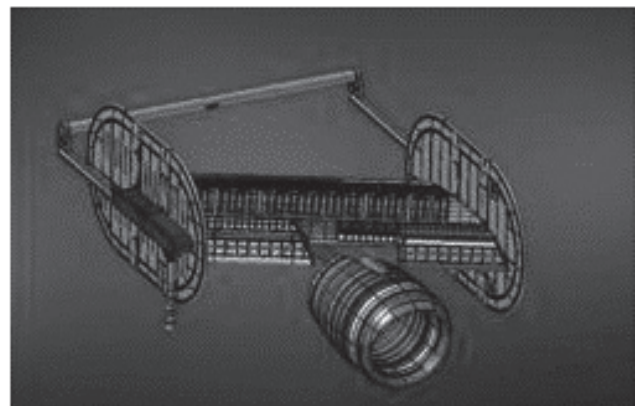
Вид сверху



Вид сбоку



Вид спереди



Общий вид

Рис. 3. Геометрия демонстратора в трёх главных проекциях и в изометрии

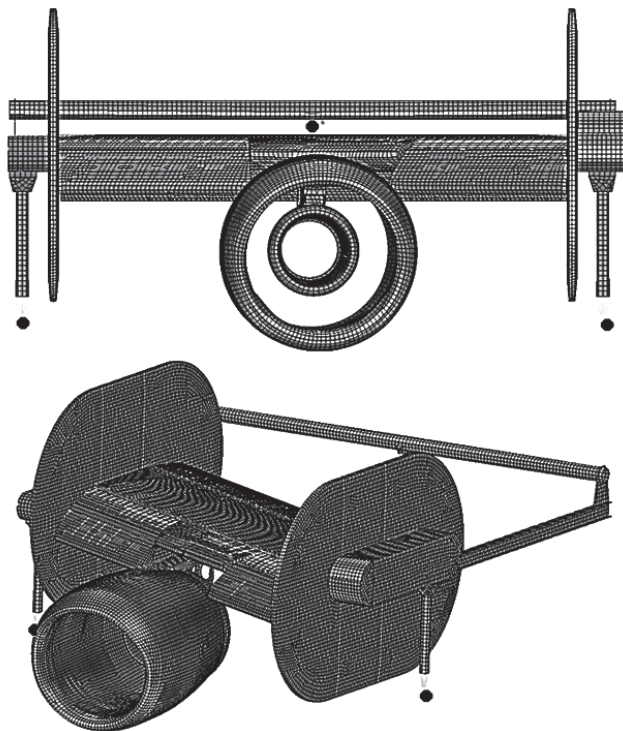


Рис. 4. Конечно-элементная (КЭ) модель демонстратора в фронтальной (сверху) и изометрической (снизу) проекциях

сировались первые три степени свободы. На горизонтальной балке опорного устройства в зоне шарнира у узлов фиксировались поступательные степени свободы в вертикальном и боковом направлениях и вращательная степень вокруг вертикальной оси.

Детали конструкции демонстратора были изготовлены из разных видов материала, а именно: обомодулан, древесина БС-1, сталь 20, сталь 3, сталь 30ХГСА, алюминий АК4-1, дюралюминий Д16.

Естественно, что основные геометрические параметры силовых элементов, такие, как толщины обшивок и сечения балочных элементов, следует максимально точно передать из геометрической на конечно-элементную модель. Тем не менее достаточно точная передача размеров может обеспечить только правильность воспроизведения жесткостных характеристик: ведь любая конструкция имеет «несиловые элементы» и элементы, которые не могут быть внесены в глобальную расчётную модель. Поэтому необходимо проводить идентификацию конструкции как по жесткостным, так и

по массовым характеристикам. Поскольку экспериментально измеренные жесткостные характеристики отсутствовали, то идентификация проводилась только по весам и центрам масс для указанных выше компонентов конструкции.

Идентификация заключалась в том, чтобы приблизить массы расчётной модели к массам, полученным при взвешивании компонентов реальной модели-демонстратора. Трудность задачи состояла в том, чтобы недостающая масса, добавляемая в математическую модель, не увеличивала жёсткости конструкции. Использовался интуитивный подход, заключающийся в добавлении несилевой массы для обеспечения весового баланса и положения расчетного центра масс компонентов. В табл. 2 представлены значения весов всех основ-

## 2. Расчёт напряжённо-деформированного состояния

Перед испытаниями демонстратора в потоке АДТ-101 на созданной расчетной схеме проводился расчет перемещений и эквивалентных напряжений под действием собственного веса конструкции для двух положений демонстратора: при нулевом угле атаки и при угле атаки, равном  $30^\circ$ . Результаты расчета показали, что максимальные значения прогибов конструкции демонстратора под собственным весом при нулевом угле атаки отмечены у переднего края внешнего контура мотогондолы, они составляли 3 см. А в случае установки демонстратора под углом  $30^\circ$  максимальные деформации находились в задней части правой концевой шайбы и составляли 6 см. При установке демонстра-

Таблица 2

Весы основных составляющих крыла, кг

Компоненты крыла	Натурная модель	КЭ-модель	Погрешность, %
Мотогондола (центральное тело)	58,0	56,8	2,1
Мотогондола (внешний контур)	460,0	446,0	3,0
Пилон (без а/д напыла)	143,5	139,6	7,5
Передняя кромка (центр)	93,5	90,2	3,5
Передняя кромка (справа)	82,0	76,1	7,2
Передняя кромка (слева)	71,8	66,4	7,5
Предкрылок левый	62,0	60,3	2,8
Предкрылок правый	71,8	69,3	3,6
Кессон	1863,0	1860,0	0,2
Задняя часть крыла	158,0	158,2	0,1
Закрылок	307,0	297,0	3,3
Опорное устройство	793,5	789,5	0,5

ных компонентов крыла демонстратора: расчётные значения конечно-элементной модели и измеренные на натурной модели, а также их процентное различие (погрешность).

Шарнирное крепление к кабине весов АВ-101 моделировалось пятью балочными безмассовыми элементами, имеющими общий узел. В этом узле три поступательные степени свободы фиксировались. На горизонтальной балке опорного устройства шарнир моделировался безмассовой балкой, в обоих узлах допускалось вращение вокруг собственной оси этой балки.

