

УДК 533.6.072

Некоторые особенности моделирования динамической аэроупругости летательных аппаратов в трансзвуковых аэродинамических трубах

Азаров Ю.А.*, Черноволов Р.А.**

*НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского», ул. Жуковского 1, Жуковский,
Московская область, 140180, Россия*

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

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

Аннотация:

В работе рассмотрены особенности моделирования явлений динамической аэроупругости - флаттера и бафтинга на динамически подобных моделях (ДПМ) в аэродинамических трубах (АДТ) в трансзвуковом диапазоне чисел М. Даны рекомендации для выбора критериев подобия, выполнение которых необходимо при проектировании, изготовлении и испытаниях ДПМ в трансзвуковых АДТ для получения достоверных результатов эксперимента и переноса их на натурную конструкцию

Ключевые слова: аэроупругость, модель, аддитивные технологии, критерии подобия, аэродинамический эксперимент, композиционные материалы.

Явления аэроупругости имеют сложную физическую природу, обусловленную взаимодействием аэродинамических, инерционных и упругих сил, действующих на конструкцию летательных аппаратов (ЛА) в полёте.

Для изучения этих явлений методом моделирования в дозвуковых и трансзвуковых аэродинамических трубах в ЦАГИ и в мировой практике широко используются динамически-подобные и упругоподобные модели различного типа, объединяемые общим термином аэроупругие модели [1] [2] [3].

Несмотря на развитие расчётных методов и вычислительной техники испытания аэроупругих моделей в АДТ по-прежнему являются основным (иногда единственным) и наиболее достоверным способом доказательства безопасности конструкции ЛА как в обычных условиях эксплуатации, так и на экстремальных режимах полёта (внешние повреждения, обрыв тяги проводки управления и т.д.), т.е. в тех случаях, когда затруднён или невозможен лётный эксперимент. Поэтому исследование динамической аэроупругости - флаттера и бафтинга на динамически подобных моделях в аэродинамических трубах в трансзвуковом диапазоне чисел M является актуальной задачей.

Создание ДПМ ЛА, предназначенных для экспериментальных исследований в АДТ динамических явлений аэроупругости: флаттера и бафтинга, является сложной, трудоёмкой и ответственной научно-технической задачей, требующей подобия натурной конструкции не только по внешней геометрической форме, но и по распределённым массово-инерционным и жесткостным характеристикам [4].

Разработка перспективных гражданских самолётов нового поколения потребовала резкого сокращения сроков, повышения информативности и точности экспериментальных исследований в АДТ характеристик аэроупругости создаваемых ЛА, чтобы уже на стадиях эскизного и рабочего проектирования оперативно решать вопросы, связанные с оптимизацией конструкции и

обеспечением безопасности по аэроупругости в тесной интеграции с расчётными исследованиями.

1. Особенности моделирования флаттера и бафтинга в трансзвуковом диапазоне чисел Маха

Теоретической основой моделирования явлений аэроупругости в АДТ являются закон механического подобия Ньютона и теория размерности [5], [6]. В соответствии с ними две механические системы являются динамически подобными, если они геометрически подобны и одна система как бы копирует движение другой. Для этого необходимо, чтобы так называемые критерии подобия, являющиеся безразмерными величинами, имели одинаковые значения (*idem*) для модели и натурной конструкции.

При моделировании динамических явлений аэроупругости основными критериями подобия являются следующие.

1 *Полное геометрическое подобие* модели натурной конструкции по внешней обтекаемой потоком воздуха поверхности. В строгой постановке модель самолёта должна быть его точной геометрической копией.

2 *Число Маха*: $M = \frac{V}{a} = idem$

где V -скорость потока (полёта)

a скорость звука,

3 *Критерий Коши*: $Ca = \frac{f}{\rho \cdot V^2 \cdot \ell} = idem,$

где f -характерная жёсткость конструкции,

ρ -плотность потока,

ℓ - характерная длина.

Выполнение этого условия обеспечивает соблюдение подобия упругих деформаций конструкции модели и самолёта под действием аэродинамических сил, а выражение характерной жёсткости конструкции f -зависит от выбранной конструктивно силовой схемы ДПМ: ℓ

При проектировании ДПМ по конструктивно подобной схеме $f = E$ - модулю упругости основного конструкционного материала ЛА и тогда число

$Ca = \frac{E}{\rho \cdot V^2}$. Поскольку авиационные конструкции представляют собой в основном

тонкостенные конструкции и их жесткостные характеристики пропорциональны толщине конструктивных элементов t , то с учётом этого характерная жёсткость

$f = E \cdot t$, а критерий $Ca = \frac{E \cdot t}{\ell \cdot \rho \cdot V^2}$.

