

Дренированные аэроупругие модели летательных аппаратов

Азаров Ю.А.*, Черноволов Р.А.**

*Центральный аэрогидродинамический институт,
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, 140180, Россия*

**e-mail: y.al.azarov@yandex.ru*

***e-mail: r.chernovolov@gmail.com*

Аннотация

Работа посвящена вопросам проектирования и изготовления дренированных аэроупругих моделей летательных аппаратов для исследований в аэродинамических трубах явлений аэроупругости, нестационарных аэродинамических нагрузок и динамической реакции упругой конструкции ЛА.

Ключевые слова: аэроупругость, модель, аддитивные технологии, нестационарные нагрузки, аэродинамический эксперимент, композиционные материалы.

Характеристики аэроупругости самолета при полёте в трансзвуковом диапазоне чисел M существенно зависят не только от числа Маха и скоростного напора, но и числа Рейнольдса и коэффициента подъемной силы. Расчетами показано, что учет особенностей трансзвукового обтекания может привести к тому, что скоростной напор флаттера в реальном полете будет на 20% ниже полученного без корректного моделирования потока по числу Рейнольдса и коэффициенту подъемной силы. [1]

Поэтому, большая роль в исследованиях нестационарных аэродинамических характеристик летательных аппаратов по-прежнему принадлежит экспериментальным методам, которые также непрерывно совершенствуются. Для этого проводятся испытания в аэродинамических трубах (АДТ) «жестких» геометрически подобных моделей, упругоподобных моделей, динамически подобных моделей (ДПМ) и разработанных сравнительно недавно дренированных ДПМ. Каждый тип модели предназначен для проведения определенных исследований (решения определенных задач).

Типы и назначения моделей:

1) Жесткие геометрически подобные модели предназначены для измерения аэродинамических сил и моментов, визуализации структуры течения, положения скачков уплотнения, области отрыва потока, точечных замеров пульсаций давления.

2) Упруго-подобные модели предназначены для исследований характеристик статической аэроупругости: реверса элеронов, дивергенции, эффективности рулевых поверхностей, аэродинамических сил и моментов с учетом упругих деформаций конструкции ЛА.

3) ДПМ всего самолета и изолированных несущих и управляющих поверхностей предназначены для параметрических исследований флаттера в трансзвуковом диапазоне чисел M на угле атаки $\alpha = 0$.

4) Дренированные ДПМ предназначены для исследований, на углах атаки не равных нулю, бафтинга, флаттера, и нестационарных аэродинамических характеристик с учетом отклика упругой конструкции.

Испытания дренированных ДПМ на сегодня представляют наибольший интерес, как с точки зрения их использования для промышленных задач, так и для верификации методов расчетной аэродинамики. При проектировании ДПМ необходимо соблюсти следующие требования:

1. Геометрическое подобие модели натурной конструкции.
2. Подобие натурной конструкции по массовым характеристикам (критерий Ньютона- Nw) и жесткостным характеристикам (критерий Коши- Ca)
3. Подобие по числу Струхаля- Sh .
4. Обеспечение требуемых расчётных запасов прочности при испытаниях модели в АДТ на углах атаки и скоростных напорах в заданных диапазонах
5. Обеспечение возможности выполнения непрерывного контроля за фактическим напряжённо-деформированным состоянием модели во время пуска АДТ
6. Обеспечение возможности установки датчиков динамического давления под поверхностью модели в количестве необходимом для воспроизведения физической картины обтекания модели.
7. Наличие внутренних объемов и каналов для размещения датчиков, кабелей и трубок опорного давления.

Изготовление дренированных ДПМ представляет наибольшую сложность, так как помимо дренирования обтекаемых поверхностей модели необходимо выполнить условие подобия натурной конструкции по формам и частотам собственных колебаний и обеспечить модели необходимую прочность в соответствии с

заданными режимами проведения эксперимента в АДТ (диапазона чисел M , скоростного напора и углов атаки).