тора крыла под углом атаки  $30^\circ$  самые высокие напряжения локализовались в правой части крепления кессона с поддерживающим устройством и составляли 120 МПа (предельные напряжения в этой зоне соответствовали значению  $\sigma_b = 420$  МПа), что соответствует запасу прочности  $\eta = 3,5$ . Распределение напряжений по Мизесу в конструкции демонстратора показано на рис. 5.

На основе этих расчетов (без учета воздействия потока на демонстратор) было решено усилить область крепления лонжерона кессона к балке поддерживающего устройства, что значительно уменьшило напряжение в данном месте.

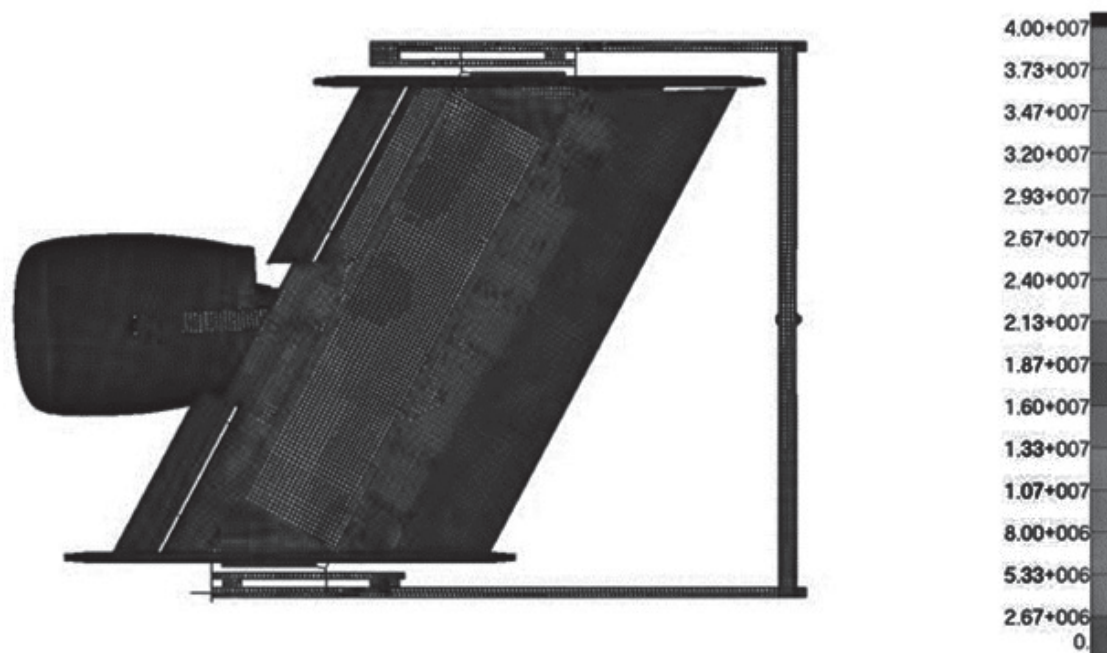


Рис. 5. Распределение напряжений по Мизесу в конструкции демонстратора (вид сверху)

### 3. Модальный анализ

Результаты расчёта собственных форм колебаний по идентифицированной математической модели конструкции демонстратора представлены на рис. 6, где показаны четыре первых тона колебаний.

Анализ результатов частотных испытаний демонстратора крыла в рабочей части АДТ-101 сви-

детельствует об их удовлетворительном соответствии расчётным данным, полученным с использованием комплекса Nastran. Расчётные и экспериментальные значения собственных частот пяти низших тонов колебаний демонстратора, вывешенного на амортизаторах, составили соответственно: первый тон – 3,04 и 2,75 Гц, второй – 4,23 и 3,97 Гц, третий – 4,5 и 4,13 Гц, четвёртый – 6,36 и 5,96 Гц, пятый – 9,33 и 8,92 Гц.

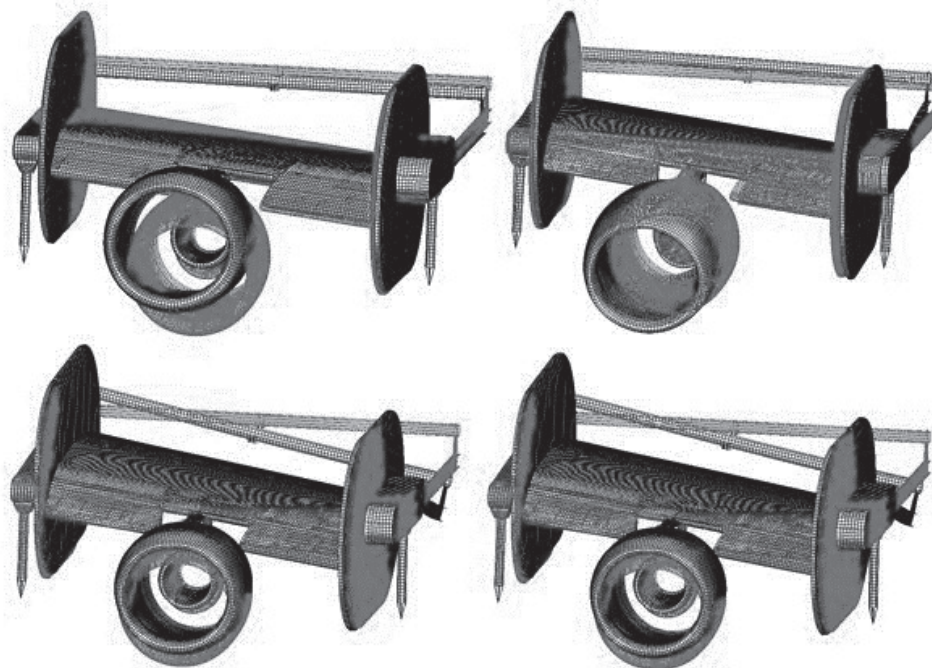


Рис. 6. Формы собственных колебаний конструкции крыла



#### 4. Определение предельных перегрузок и расчёт на флаттер

Для анализа поведения конструкции в потоке в комплексе MSC. FlightLoads [4] была построена аэродинамическая модель в виде сетки с аэродинамическими панелями (рис. 7).