При разработке конструкции ДПМ фюзеляжа или крыла большого удлинения с использованием балочной схематизации $f = EJ_{изг}$ или $(GJ_{кр})$, где

$EJ_{изг}$ и $GJ_{кр}$ жесткости поперечного сечения балки на изгиб и кручение и поэтому

число $Ca = \frac{EJ_{изг}}{\ell^4 \cdot \rho \cdot V^2}$ и $Ca = \frac{GJ_{кр}}{\ell^4 \cdot \rho \cdot V^2}$

В случае моделирования крыла малого удлинения с использованием пластинной схематизации упругие свойства конструкции описываются

цилиндрической жёсткостью $f = E \cdot \delta^3$, где δ – толщина профиля. Поэтому

Критерий Коши в этом случае равен $Ca = \frac{E \cdot \delta^3}{\ell^3 \cdot \rho \cdot V^2}$

4 Критерий Ньютона: $Nw = \frac{m}{\rho \cdot \ell^2} = idem$,

где m – погонная масса конструкции,

Этот критерий требует равенства отношения массы конструкции к присоединенной массе воздуха на модели и натуре.

Для сосредоточенных грузов, например, двигателя или полной массы ЛА критерий $Nw = \frac{G}{\rho \cdot \ell^3}$.

5 Число Струхалия $Sh = \frac{\omega \cdot \ell}{V} = idem$, где ω - частота колебаний, является важнейшим критерием подобия при моделировании флаттера и бафтинга. При одинаковом числе Струхалия на модели и натурной конструкции устанавливается кинематическое подобие при колебательных процессах в нестационарном потоке воздуха.

Критерии подобия Ca , Nw и Sh не являются независимыми друг от друга. Они связаны соотношением $Sh = \sqrt{\frac{Ca}{Nw}}$, и поэтому подобие по Sh выполняется автоматически, если имеет место подобие по числам Ca и Nw .

Равенство перечисленных критериев подобия для модели и натуре позволяет получить связь между масштабными коэффициентами, необходимыми для проектирования модели, и для пересчета результатов испытания модели на натурную конструкцию:

Для дозвуковых ДПМ назначаются величины двух основных независимых масштабов K_ℓ и K_v , а третий масштаб плотности $K_\rho = 1$. Их величина определяется с

одной стороны, размерами рабочей части АДТ, максимально допустимыми размерами модели, условиями испытаний и диапазоном скоростей АДТ, с другой стороны размерами и конструктивными особенностями натурной конструкции, режимами ее эксплуатации.

Для трансзвуковых ДПМ назначается масштаб линейных размеров K_l , масштаб плотности потока K_ρ или масштаб скоростного напора $K_q = K_\rho \cdot (K_v)^2$, а третий масштаб числа Маха равен единице.

Все остальные масштабы моделирования однозначно выражаются через заданные значения трех основных масштабов и разделяются на две группы: масштабы необходимые для расчета параметров модели и ее проектирования и масштабные коэффициенты, по которым осуществляется пересчет результатов испытаний модели в АДТ на натурную конструкцию.

Многолетний опыт ЦАГИ показал, что наибольшие трудности вызывает создание ДПМ для исследований флаттера и бафтинга в трансзвуковом диапазоне чисел M . По сравнению с дозвуковыми ДПМ это обусловлено в 2÷3 раза меньшими линейными размерами трансзвуковых моделей, более жёсткими требованиями к геометрическим характеристикам, испытаниями моделей в АДТ при скоростных напорах, превышающих натурные режимы полёта в 1,5 ÷ 2 раза, и повышенными требованиями к прочности конструкции ДПМ при исследованиях бафтинга на углах атаки $\alpha \neq 0$.

Изготовление трансзвуковых ДПМ из традиционных материалов (дюралюминия, фанеры, целлулоида, металлов) приводило к перетяжелению моделей по сравнению с требованиями подобия в $5 \div 8$ раз. [7]

Соответственно перетяжеление моделей приводило к нарушению условия массового подобия (числа Ньютона) и, как следствие, условия кинематического подобия (числа Струхала), выполнение которого является особенно важным при исследованиях флаттера и бафтинга в нестационарном потоке в трансзвуковом диапазоне чисел Маха.