Необходимая прочность дренированной ДПМ при исследованиях бафтинга на углах атаки $\alpha \neq 0$ может быть обеспечена исходя из того, что критерии подобия Ca , Nw и Sh не являются независимыми друг от друга. Они связаны соотношением:

$$Sh = \sqrt{\frac{Ca}{Nw}} = \sqrt{\frac{KL^2}{mV^2}} = \frac{\omega L}{V}$$

Поэтому одновременное увеличение жесткости K и массы m модели дает возможность повышения прочностных характеристик модели до необходимого уровня при сохранении условия подобия по числу Струхала (частота ω остаётся постоянной).

Эта особенность позволяет проводить эксперимент в АДТ на больших углах атаки модели, и благодаря появившейся возможности увеличения скоростного напора расширить диапазон исследований влияния числа Re на нестационарные аэродинамические характеристики и характеристики бафтинга в трансзвуковом диапазоне чисел M .

Применение полимерных композиционных материалов (ПКМ) в конструкции модели, имеющих наибольшую удельную жесткость и прочность, дает возможность спроектировать и изготовить модель, наиболее совершенную по упруго-массовым характеристикам [2][3] (Таблица 1).

Таблица 1

Характеристики материалов

Материал	ρ , кг/м ³	E, Па	σ_B , Па	$\frac{E}{\rho}$, Па·м ³ /кг	$\frac{\sigma_B}{\rho}$, Па·м ³ /кг
Алюминиевые сплавы	2800	$7,06 \cdot 10^{10}$	$5 \cdot 10^8$	$2,52 \cdot 10^7$	$1,78 \cdot 10^5$
Стали	7800	$2,06 \cdot 10^{11}$	$1,1 \cdot 10^9$	$2,64 \cdot 10^7$	$1,4 \cdot 10^5$
Полимерные композиционные материалы (углеродная лента)	1450	$1,2 \cdot 10^{11}$	$9 \cdot 10^8$	$8,27 \cdot 10^7$	$6,2 \cdot 10^5$

Применение ПКМ требует изготовления сложной объемной технологической оснастки в виде мастер моделей, негативных и позитивных прессформ, матриц, прижимов и т.д. [4] Опыт применения аддитивных технологий для изготовления технологической оснастки из термопластиков показал, что этот способ в данном случае является наиболее эффективным [5]. Но главным преимуществом применения этой инновационной технологии является возможность образования внутри модели криволинейных дренажных каналов к датчикам динамического давления, установленных вблизи обтекаемой поверхности модели в заданных сечениях (зонах).

Выполнение требований к геометрическим характеристикам модели осуществляется за счет точности изготовления технологической оснастки, которая в свою очередь зависит от точности работы установки быстрого прототипирования FDM (Fused Deposition Modeling). Поэтому после изготовления оснастка проходит

проверку на координатно-измерительной машине (КИМ) на наличие неточностей и дефектов изготовления. В случае необходимости выполняется доводка поверхности оснастки. Завершающим этапом изготовления модели является контрольная проверка ее геометрических характеристик на координатно-измерительной машине.

В научно-исследовательской лаборатории Центрального Аэрогидродинамического Института были спроектированы и изготовлены дренированные ДПМ четырех типов, для испытаний в АДТ в трансзвуковом диапазоне чисел Маха:

Тип модели №1 - Дренированная ДПМ консоли крыла ближнемагистрального пассажирского самолета.

Для экспериментальных исследований в АДТ в диапазоне чисел $M = 0,5 \div 1,1$ аэроупругих характеристик натурного крыла, была изготовлена многофункциональная дренированная ДПМ крыла большого удлинения с воспроизведением стапельной формы натурного крыла (рисунок 1) (переменным профилем, круткой и изломом по размаху).



Рисунок 1 – Многофункциональная динамически подобная дренированная модель крыла большого удлинения

Для обеспечения необходимых характеристик жесткости и прочности модель изготовлена из полимерных и композиционных материалов. При изготовлении ДПМ широко применялись аддитивные технологии для создания формообразующих элементов модели и технологической оснастки.