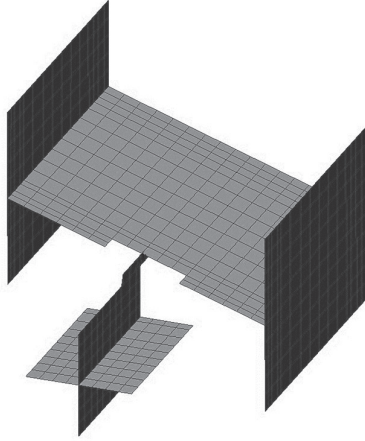


Рис. 7. Аэродинамическая модель демонстратора

Расчет нагрузок на аэродинамической модели проводился с помощью метода дипольных решеток (DLM), реализованного в программном комплексе MSC. Nastran [4]. Взаимодействие упруго-массовой модели с аэродинамической воспроизводилось с помощью элемента SPLINE4. Анализ прочности конструкции демонстратора под воздействием максимальных аэродинамических нагрузок (угол установки демонстратора  $\alpha = 30^\circ$ , скорость потока  $V = 50$  м/с) показал, что наиболее слабыми элементами являются подкос (тяга) крепления пилона мотогондолы к кессону крыла, кронштейны навески предкрылков и балки поддерживающего устройства.

Минимальный запас прочности в наиболее нагруженных элементах конструкции составил не менее  $\eta = 3$ , что соответствует требованиям АДТ-101 ЦАГИ. Однако наличие турбулентности потока и «срывных» явлений могло снизить этот запас. Поэтому в процессе пусков для контроля колебаний мотогондолы и предкрылка велся мониторинг колебаний по внутримодельным датчикам перегрузок, для каждого из которых было установлено предельное значение перегрузки, определенное из минимально допустимого запаса прочности  $\eta = 2$ . Предельные значения перегрузок для  $i$ -го тона определялись из соотношения

$$N_{\max}^i = 4\pi^2 v_i^2 |z_{\max}^i| / g,$$

где  $v_i$  – собственные частоты колебаний конструкции демонстратора;  $z_{\max}^i$  – предельные ампли-

туды колебаний конструкции в области расположения датчика для данных тонов;  $g$  – ускорение свободного падения.

Предельная амплитуда определялась из анализа динамических напряжений в системе MSC. Nastran следующим образом:

$$z_{\max}^i = z_0^i \frac{\sigma_{\text{дин max}}^i}{\sigma_{\text{дин доп}}^i},$$

где  $z_0^i$  – амплитуда колебаний в узле датчика;

$\sigma_{\text{дин max}}^i$  – максимальное динамическое напряжение в элементе конструкции для  $i$ -го тона;

$$\sigma_{\text{дин доп}}^i = \frac{\sigma_{\text{доп}}^i}{\eta} - \sigma_{\text{стат}}^i$$

– максимальное допустимое динамическое напряжение в данном элементе конструкции, определяемое через предельное напряжение материала  $\sigma_{\text{доп}}^i$  и статическое напряжение  $\sigma_{\text{стат}}^i$  при запасе прочности  $\eta$ .

Схема расположения датчиков перегрузок, с помощью которых проводился мониторинг динамического состояния, показана на рис. 8. Датчик 2 измеряет перегрузки  $N_y$ , остальные датчики –  $N_z$ .

Максимальные значения перегрузок были определены для низших тонов с высокими амплитудами колебаний в зоне каждого датчика с коэффициентом безопасности  $\eta = 2$  (табл. 3).

Предварительно перед пусками в аэродинамической трубе в системе MSC. Nastran определялась критическая скорость флаттера. Для определения критической скорости флаттера использовалась та

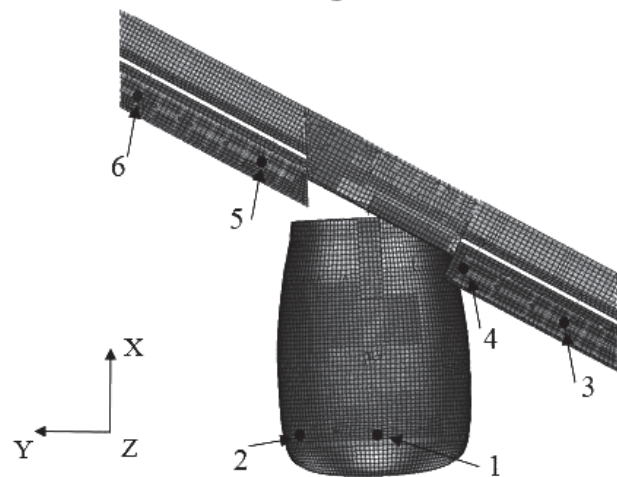


Рис. 8. Схема расстановки датчиков перегрузок

Таблица 3

## Значения предельных перегрузок в датчиках

Датчик	$f$ , Гц	$N_{zMAX}$	$N_{yMAX}$	Датчик	$f$ , Гц	$N_{zMAX}$	$N_{yMAX}$	Датчик	$f$ , Гц	$N_{zMAX}$	$N_{yMAX}$
№1	1.87	0.64	—	№2	1.39	—	0.29	№3	3.21	0.35	—
	2.86	0.27	—		2.86	—	0.68		7.04	1.29	—
	3.21	1.33	—		3.51	—	0.53		10.35	3.56	—
	3.51	0.73	—		10.35	—	10.87		10.73	2.7	—
	5.62	2.13	—		10.73	—	5.14		18.65	6.05	—
	7.04	0.8	—						24.18	6.92	—
									49.35	29.58	—
№4	7.04	1.13	—	№5	7.04	0.67	—	№6	18.65	11.15	—
	10.73	2.34	—		18.65	12.19	—		19.1	4.86	—
	24.18	5.89	—		19.1	5.63	—		24.18	3.98	—
	49.35	22.53	—		24.18	3.94	—		27.33	18.82	—
					27.33	12.07	—				
					35.91	19.93	—				

же аэродинамическая модель. Рассматривался следующий расчётный случай: число Маха  $M = 0,15$ , диапазон чисел Струхала  $Sh = 0,01; 0,5; 1,0; 2,5; 5,0; 7,5; 10,0$ , плотность воздуха  $\rho = 1,225 \text{ кг/м}^3$ , диапазон скоростей  $1\text{--}400 \text{ м/с}$ . Расчётные исследования математической модели демонстратора показали отсутствие флаттера и дивергенции в рабочем диапазоне скоростей потока в АДТ-101. Согласно расчёту, критическая скорость дивергенции составила  $285 \text{ м/с}$  (на этой скорости частота первого тона падает до нуля), а критическая скорость флаттера равнялась  $342 \text{ м/с}$  (взаимодействуют 8-й и 9-й двигательные тона). На рис. 9 представлена  $v$ - $g$ -диаграмма, показывающая зависимость логарифмического декремента и собственных частот конструкции от скорости. Считается, что флаттер наступает, когда логарифмический декремент затухания становится отрицательным. При этом рассматриваемый тон сближается по частоте с соседним. При дивергенции частота тона стремится к нулевому значению, а логарифмический декремент уходит на отрицательную бесконечность.