Для наглядности сложности решения проблемы изготовления трансзвуковых ДПМ всего ЛА без перетяжеления в таблице 1 приведены максимальные величины масштабов линейных размеров K_L моделей для испытаний в трансзвуковой АДТ и для сравнения в большой дозвуковой АДТ. Масштабы K_L вычислены как отношение максимально допустимого размаха крыла модели в рабочей части АДТ (5 метров в дозвуковой АДТ и 1,9 метра в трансзвуковой АДТ) к размаху крыла самолёта, и в соответствии с ними требуемые по подобию массы «идеальных» конструктивно подобных моделей (моделей-копий) для 3-х групп самолётов: СССР, России, США, Франции и других стран [8]. Из таблицы следует, что «идеальные» модели по весовым характеристикам второй и третьей групп самолётов для АДТ на сегодня практически невозможно изготовить из традиционных материалов без перетяжеления конструкции. В результате величина критического напора флаттера $q_{кр}$ исследуемой конструкции ЛА или амплитуда колебаний при возникновении бафтинга становятся в трансзвуковой области функцией не только числа Маха, но и массового параметра.

Таблица 1 - Максимальные величины масштабов линейных размеров K_L

Группа* самолётов	Размах крыла самолёта [м]	Масса пустого самолёта [kg 10 ⁻³]	КПМ в Т-104		КПМ в Т-128	
			K_L	Масса [kg]	K_L	Масса [kg]
I	7 ÷ 15	5,5 ÷ 22	$\frac{1}{1,4} \div \frac{1}{3,0}$	1900 ÷ 500	$\frac{1}{3,7} \div \frac{1}{7,7}$	110 ÷ 48
II	29 ÷ 43	29 ÷ 70	$\frac{1}{6,0} \div \frac{1}{8,5}$	145 ÷ 120	$\frac{1}{15} \div \frac{1}{23}$	8,2 ÷ 6,0
III	50 ÷ 80	60 ÷ 280	$\frac{1}{10} \div \frac{1}{17}$	80 ÷ 60	$\frac{1}{26} \div \frac{1}{42}$	4,5 ÷ 3,6

* I группа – высоко маневренные самолёты

II группа – пассажирские и боевые самолёты средней весовой категории

III группа – тяжёлые пассажирские и транспортные самолёты.

Практика показала, что в некоторых случаях имеет место автомодельность по массовому параметру (рисунок 1), а в других случаях (рисунок 2) наблюдалось, как снижение критического скоростного напора флаттера (шло в излишний запас при установлении безопасных режимов полёта самолёта), так и его повышение (создавалось ложное представление о большом запасе).

В строгой постановке задачи по исследованию влияния массового параметра на $q_{кр}$ необходимо изготовление и испытания серии моделей с разным масштабом масс, но одинаковым масштабом жесткости. Однако очевидно, что этот подход неприемлем из-за больших временных и финансовых затрат, особенно когда необходимо оперативное принятие решения о безопасных режимах эксплуатации исследуемого ЛА.