На модели удалось реализовать пять вариантов аэродинамической компоновки за счёт установки сменных законцовок, имеющих различную геометрическую форму и массово-инерционные характеристики. Кроме того, при разработке конструкции ДПМ в соответствии с ТЗ было предусмотрено два варианта жёсткости крепления двигателя, один вариант выноса двигателя вперёд, пять вариантов жёсткости крепления элерона на вращение и два варианта жёсткости пружины, моделирующей центроплан. Особенностью данной ДПМ являлось наличие трех

дренированных сечений по размаху модели, в которые были установлены 60 ультраминиатюрных датчиков давления серии ХСQ-062 компании «Kulite» и дополнительно 2 датчика на элероне. Из 60 датчиков 30 датчиков были установлены в первом сечении от бортовой хорды, 20 датчиков во втором сечении и 10 датчиков в третьем сечении (Рисунок 2).

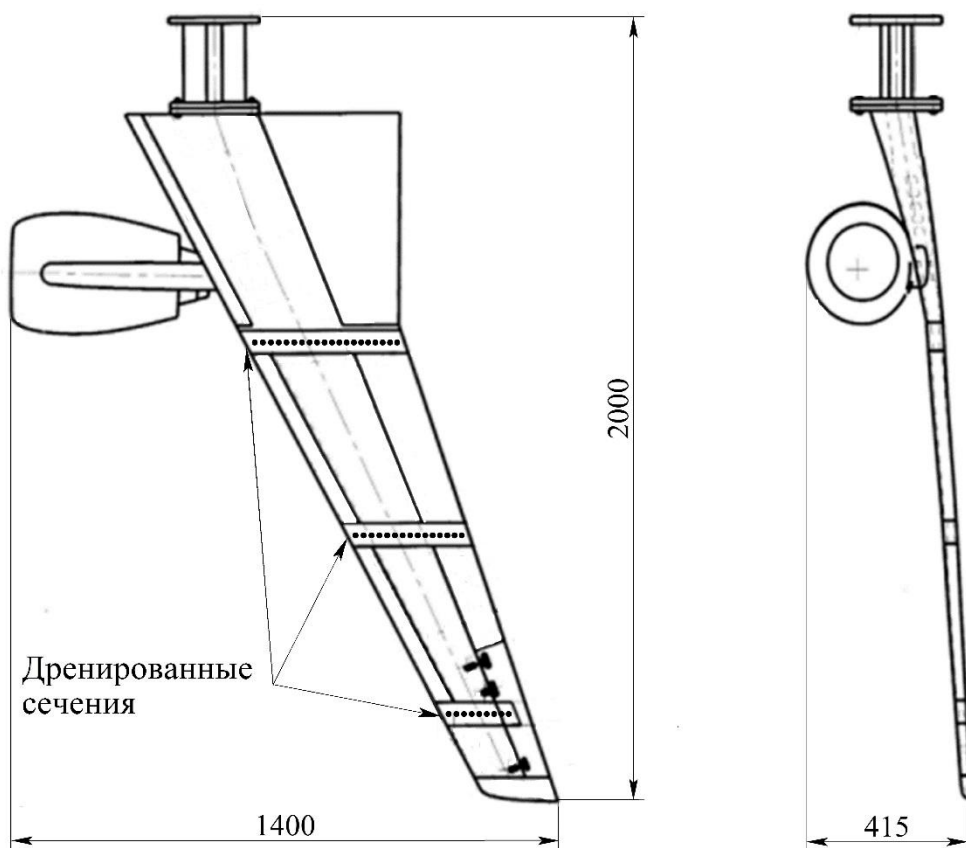


Рисунок 2 - Габаритные размеры модели

Датчики устанавливались симметрично на верхней и нижней поверхностях модели. Также впервые для модели такого типа была разработана и установлена внутри неё малогабаритная электрогидравлическая система возбуждения вынужденных колебаний с дистанционной системой управления [6].

Тип модели №2 - Дренированная эталонная ДПМ консоли крыла самолета транспортной категории.

Для отработки технологии применения инновационных конструктивных решений на перспективных ЛА и изучения нестационарных аэродинамических нагрузок спроектирована и изготовлена универсальная эталонная дренированная ДПМ нового поколения крыла большого удлинения (рисунок 3), жесткостные и массово-инерционные характеристики которой соответствовали (в заданном масштабе) характеристикам типового натурального крыла самолёта транспортной категории.