На основе полученных расчетных данных демонстратор был допущен к продувкам на режимах программы испытаний, при условии превышения фактических аэродинамических нагрузок (полу-

ченных после первого пуска) относительно расчетных не более чем на 10%.

### 5. Сравнение экспериментальных и расчетных значений приращений местных углов атаки элементов демонстратора в потоке АДТ Т-101

В потоке АДТ Т-101 с помощью внутримодельных датчиков угловых перемещений были проведены измерения местных углов атаки элементов модели. В качестве датчиков угловых перемещений использовались малогабаритные датчики на базе двухосевых микромеханических акселерометров ADXL 320 ( $\pm 5g$ ).

Метрологические характеристики датчиков определялись в процессе калибровок, путём сравнения с эталонным значением в диапазоне углов от  $-30^\circ$  до  $30^\circ$ . В среднем, доверительные погрешности датчиков (с учётом взаимовлияния каналов угла атаки и угла крена) по каналу угла атаки в реализованном при испытаниях диапазоне местных углов не превышали  $0,05^\circ$ . Однако, так как температурная зависимость показаний и влияние вибраций не исследовались (возможны и другие причины погрешностей), за погрешность измерения углов атаки может быть принято значение, равное  $0,1^\circ$ .



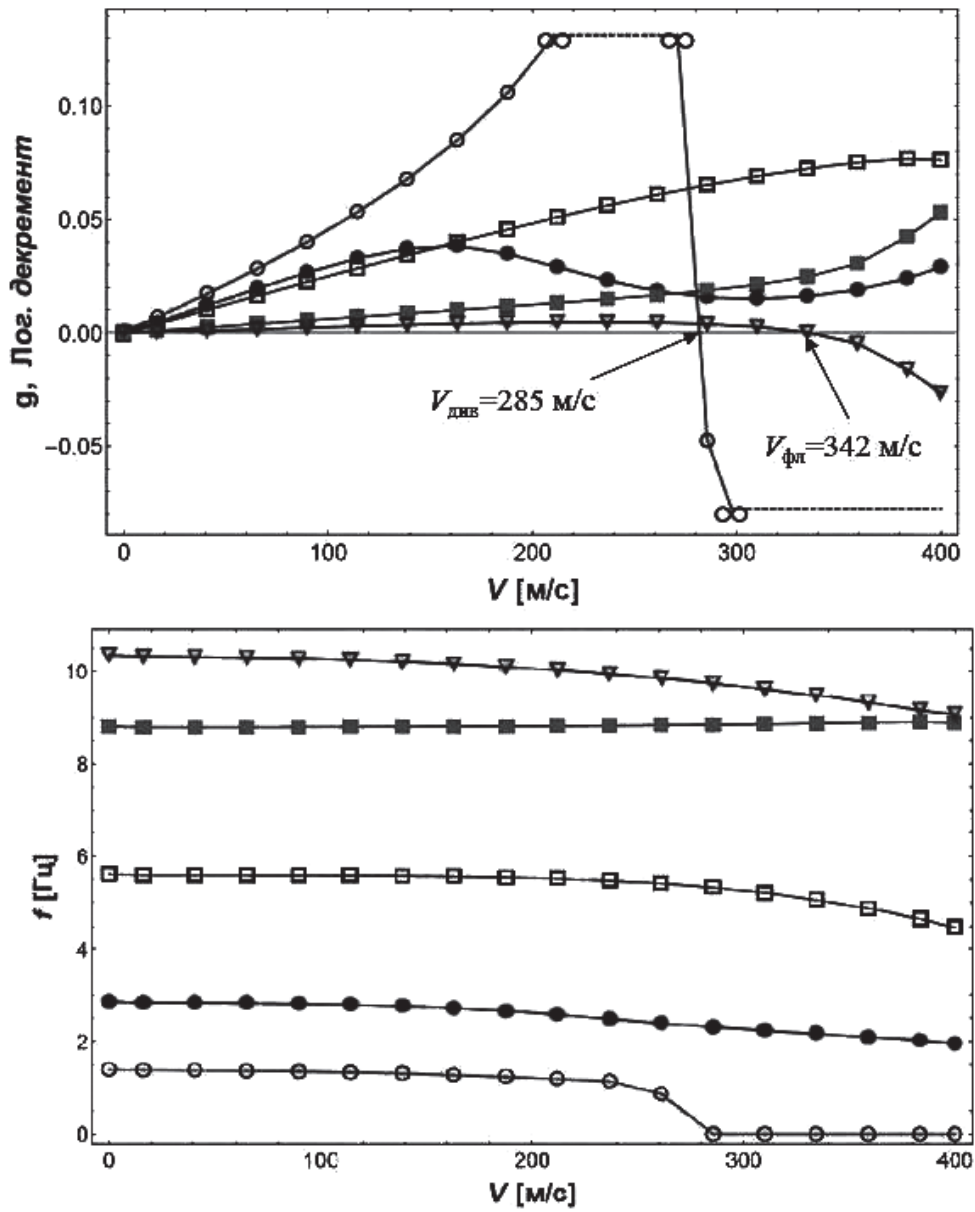


Рис. 9. Диаграмма v-g для демонстратора AFLoNext

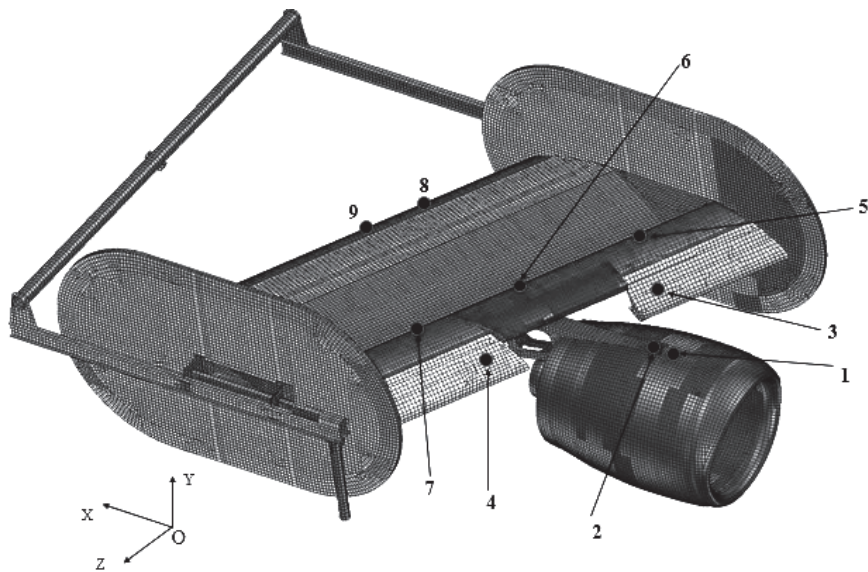


Рис. 10. Схема расположения датчиков

Таблица 4

Расположение датчиков в системе координат модели

№ точки	Координаты		Расположение на конструкции
	X, мм	Z, мм	
1	1427	-63	Силовой шпангоут gondoly в районе переднего узла навески
2	1202	-52	Передний узел навески пилона
3	715	-1234	Предкрылок левый
4	-582	1206	Предкрылок правый
5	-68	-1379	Нижняя полка переднего лонжерона кессона
6	-773	-53	
7	-1477	1270	
8	-2515	-1701	Нижняя панель закрылка под лючками
9	-3339	-151	

Места расположения датчиков приведены на рис. 10 и в табл. 4. Оси чувствительности всех датчиков были направлены однотипно: ось  $X$  – в положительную сторону оси  $OX$  (против потока), ось  $Y$  – в отрицательную сторону оси  $OZ$  (см. рис. 10).

Монтаж всех датчиков на модели осуществлялся с использованием специальных пластиковых переходников, которые обеспечивали примерно горизонтальное положение основания датчиков на угле атаки  $15^\circ$ , что повышало их чувствительность в исследуемом диапазоне углов. Для коммутации использовались быстросъемные разъемы RJ-45, стандартные сетевые кабели и разветвители; передача данных осуществлялась по цифровому интерфейсу RS-485.

Регистрация сигналов датчиков велась программным комплексом «Поток», установленным на штатной измерительной системе АДТ Т-101 ИВК М2. Показания обоих каналов всех датчиков (угла атаки и угла крена) в виде кодов встроенного аналого-цифрового преобразователя (АЦП) поступали в «Поток» по локальной сети. Коды АЦП по индивидуальным формулам преобразования, полученным при калибровке датчиков, пересчитывались в значения углов в градусах.