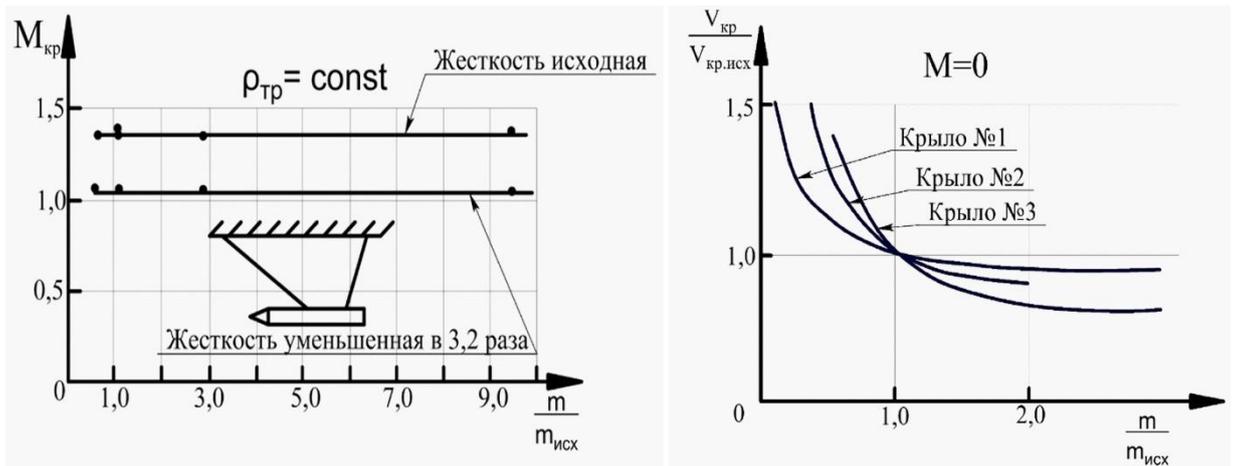


Рисунок 1 – Зависимость $M_{кр} \left(\frac{m}{m_{исх}} \right)$ (рисунок слева), зависимости относительного значения скорости флаттера в несжимаемом потоке от отношения $\frac{m}{m_{исх}}$ (рисунок справа)

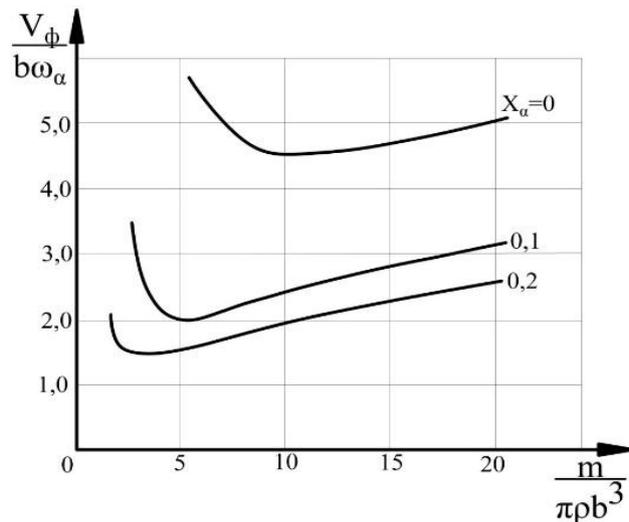


Рисунок 2 – Зависимости безразмерной скорости флаттера от отношения массы конструкции к присоединённой массе воздуха и от конструктивного параметра X_α -статического дисбаланса

Частично эта задача может решаться испытаниями изолированных ДМП консолей крыла, горизонтального и вертикального оперения, изготовленных по упрощенной конструктивно-подобной схеме. В этом случае масштаб линейных размеров консолей может быть увеличен в $2 \div 2.5$ раза и соответственно масса в 8

÷15 раз. При этом масса модели за счёт установки дополнительных съёмных грузов может быть, как уменьшена, так и увеличена. Недостатком этого подхода является то, что исключаются из рассмотрения как антисимметричные формы флаттера, так и симметричные формы, в которых существенную роль играют частоты и формы собственных колебаний фюзеляжа.

Новым подходом в создании ДПМ без перетяжеления является разработка специализированной CAD/CAM/CAE системы автоматизированного проектирования, изготовления и инженерного анализа аэроупругих моделей с использованием новых инновационных аддитивных технологий и полимерных композиционных материалов. Эта система интегрирована в общий цикл расчётно–экспериментальных исследований ЦАГИ и ОКБ по обеспечению безопасности перспективных ЛА от наиболее опасных явлений динамической аэроупругости флаттера и бафтинга, начиная от этапа аванпроекта до этапа промышленной эксплуатации.

Важной особенностью системы является то, что моделирование натурной конструкции начинается с создания «идеальной» модели –копии натурального самолёта в заданных масштабах моделирования. В дальнейшем при разработке конструкции физической модели и технологии её производства модель-копия является эталоном не только по геометрическим, массовым, жесткостным и модальным характеристикам, но и по аэроупругим характеристикам (критической скорости флаттера, бафтинга, реверса, дивергенции) на стадии разработки расчётной математической модели физической ДПМ.

Перспективным направлением является создание эталонных дренированных аэроупругих моделей для развития и верификации вычислительной нестационарной аэродинамики в трансзвуковом диапазоне чисел Маха и разработка комплексного расчётно-экспериментального метода для внесения поправок в результаты экспериментальных исследований флаттера в АДТ, полученных, в том числе, на перетяжелённых моделях.

Но основной перспективной задачей является разработка новых гетерогенных полимерных композиционных материалов с управляемыми жесткостными и весовыми характеристиками.

2. Типовые конструкции трансзвуковых ДПМ. Выбор рациональных форм поперечных сечений силовых несущих элементов моделей.