Рисунок 3 - Эталонная дренированная ДПМ нового поколения крыла
большого удлинения

Для проведения более надежного сравнения и верификации расчётных методов и алгоритмов вычисления нестационарных аэродинамических сил, модель

крыла была спроектирована без двигателя, без крутки, с прямой задней кромкой и постоянным по размаху симметричным профилем.

Для обеспечения требуемых прочностных характеристик при проведении испытаний в АДТ в диапазоне углов атаки $\pm 5^\circ$, возможности установки на модель оборудования разного типа была выбрана лонжеронная силовая схема. При такой схеме проще всего реализовать наличие большого числа легкоъемных вставок и крышек необходимых для оперативного доступа к измерительным системам для их наладки и проверки функционирования.

Модель была оснащена 36 датчиками динамического давления ХСQ-062 в сечении крыла на 60% размаха (рисунок 4). Для установки датчиков был спроектирован и изготовлен, с применением аддитивных технологий, дренированный блок из поликарбоната. Датчики устанавливались симметрично на верхней и нижней поверхностях модели.

Блок состоит из жёсткого неразъёмного каркаса, закрепленного на лонжероне, и двух легкоъемных дренированных панелей (верхней и нижней), изготовленных из термопластика по 3D-моделям за одну технологическую операцию в автоматическом режиме. Это обеспечило высокое качество обтекаемой поверхности, минимальное требуемое расстояние между приемными отверстиями на поверхности модели (3мм-5мм) и минимальную длину канала от дренажного отверстия до приемного отверстия (2мм-3мм) в датчике динамического давления в соответствии с требованиями к получению большего объема информации, за счет

повышения детализации распределения давления, и точности измерения нестационарных аэродинамических нагрузок.

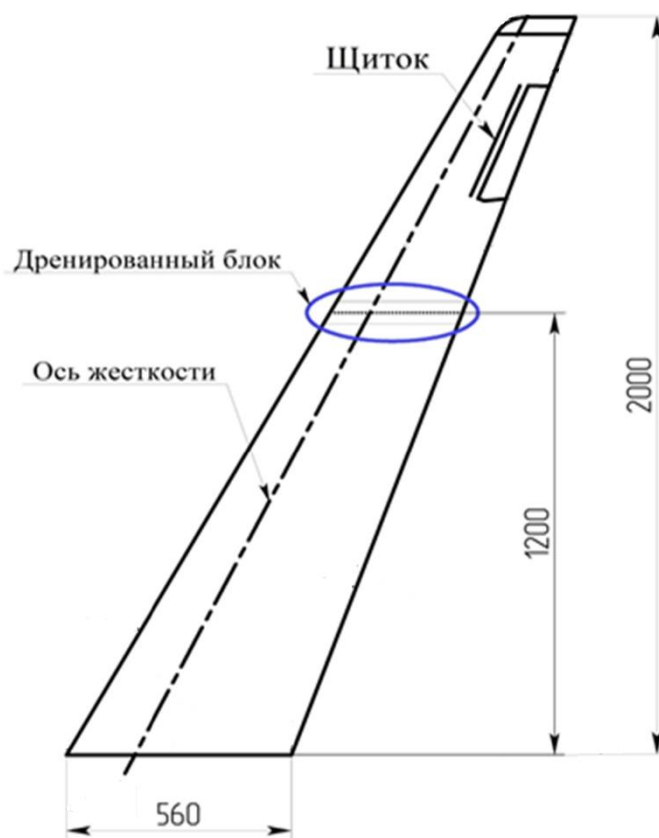


Рисунок 4 – Габаритные размеры модели крыла

Каркас блока изготовлен как единое целое из термопластика. Он состоит из двух силовых нервюр, жёстко соединённых по передней и задней кромкам и продольными стенками, расположенными параллельно боковым стенкам лонжерона. Верхняя и нижняя легкосъёмные панели блока также имеют приёмные дренажные отверстия, расположенные с постоянным или переменным шагом на поверхности панели, и камеры внутри них для установки датчиков динамического давления.