Изменения углов крена, а также местных углов атаки модели в зависимости от изменения направления вектора силы тяжести при взятии параметрических нулей выявлено не было (не превышало погрешности датчиков). Поэтому анализировалось только изменение местных углов атаки в зависимости от влияния потока АДТ, которое вычислялось по разнице соответствующих углов без

потока (при взятии параметрических нулей) и в потоке.

Сравнение экспериментальных и расчетных углов атаки проводилось для углов установки демонстратора в потоке  $\alpha = 20^\circ, 30^\circ$  и скорости потока  $V_{\text{пот}} = 20, 30, 40, 50$  м/с. Для данных режимов в расчетной конечно-элементной модели определялись приращения углов поворота узлов в местах расположения датчиков вокруг оси  $Oz$  (приращения по углу атаки). Во избежание локальных погрешностей отсчетов, использовалась линейная аппроксимация экспериментальных значений по всем установочным углам атаки модели.

Сравнение расчетных и экспериментальных результатов представлено численно в табл. 5 и графически на диаграммах в табл. 6. На диаграммах по оси абсцисс отмечены номера датчиков, а по оси ординат указаны приращения местного угла атаки в градусах. Правые столбцы показывают приращения местных углов атаки, полученные расчетным путем, а левые – соответствующие экспериментальные значения.

Как видно из представленных результатов, приращение местного угла атаки (из-за упругих деформаций элементов конструкции) демонстратора, обусловленное изменением скорости потока, особенно значительно (более  $1.5^\circ$ ) при угле атаки  $30^\circ$  и скорости потока 50 м/с в зоне переднего узла навески пилона мотогондолы. Оно также значительно (более  $0.7^\circ$ ) в зоне переднего лонжерона кессона крыла. Удовлетворительно согласующиеся результаты соответствующих расчетов и экспе-

Таблица 5

## Расчетные и экспериментальные значения приращений местных углов атаки

Угол $\alpha^\circ$	Метод исследования	V=20 м/с								
		1	2	3	4	5	6	7	8	9
20	Эксперимент	0.06	0.12	0.14	0.05	-	0.01	-	-0.08	-0.1
	Расчет	0.07	0.09	0.1	0.07	-0.02	0.04	-0.01	-0.11	-0.11
30	Эксперимент	0.13	0.22	0.27	0.13		0.04		-0.04	-0.05
	Расчет	0.15	0.2	0.22	0.16	0.08	0.08	0.08	-0.04	-0.06
		V=30 м/с								
20	Эксперимент	0.2	0.26	0.27	0.12		0.01	-0.03	-0.23	-0.24
	Расчет	0.27	0.28	0.21	0.19	-0.02	0.05	-0.08	-0.15	-0.13
30	Эксперимент	0.45	0.51	0.55	0.37		0.12	0.07	-0.11	-0.13
	Расчет	0.52	0.52	0.43	0.4	0.02	0.14	0.02	-0.1	-0.07
		V=40 м/с								
20	Эксперимент	0.51	0.61	0.42	0.31		0.2	0.43	-0.42	-0.45
	Расчет	0.49	0.56	0.4	0.35	0.25	0.22	0.28	-0.47	-0.49
30	Эксперимент	1.14	1.28	1.09	0.84		0.51	-0.78	-0.14	-0.21
	Расчет	1.07	1.19	0.96	0.85	0.46	0.44	0.49	-0.18	-0.19
		V=50 м/с								
20	Эксперимент	0.91	0.93	0.8	0.47		0.429	0.09	-0.53	-0.66
	Расчет	0.85	0.88	0.75	0.55	0.24	0.34	0.27	-0.39	-0.57
30	Эксперимент	1.61	1.65	1.48	1.1		0.79	-1.61	-0.17	-0.34
	Расчет	1.57	1.63	1.39	1.28	0.81	0.72	0.86	-0.22	-0.25

риментов были учтены при анализе эффективности применения исследуемых в проекте двух новаторских систем управления пограничным слоем.