Наиболее сложными из аэроупругих моделей с точки зрения проектирования и изготовления, являются трансзвуковые динамически-подобные модели, так как в этом случае, в соответствии с законом механического подобия, должно быть выполнено дополнительно, в отличие от требований к упруго подобным моделям, условие массового подобия. Это обстоятельство во многом определяет различие в выборе конструктивно-силовых схем моделей, требований к материалам и технологии изготовления модели при постановке эксперимента. Испытания этих моделей должны проводиться с учётом требуемого нормативного запаса по числу Маха (10÷15%) до скоростей потока 400÷500м/с.

В качестве примера на рисунке 3 приведены фотографии ДПМ испытания которых проводились в трансзвуковых трубах.

Основными конструктивно-силовыми схемами трансзвуковых ДПМ являются:

- конструктивно-подобная схема,
- балочная схема,
- пластинная схема.

При проектировании полных моделей ЛА часто используются комбинированные конструктивно-силовые схемы. Например, фюзеляж проектируется по балочной схеме, для консолей крыла в зависимости от удлинения может использоваться либо конструктивно подобная схема, либо балочная схема, а при разработке конструкции моделей горизонтального и вертикального оперения либо конструктивно подобная схема, либо пластинная схематизация.

Применение конструктивных подобных схем является наиболее сложным процессом при разработке конструкции модели и наиболее затратным по времени и трудоёмкости изготовления. Кроме того, недостатком этой схемы является низкая прочность тонкостенной конструкции модели и ограниченные возможности для параметрических исследований. Как правило, модели этого типа проектируются на завершающем этапе рабочего проектирования натурного ЛА, а результаты испытаний в АДТ используются для сертификации ЛА по безопасности от флаттера. Жёсткие условия испытаний трансзвуковых моделей, высокие требования к их весовому совершенству и повышению живучести предопределили применение для изготовления этих моделей полимерных композиционных материалов с высокой удельной жёсткостью и прочностью.



Рисунок 3 – Фотографии: ДПМ самолёта на «плавающей» подвеске, ДПМ хвостовой части самолёта, многофункциональная дренированная ДПМ модель крыла большого удлинения

Для поисковых параметрических исследований флаттера в трансзвуковом диапазоне чисел M и оценки влияния сжимаемости воздуха на бафтинг при углах атаки $\alpha \neq 0$ на стадии формирования компоновки и разработки конструкции ЛА для моделирования жесткостных характеристик фюзеляжа, крыла и управляющих поверхностей натурной конструкции более широко используются балки и

пластины сплошного сечения. Однако эти схемы не эквивалентны между собой по весовой эффективности и наиболее близкой по этому параметру к натурной конструкции является конструктивно подобная схема, в которой силовой материал находится во внешнем тонкостенном контуре модели.

Поэтому первое, что должен сделать конструктор при проектировании модели — это сравнить насколько рациональны по весовой эффективности формы поперечных сечений силовых несущих элементов модели. За коэффициент рациональности в этом случае принимается геометрическая характеристика, которая зависит от вида нагружения конструкции [9]. Поскольку классической формой флаттера для крыльев большого удлинения является изгибно-крутильный флаттер, то в данном случае рассмотрим рациональные формы сечений для изгиба и кручения.

При изгибе за количественную оценку рациональности сечения (по затрате материала) принимается безразмерная величина, называемая осевым удельным моментом сопротивления $\omega_{изг} = \frac{W_{изг}}{\sqrt{F^3}}$, где $W_{изг}$ — момент сопротивления относительно главной центральной оси сечения, а F — площадь сечения.

При кручении за количественную оценку рациональности сечения принимается также безразмерная величина, называемая удельным полярным моментом сопротивления $\omega_p = \frac{W_p}{\sqrt{F^3}}$, где W_p — полярный момент сопротивления круглого сечения. При некруглом сечении $\omega_{кр} = \frac{W_{кр}}{\sqrt{F^3}}$, которую называют удельным моментом сопротивления при кручении.