По существу, каждый дренажный блок с установленными датчиками динамического давления представляет собой прецизионный легко адаптируемый в

конструкцию ДПМ многоканальный прибор для измерения распределённых нестационарных аэродинамических характеристик в сечении с произвольной формой профиля.

Помимо датчиков нестационарного давления в модели установлены акселерометры в 7 сечениях на передней и задней кромках, для определения частот и амплитуд изгибных и крутильных колебаний. В 5 сечениях на лонжероне установлены полумосты тензорезисторов для измерения деформаций кручения и вертикального изгиба.

Для параметрических исследований в концевой части модели установлен съёмный элерон, угол поворота которого обеспечивался сменным набором пружин и предусмотрена возможность установки предэлеронного щитка и съёмных законцовок (винглет) различной формы и габаритов.

Основной задачей первого успешно выполненного этапа испытаний эталонной модели в трансзвуковой АДТ было тестирование измерительного оборудования, отработка методики эксперимента, выявление особенностей обтекания модели в трансзвуковом потоке при различных углах атаки модели, исследование эффективности элерона новой формы и верификация математической модели. Первые результаты, полученные в эксперименте, показали, что эталонная модель является эффективным инструментом создания научно-технического задела для улучшения аэродинамических и аэроупругих характеристик перспективных ЛА. [7]

Тип модели №3 - Дренированная ДПМ горизонтального оперения (ГО) ближнемагистрального пассажирского самолета

Для исследования характеристик бафтинга ГО в следе за крылом ближнемагистрального пассажирского самолёта была спроектирована и изготовлена дренированная ДПМ ГО. Модель спроектирована в масштабе линейных размеров 1/6.32 и была установлена на жесткую полумоделю самолета (рисунок 5). Подобие частот по числу Струхаля осуществлялось по 1 тону изгибных и крутильных колебаний. Испытания проведены в трансзвуковой АДТ в диапазоне чисел Маха от 0.5 до 0.85.

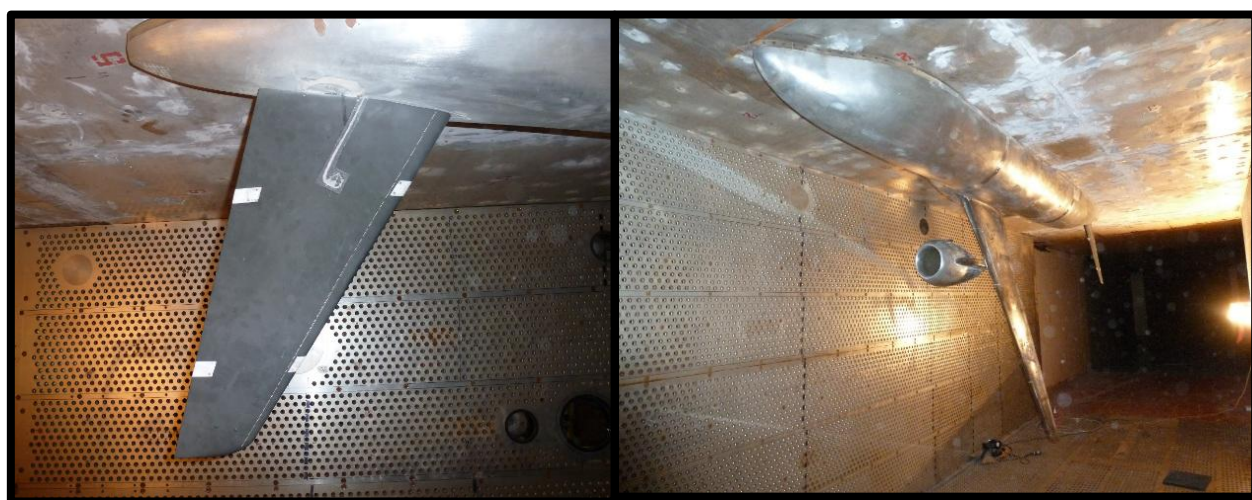


Рисунок 5 – Дренированная ДПМ ГО, установленная на жёсткой аэродинамической полумодели

Особенностью этой модели является то, что датчики динамического давления были установлены на модели в двух сечениях по размаху (1/4 и 3/4) на верхней и нижней поверхности вблизи передней и задней кромок. Для установки датчиков были разработаны конструкции специальных дренированных блоков (рисунок 6).