### Выводы

На основе выполненного расчетно-экспериментального исследования были обеспечены требования по прочности, а также динамическая устойчивость в потоке АДТ демонстратора проекта 7-й Европейской рамочной программы AFLoNext. Другой достигнутой целью было обеспечение высокой точности измерений эффективности исследуемых систем управления обтеканием крыла, благодаря прецизионному учету упругих деформаций элементов демонстратора под действием сил веса и скоростного напора.

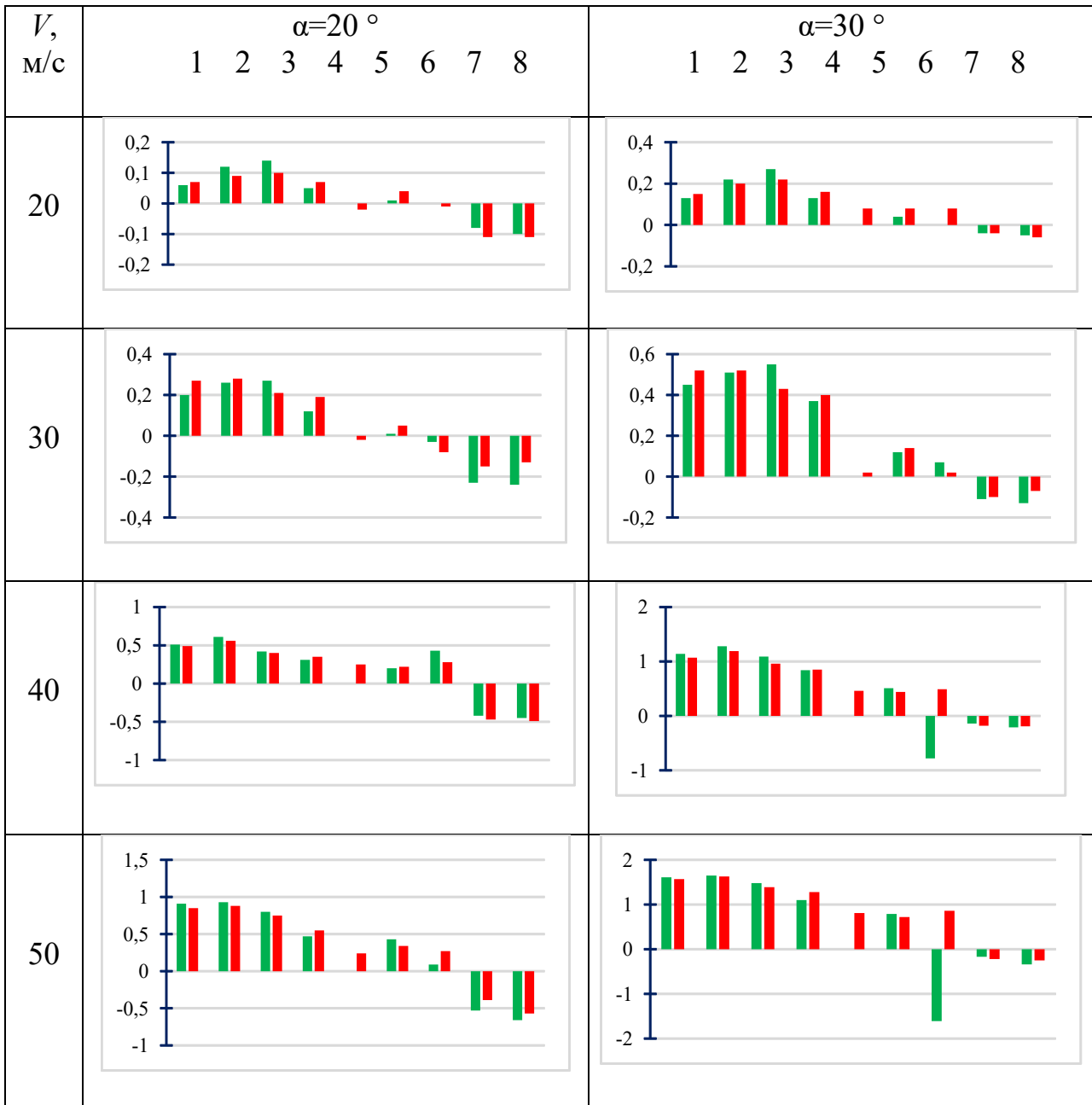
### Библиографический список

1. Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П., Ляпунов С.В., Скоморохов С.И., Чернавских Ю.Н., Чернышев И.Л. Аэродинамика магистральных самолетов: современное состояние и перспективы // Полет. 2018. №11. С. 14-29.
2. Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П., Скоморохов С.И., Чернышев И.Л. Расчетно-экспериментальные исследования скоростных крыльев перспективных магистральных самолетов // Труды МАИ. 2018. №101. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=96601>
3. Петров А.В. Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. – М.: Физматлит, 2011. – 404 с.
4. Rudnik R. Stall Behaviour of the EUROLIFT High Lift Configurations // 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA Paper 2008-836, 2008. DOI: 10.2514/6.2008-836



Таблица 6

Графическое сравнение расчетных и экспериментальных значений приращений местных углов атаки на различных режимах



5. Bauer M., Lohse J., Haucke F., Nitsche W. High-Lift Performance Investigation of a Two-Element Configuration with a Two-Stage Actuator System // AIAA Journal. 2014. Vol. 52. No. 6, pp. 1307–1313. DOI: 10.2514/1.J052639

6. Lengens M. Industrial Assessment of Overall Aircraft Driven Local Active Flow Control // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS Paper 2014-0175, St. Petersburg, Russia, 2014.