Из приведенных формул следует, что тем больше W и меньше F , тем выше весовая эффективность сечения. Для сравнения в таблице 2 приведены значения $\omega_{изг}$ и $\omega_{кр}$ для пяти типов сечений

Таблица 2 – Коэффициенты рациональности $\omega_{изг}$ и $\omega_{кр}$ для пяти типов сечений

№	Тип сечения	$\omega_{изг}$	$\omega_{кр}$
1	Сплошной квадрат	0,167	0,21
2	Прямоугольное сплошное сечение при соотношении сторон 1/10 (пластина)	0,0526	0,1
3	Двутавр	1,02 – 1,51	0,05 – 0,07
4	Тонкостенное кольцо	0,58	1,16
5	Тонкостенный кессон с соотношением сторон 1/3.	0,4	0,79

Данные, приведенные в этой таблице, показывают, что применение балочной (№1) и пластинной (№2) схемы при разработке конструкции трансзвуковых динамически-подобных моделей из материалов натурной конструкции не позволяет выполнить условие массового подобия.

Поэтому второй очень важной задачей является применение новых конструкционных материалов для получения массы модели, соответствующей требованиям критерия Ньютона.

3. Удельные жесткостные и прочностные характеристики традиционных изотропных материалов

Наиболее информативной характеристикой материалов при оценке весовой эффективности конструктивно силовых схем ДПМ при одинаковом масштабе

жесткости является удельная жесткость $\frac{E}{\gamma}$, где $\gamma = \rho \cdot g$, а g -ускорение свободного падения. В таблице 3 приведены удельные веса и удельные жесткостные характеристики изотропных конструкционных материалов, к которым относятся металлы, изотропные углепластики и стеклопластики, а также термопластики

Для того, чтобы оценить эффективность их применения в конструкциях ДПМ в таблице даны для каждого материала отношения его удельной жесткости к удельной жесткости алюминиевого сплава В95, который принят в качестве базового материала, поскольку сплавы алюминия широко применяются в конструкции ЛА. Из таблицы 3 следует, что наиболее эффективно применять в конструкции аэроупругих моделей углепластик т.к. при одинаковом весе конструкции она будет наиболее жесткой.

И, наоборот, при одинаковой жесткости конструкция из углепластика будет наиболее легкой, что очень важно при моделировании флаттера и бафтинга.

Не менее важным вопросом при выборе материала для многоцелевых ДПМ является обеспечение максимальной прочности модели при её испытаниях в АДТ на углах атаки. В таблице 4 приведены удельные прочностные характеристики изотропных материалов и их отношение к удельной прочности алюминиевого сплава В95, принятого за базовый материал.

Таблица 3 - Удельные веса и удельные жесткостные характеристики изотропных конструкционных материалов

Материал	$\gamma_l,$ гр/см ³	$\frac{\gamma_l}{\gamma_{B_{95}}}$	E кг/см ²	$\frac{E}{\gamma} \cdot 10^3$ см	$\frac{\left(\frac{E}{\gamma}\right)_l}{\left(\frac{E}{\gamma}\right)_{B_{95}}}$
Алюминиевый сплав Д16Т	2,8	1,0	$7,2 \cdot 10^5$	$2,57 \cdot 10^5$	1,0
Алюминиевый сплав В95	2,8	1,0	$7,2 \cdot 10^5$	$2,57 \cdot 10^5$	1,0
Магниевый сплав МА3	1,8	0,64	$4,2 \cdot 10^5$	$2,33 \cdot 10^5$	0,91
Магниевый сплав МА5	1,8	0,64	$4,2 \cdot 10^5$	$2,33 \cdot 10^5$	0,91
Титановый сплав ВТ5	4,4	1,57	$1,1 \cdot 10^6$	$2,50 \cdot 10^5$	0,97
Сталь 30ХГСА	7,8	2,79	$2,1 \cdot 10^6$	$2,69 \cdot 10^5$	1,04
Углепластик	1,45	0,52	$5,0 \cdot 10^5$	$3,45 \cdot 10^5$	1,34
Стеклопластик	1,5	0,53	$1,15 \cdot 10^5$	$0,77 \cdot 10^5$	0,3
АВС-термопластик	1,04	0,37	$2,4 \cdot 10^4$	$2,3 \cdot 10^4$	0,09
Термопластик поликарбонат	1,20	0,36	$2,2 \cdot 10^4$	$1,83 \cdot 10^4$	0,07

Таблица 4 - Удельные прочностные характеристики изотропных материалов и их отношение к удельной прочности алюминиевого сплава В95