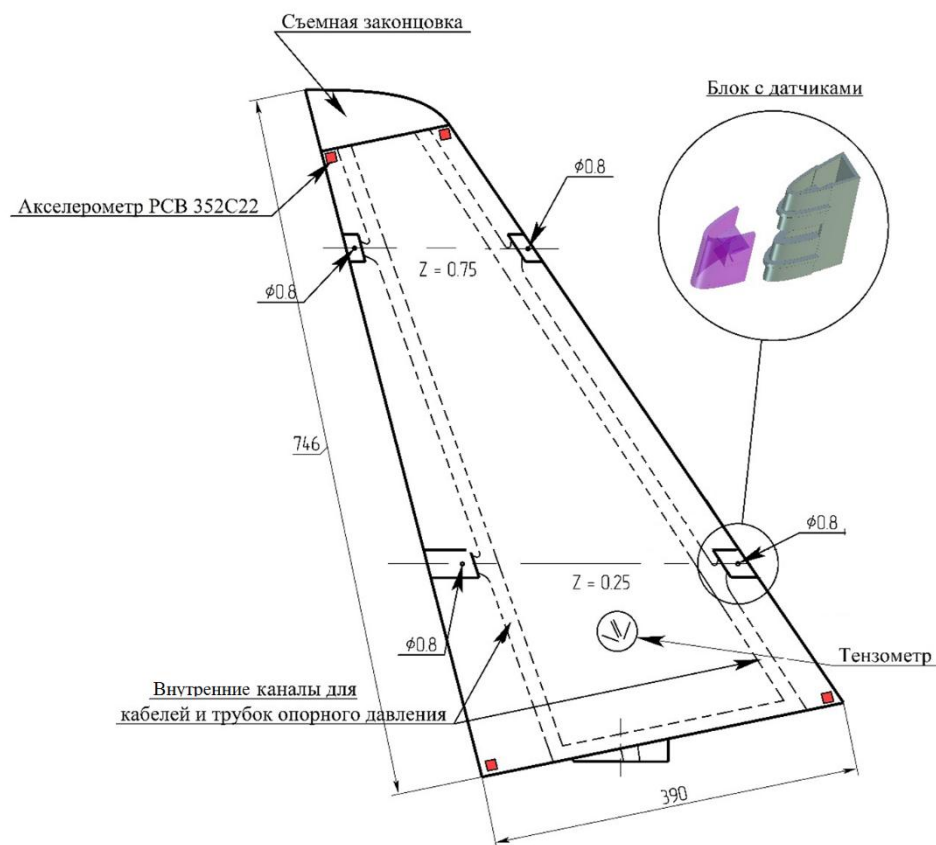


Рисунок 6 – Схема установки датчиков на модель ГО

Для ГО или вертикального оперения (ВО) дренированный блок представляет собой: дренированную вставку, выполненную в виде съёмной передней или задней кромки и каркас блока в виде ответной части закрепленной в конструкции модели. Такая конструкция объясняется тем, что модели ГО и ВО, в отличие от лонжеронной модели крыла, как правило проектируются по кессонной схеме с работающей обшивкой.

Амплитуды и частоты изгибных и крутильных колебаний модели определялись с помощью четырех малогабаритных акселерометров, установленных на передней и задней кромке в двух сечениях.

Напряженно-деформированное состояние модели при испытаниях на углах атаки $\alpha \neq 0$ измерялось наклеенными на нее полумостами тензодатчиков.

Во время испытаний в АДТ были проведены следующие исследования:

- распределение давления и пульсаций давления на ГО при дозвуковых и трансзвуковых режимах обтекания.

- отклик упругой конструкции ГО на пульсации аэродинамических нагрузок.

Тип модели №4 - Дренированная ДПМ закрылка среднемагистрального пассажирского самолета.