7. Soudakov V., Amiryants G., Schloesser P., Bauer M., Weigel P., Bardet M., Ciobaca V., Gebhardt A., Wild J. Full-scale wind-tunnel test of active flow control at the wing/pylon/engine junction // 6th CEAS Conference. 16-20 October 2017, Bucharest, Romania.

8. Fricke S., Ciobaca V., Kröhnert A., Wild J., Blesbois O. Active Flow Control Applied at the Engine-Wing Junction // 5th CEAS Air and Space Conference, CEAS Paper 249, Delft, The Netherlands, 2015.

9. Fricke S., Ciobaca V., Wild J., Norman D. Numerical Studies of Active Flow Control Applied at the Engine-Wing Junction // Advances in Simulation of Wing and Nacelle Stall, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. — Springer International Publ., Cham, Switzerland, 2016. Vol. 131, pp. 397–411. DOI: 10.1007/978-3-319-21127-5

10. Schlösser P., Bauer M. Design of a Pulsed Jet Actuator for Separation Control // CEAS Aeronautical Journal. 2018, pp. 1-8. DOI: 10.1007/s13272-018-0328-x
11. Schueller M., Schippers H., Stefes B., Meer T., Wiegel P., Vrochta P., Wallin S., Meyer M. Aerodynamic Design & System Development of Synthetic Jet Actuation for Flow Control at the Engine/Wing junction // 5th CEAS Air & Space Conference in Delft, Netherlands, 7-11 September 2015.
12. Weigel P., Schüller M., ter Meer T. Design of a Synthetic Jet Actuator for Separation Control // 6th CEAS Air & Space Conference in Bucharest, Romania, 16-20 October 2017.
13. Amiryants G.A., Kulesh V.P., Malyutin V.A., Chedrik A.V. Aeroelastic Analysis of the Adaptive Wing Wind Tunnel Demonstrator of the SADE Project // 29-th Congress of ICAS, St-Petersburg, 2014.
14. Monner H.P., Riemenschneider J. Background and recent results of the European project „Smart High Lift Devices for Next Generation Wings? // 1st EASN Association Workshop on Aerostructures, 7-8 Oct 2010, Paris, France aerodynamics. — Sensors and Systems, 2004. No. 3, pp. 22-27.
15. Monner H.P., Riemenschneider J. Morphing high lift structures: Smart leading edge device and smart single slotted flap // Aeroday – 2011 (30th March — 1st April 2011, Madrid, Spain).
16. Kintscher M. 5 Years research on Smart Droop Nose devices at DLR-FA — a retrospective. — Wissenschaftstag FA, DLR, 18 October 2012, Braunschweig, Deutschland.
17. Kirn J., Lorkowski T., Baier H. Development of Flexible Matrix Composites (FMC) for Fluidic Actuators in Morphing Systems // International Journal of Structural Integrity. 2011. Vol. 2. No. 4, pp. 458-473. DOI: 10.1108/17579861111183948
18. Ameduri S., Concilio A., Daniele E. A droop nose laboratory demonstrator: Experimental characterization and validation // ICAS 2012: 23rd International Conference on Adaptive Structures and Technologies, 11-13 October 2012, Nanjing, China.
19. Тютюнников Н.П., Шклярчук Ф.Н. К вопросу об эффективности поворотных законцовок в качестве элементов механизации крыла // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 4. С. 21-31.
20. Должиков В.И., Николаев А.В. Определение аэродинамических характеристик вращающегося летательного аппарата при неуправляемом полёте с помощью систем инженерного анализа // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 3. С. 47-53.
21. Wright J.R. and Cooper J.E. Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads. — John Wiley and Sons, The Atrium, Southern Gate, Chichester, West Sussex, PO19 8SQ. 2007. — 499 p.
22. MSC.Nastran Version 68, Aeroelastic Analysis, User's Guide, 2002.
23. Кулеш В.П., Фонов С.Д. Измерение параметров движения и деформации модели самолета в аэродинамической трубе методом видеограмметрии // Ученые записки ЦАГИ. 1998. Т. 29. № 1-2. С. 165-176.
24. Лобанов А.Н. Фотограмметрия: Учебник для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Недра, 1984. — 552 с.
25. Burner A.W., Tianshu Liu. Videogrammetric model deformation measurement technique // Journal of Aircraft. 2001. Vol. 38. No. 4, pp. 745-754. DOI: 10.2514/2.2826
26. Кулеш В.П. Бесконтактные измерения геометрических параметров формы, движения и деформации объектов в экспериментальной аэродинамике // Датчики и системы. 2004. № 3. С. 22-27.

## ON STRENGTH AND AEROELASTIC CHARACTERISTICS OF A LARGE-SCALE MODEL OF AN AIRPLANE WING SECTION

Amir'yants G.A.\* , Malyutin V.A.\*\* , Sudakov V.G.\*\*\* , Chedrik A.V.\*\*

*Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,  
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia*

\* e-mail: amiryants@mail.ru

\*\* e-mail: stataer@tsagi.ru

\*\*\* e-mail: vit\_soudakov@tsagi.ru

### Abstract

The article presents the computational and experimental results of aeroelasticity issues studies accompanying design and testing in wind-tunnel of a large-scale model of a passenger aircraft-demonstrator wing element the 7-th European framework program AFLoNext. The goal of the project consists in

developing advanced flow control technologies for new aircraft configurations to achieve a quality leap in improving their aerodynamic performance.

Design, manufacture and assembly of a large-scale model, which serves for visual presentation of typical phenomena of flow separation in the fixation area of the wing with engine with high degree of bypass, were

performed. However, such engines application on arrowhead wings causes undesired phenomenon of flow separation on the wing at low speeds and high angles of attack, which may lead to deterioration of the aircraft overall aerodynamic characteristics. To avoid these phenomena, the two newest types of technologies for active flow control are studied within the framework of the project. The pipe tests of the model were performed on the aerodynamic balance of the ADT-101 TSAGI pipe.

Based on the developed demonstrator CAD-model, detailed mathematical model of a demonstrator was built to compute the strength and safety of the pipe tests. Preliminary calculations of the structure stress-strain state indicated the need to strengthen the attachment area of the caisson spar to the beam of the supporting device. Comparison of natural frequencies and shapes of the first tones of mathematical model oscillations with the results of ground frequency tests was performed prior to testing. The difference between experimental and computed natural frequencies of the first oscillation tones did not exceed 10%.