Материал	$\gamma_l,$ гр/см ³	$\frac{\gamma_l}{\gamma_{B_{95}}}$	σ_B кг/мм ²	$\frac{\sigma_B}{\gamma}$ см	$\frac{\left(\frac{\sigma_B}{\gamma}\right)_l}{\left(\frac{\sigma_B}{\gamma}\right)_{B_{95}}}$
Алюминиевый сплав Д16Т	2,8	1,0	40	$14,3 \cdot 10^5$	0,67
Алюминиевый сплав В95	2,8	1,0	60	$21,0 \cdot 10^5$	1,0
Магниевый сплав МА3	1,8	0,64	26	$14,4 \cdot 10^5$	0,68

Магниевый сплав МА5	1,8	0,64	30	16,7 10 ⁵	0,795
Титановый сплав BT5	4,4	1,57	100	22,7 10 ⁵	1,08
Сталь 30ХГСА	7,8	2,79	120	15,0 10 ⁵	0,71
Углепластик	1,45	0,52	50	34,5 10 ⁵	1,64
Стеклопластик	1,5	0,53	20	13,3 10 ⁵	0,635
АВС- термопластик	1,04	0,37	6,0	5,8 10 ⁵	0,28
Термопластик - поликарбонат	1,20	0,36	10,0	8,5 10 ⁵	0,40

Из таблицы следует, что наиболее эффективно применять в конструкции ДПМ углепластик т.к. при одинаковом весе конструкции она будет наиболее прочной.

4. Требования к характеристикам новых материалов, применение которых позволит выполнить одновременно критерии подобия S_a и N_w

Первое требование к удельным жесткостным характеристикам новых материалов сформулируем из условия, что характерная погонная масса m_i сечения для каждой конструктивно силовой схемы ДПМ является постоянной величиной и равна m_{95} базового материала. Для этого воспользуемся формулами, приведенными в таблице 5

Таблица 5 – Отношение масс для разных конструктивных схем

Кессонная схема	Балочная схема	Пластинная схема
$\frac{m_i}{m_{95}} = \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}} \cdot \frac{E_{95}}{E_i}$	$\frac{m_i}{m_{95}} = \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}} \cdot \sqrt{\frac{E_{95}}{E_i}}$	$\frac{m_i}{m_{95}} = \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}} \cdot \sqrt[3]{\frac{E_{95}}{E_i}}$

Для моделей кессонной схемы при $E_i t_i = const$ и $m_i = m_{95}$ требование к новым материалам состоит в том, чтобы их удельная жёсткость была равна удельной жёсткости базового материала.

На графике $E_i(\gamma_i)$ эта зависимость представляет прямую линию (рисунок 4). В этом случае конструктор, проектирующий ДПМ, учитывая различные факторы, имеет возможность задать необходимую величину удельного веса конструкционного материала и далее подбирать (или создавать) материал с соответствующим модулем упругости.

Для выбора необходимого материала при проектировании модели на рисунке 4 приведен график зависимости $E_i(\gamma_i)$ для моделей балочной схемы. Конструктор может задать требуемую величину модуля упругости материала и по графику определить требуемую величину удельного веса материала или поступить наоборот.

Характеристики и возможности применения материалов при использования пластинной схематизации определяются выполнением условий $E_i \delta_i^3 = const$ и $m_i = m_{95}$. Для выбора необходимого материала при проектировании модели на рисунке 5 приведен график зависимости E_i от γ_i , представляющий собой кубическую параболу.

Необходимо подчеркнуть, что при выборе удельной жёсткости материала конструктор должен сделать контрольные расчёты для определения характерных линейных размеров и прочностных характеристик выбранной конструктивно силовой схемы, а затем решить главную задачу – разработку технологии создания материала с заданной удельной жёсткостью.