Дальнейшим развитием технологии моделирования бафтинга и исследований нестационарных аэродинамических нагрузок была разработка в лаборатории конструкции дренированной ДПМ внутренней секции закрылка крыла среднемагистрального пассажирского самолёта (рисунок 7) для проведения исследований в трансзвуковой АДТ в диапазоне углов атаки от -2° до $+26^\circ$. Для проведения эксперимента модель устанавливается на крупномасштабной жёсткой аэродинамической полумодели самолёта, изготовленного из стали в масштабе линейных размеров 1/8,16 в трех положениях: в убранном (крейсерский режим полёта самолёта), на режимах взлёта ($\delta_{\text{зак.}}=18,6^\circ$) и посадки ($\delta_{\text{зак.}}=36,8^\circ$). Кроме того при проектировании модели закрылка было предусмотрено варьирование числом Sh , как параметром, путём дискретного изменения частоты вращения закрылка (80, 120 и 160 Гц).



Рисунок 7 – Дренированная ДПМ нового поколения внутренней секции
закрылка установленная на аэродинамическую полумодель

Модель внутренней секции закрылка спроектирована по кессонной схеме с работающей обшивкой (рисунок 8). Кессон имеет сквозные технологические отверстия в дренированных сечениях, через которые проходят провода и трубки опорного давления от датчиков динамического давления.

Габаритные размеры модели показаны на рисунке 9. В качестве формообразующего элемента использовались полые сетчатые конструкции изготовление которых стало возможным благодаря применению аддитивных технологий.

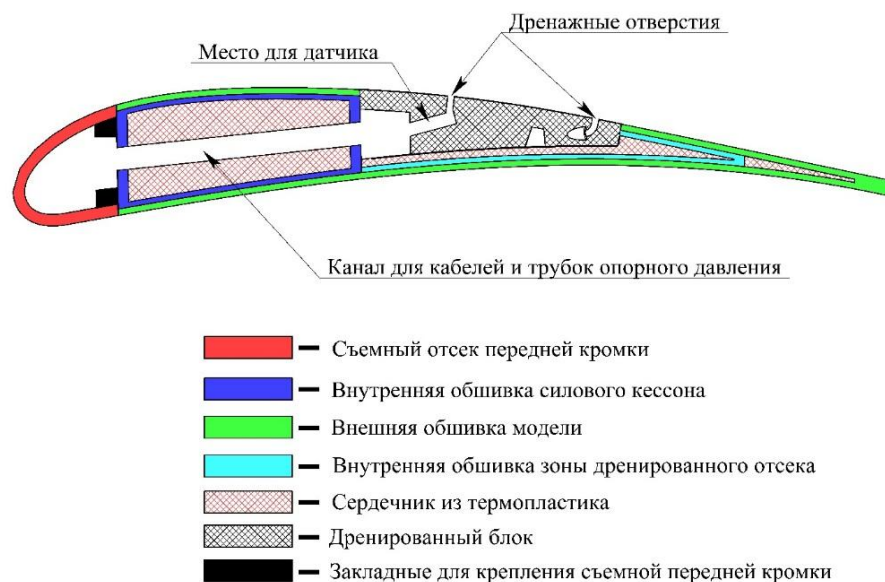


Рисунок 8 – Сечение модели внутренней секции закрылка

В модель для измерения пульсаций давления установлены семь датчиков динамического давления. Для моделей управляющих поверхностей спроектированы и изготовлены дренированные вставки. Дренированная вставка выполнена в виде легкоъемной крышки с отсеками для установки датчиков и отверстиями для крепления к модели. Устанавливается в посадочное место, являющееся частью сердечника модели.

Дренированная вставка в конечном сечении модели выполнена в виде легкоъемной части закрылка и крепится к торцу модели.