Analysis of the structure behavior in the flow revealed the most loaded elements, in which minimum safety margin was  $\eta = 3$ , which corresponds to the ADT-101 TSAGI requirements. To control the nacelle and slat oscillations at the start-ups, computation of overloads limit values on nacelle and slat for understated strength margin of  $\eta = 2$  with reference of the “stall” phenomena and turbulence was performed.

Critical flutter and divergence speeds were determined for ensuring safety of the demonstrator mathematical model tests performance in the pipe. The obtained values were out of the bounds of the velocities realized during the tests.

High measurements accuracy of the wing flow control systems efficiency was ensured by a comparative analysis of the local angles of attack of the structure under the impact of the ADT flow.

**Keywords:** static aeroelasticity, flutter, structure elastic deformations, wing flow-around control.

## References

1. Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Lyapunov S.V., Skomorokhov S.I., Chernavskikh Yu.N., Chernyshev I.L. *Polet*, 2018, no. 11, pp. 14-29.
2. Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Skomorokhov S.I., Chernyshev I.L. *Trudy MAI*, 2018, no. 101. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=96601>
3. Petrov A.V. *Energeticheskie metody uvelicheniya pod'emnoi sily kryla* (Energy methods of the wing lift increasing), Moscow, Fizmatlit, 2011, 404 p.
4. Rudnik R. Stall Behaviour of the EUROLIFT High Lift Configurations. *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA Paper 2008-836, 2008. DOI: 10.2514/6.2008-836
5. Bauer M., Lohse J., Haucke F., Nitsche W. High-Lift Performance Investigation of a Two-Element Configuration with a Two-Stage Actuator System. *AIAA Journal*, 2014, vol. 52, no. 6, pp. 1307–1313. DOI: 10.2514/1.J052639
6. Lengers M. Industrial Assessment of Overall Aircraft Driven Local Active Flow Control. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, ICAS Paper 2014-0175, St. Petersburg, Russia, 2014.
7. Soudakov V., Amiryants G., Schloesser P., Bauer M., Weigel P., Bardet M., Ciobaca V., Gebhardt A., Wild J. Full-scale wind-tunnel test of active flow control at the wing/pylon/engine junction. *6th CEAS Conference*. 16-20 October 2017, Bucharest, Romania.
8. Fricke S., Ciobaca V., Kröhnert A., Wild J., Blesbois O. Active Flow Control Applied at the Engine-Wing Junction. *5th CEAS Air and Space Conference*, CEAS Paper 249, Delft, The Netherlands, 2015.
9. Fricke S., Ciobaca V., Wild J., Norman D. Numerical Studies of Active Flow Control Applied at the Engine-Wing Junction. In *Advances in Simulation of Wing and Nacelle Stall, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*. Springer International Publ., Cham, Switzerland, 2016, vol. 131, pp. 397–411. DOI: 10.1007/978-3-319-21127-5
10. Schlösser P., Bauer M. Design of a Pulsed Jet Actuator for Separation Control. *CEAS Aeronautical Journal*. 2018, pp. 1-8. DOI: 10.1007/s13272-018-0328-x
11. Schueller M., Schippers H., Stefes B., Meer T., Wiegel P., Vrochta P., Wallin S., Meyer M. Aerodynamic Design & System Development of Synthetic Jet Actuation for Flow Control at the Engine/Wing junction. *5th CEAS Air & Space Conference in Delft*, Netherlands, 7-11 September 2015.
12. Weigel P., Schüller M., ter Meer T. Design of a Synthetic Jet Actuator for Separation Control. *6th CEAS Air & Space Conference in Bucharest*, Romania, 16-20 October 2017.
13. Amiryants G.A., Kulesh V.P., Malyutin V.A., Chedrik A.V. Aeroelastic Analysis of the Adaptive Wing Wind Tunnel Demonstrator of the SADE Project. *29-th Congress of ICAS*, St-Petersburg, 2014.
14. Monner H.P., Riemenschneider J. Background and recent results of the European project “Smart High Lift Devices for Next Generation Wings. *1st EASN Association Workshop on Aerostructures* (7-8 October 2010, Paris, France aerodynamics). *Sensors and Systems*, 2004, no. 3, pp. 22-27.
15. Monner H.P., Riemenschneider J. Morphing high lift structures: Smart leading edge device and smart single slotted flap. *Aeroday* – 2011 (30th March - 1st April 2011, Madrid, Spain).
16. Kintscher M. *5 Years research on Smart Droop Nose devices at DLR-FA - a retrospective*. Wissenschaftstag



- FA, DLR, 18 October 2012, Braunschweig, Deutschland.
17. Kirn J., Lorkowski T., Baier H. Development of Flexible Matrix Composites (FMC) for Fluidic Actuators in Morphing Systems. *International Journal of Structural Integrity*, 2011, vol. 2, no. 4, pp. 458-473. DOI: 10.1108/17579861111183948
  18. Ameduri S., Concilio A., Daniele E. A droop nose laboratory demonstrator: Experimental characterization and validation. *ICAS 2012: 23rd International Conference on Adaptive Structures and Technologies* (11-13 October 2012, Nanjing, China).
  19. Tyutyunnikov N.P., Shklyarchuk F.N. On effectiveness of turn winglets using in the capacity of wing mechanization elements. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 4, pp. 21-31.
  20. Dolzhikov V.I., Nikolaev A.V. Determination of aerodynamic characteristics of rotating aircraft in the uncontrolled flight by means of engineering analysis systems. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 3, pp. 47-53.
  21. Wright J.R. and Cooper J.E. *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads*. John Wiley and Sons, The Atrium, Southern Gate, Chichester, West Sussex, PO19 8SQ. 2007, 499 p.
  22. *MSC.Nastran Version 68*, Aeroelastic Analysis, User's Guide, 2002.
  23. Kulesh V.P., Fonov S.D. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1998, vol. 29, no. 1-2, pp. 165-176.
  24. Lobanov A.N. *Fotogrammetriya* (Photogrammetry). Moscow, Nedra, 1984, 552 p.
  25. Burner A.W., Tianshu Liu. Videogrammetric model deformation measurement technique. *Journal of Aircraft*, 2001, vol. 38, no. 4, pp. 745-754. DOI: 10.2514/2.2826
  26. Kulesh V.P. *Datchiki i sistemy*, 2004, no. 3, pp. 22-27.