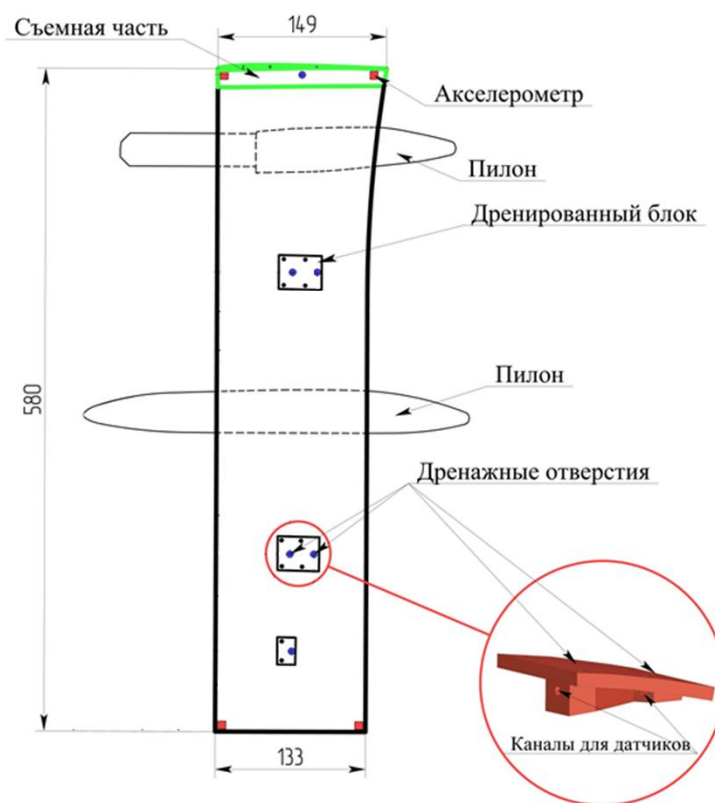


Рисунок 9 – Основные размеры модели внутренней секции закрылка

Для определения частот и амплитуд изгибных и крутильных колебаний четыре акселерометра установлены в углах модели.

Необходимо отметить, что на разработанных конструкциях дренажных моделей для измерения пульсаций давления возможно использование методов визуализации различного типа [8].

Выводы:

1. Разработаны конструкции дренажных ДПМ нового поколения из полимерных композиционных материалов с применением аддитивных технологий.
2. Разработаны конструкции и технология изготовления съёмных дренажных блоков и вставок для датчиков динамического давления, устанавливаемых в основную силовую конструкцию моделей

3. На дренированных ДПМ проведены экспериментальные исследования явлений аэроупругости и нестационарных аэродинамических нагрузок в трансзвуковой аэродинамической трубе

Библиографический список

1. Кузьмина С.И. Особенности нестационарной аэродинамики в трансзвуковом диапазоне чисел Маха // Труды ЦАГИ. 2013. Выпуск №2738. С. 189-204.
2. Ендогур А.И., Кравцов В.А. Идеология проектирования авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов // Труды МАИ, 2015, № 81: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=57755>
3. Ендогур А.И., Кравцов В.А., Солошенко В.Н. Принципы рационального проектирования авиационных конструкций с применением композиционных материалов // Труды МАИ, 2014, № 72: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=47572>
4. Азаров Ю.А., Брускова Е.В., Губернатенко А.В., Зиченков М.Ч., Ишмуратов Ф.З. Система автоматизированного проектирования, изготовления и инженерного анализа аэроупругих моделей летательных аппаратов и строительных сооружений // Труды ЦАГИ. 2013. Выпуск №2738. С. 289-317.
5. Чумаков Д.М. Перспективы использования аддитивных технологий при создании авиационной и ракетно-космической техники // Труды МАИ, 2014, № 78: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=53682>

6. Вибровозбудитель колебаний механических конструкций. Патент РФ №2594462 / Черноволов Р.А., Азаров Ю.А. Заявка №2015118026/12 от 14.05.2015, Бюл. №23.

7. Динамически подобная аэродинамическая модель несущей поверхности летательного аппарата. Патент РФ №2578915 / Карклэ П.Г., Азаров Ю.А., Брускова Е.В., Черноволов Р.А. Заявка № 2014136937/11 от 27.11.2014, Бюл. №9.

8. Мошаров В.Е., Радченко В.Н. Методы визуализации течений газа на поверхности // Труды конференции «Оптические методы исследования потоков (ОМИП-2009), URL: http://omfi.mpei.ac.ru/rus/Trudy_10/Ob_05_01.pdf