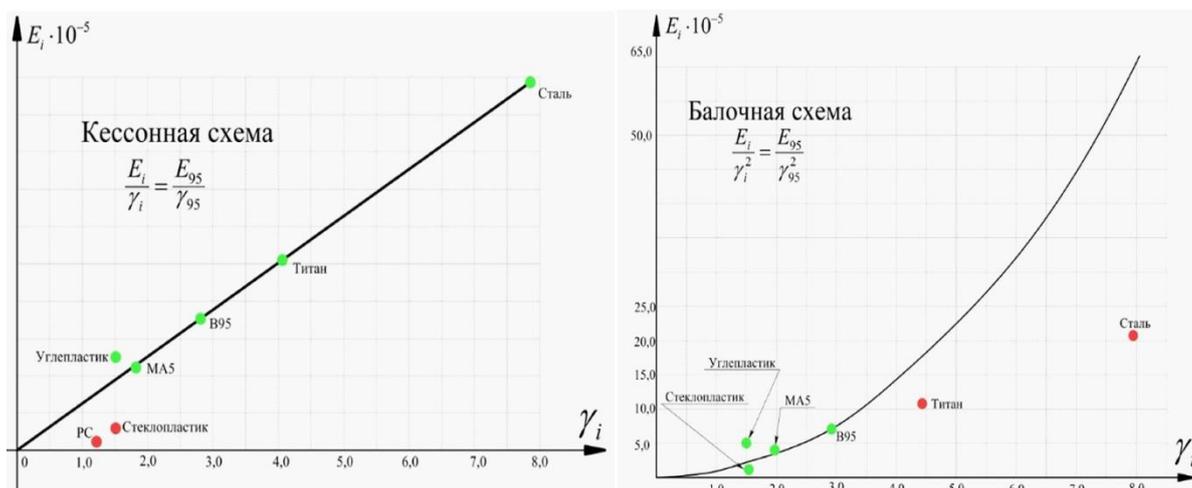


Рисунок 4 – График зависимости $E_i(\gamma_i)$: для моделей кессонной схемы (слева) и для моделей балочной схемы (справа)

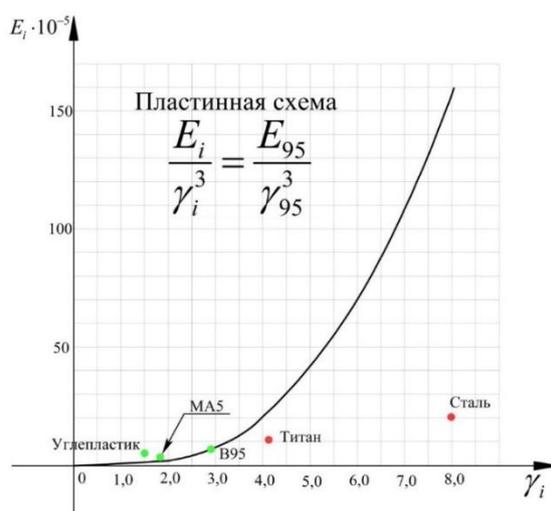


Рисунок 5 – График зависимости $E_i(\gamma_i)$ для моделей пластинной схемы

5. Оценка возможностей создания перспективных конструкционных материалов с заданными жесткостными характеристиками для выполнения критериев подобия S_a и N_w при проектировании трансзвуковых ДПМ ЛА

Использование традиционных гомогенных материалов – металлических сплавов позволяет в идеальном варианте (если не рассматривать вопросы технологии и трудоёмкости изготовления) выполнить условие массового подобия

натурной конструкции только на модели конструктивно подобной схемы (рисунок 4). Однако такая модель, спроектированная в масштабе линейных размеров $K_L < \frac{1}{10}$, чрезвычайно сложна в изготовлении и практически непригодна для испытаний в АДТ на флаттер и бафтинг при натуральных скоростных напорах из-за не достаточного запаса прочности.

С другой стороны, очевидно, что выполнение критерия массового подобия на ДПМ балочной и пластинной схемы невозможно при использовании металлических сплавов поскольку форма поперечных сечений их силовых элементов не рациональна по весовой эффективности.

Приоритетным направлением в решении задачи повышения весовой эффективности и прочности ДПМ является применение гетерогенных материалов, состоящих из сильно различающихся по свойствам, взаимно нерастворимых компонентов. Эти материалы позволяют иметь заданное сочетание разнородных свойств с возможностью варьирования удельными жесткостными и прочностными характеристиками при проектировании модели. В первую очередь этому требованию удовлетворяют полимерные композиционные материалы. Их преимущества связаны с имеющимися возможностями управления их свойствами в широком диапазоне, что достигается путём подбора сочетания армирующих компонентов (стекловолокнитов, карбоволокнитов, органоволокнитов и бороволокнитов), связующего (матрицы), их количественного соотношения, распределения и ориентации волокон в объёме материала.

Другим направлением является применение аддитивных технологий для изготовления на первом этапе из низко модульных и лёгких термопластиков крупных блоков модели для уменьшения количества стыков при сборке [10]. Термопластик в данном случае выполняет несколько функций: во – первых он является позитивной прессформой, на которую наформовываются несущие тонкие слои полимерного композиционного материала, во-вторых он обеспечивает местную мембранную жёсткость и прочность тонкостенных элементов при сжатии, и в-третьих варьируя его толщиной можно создавать гибридные материалы для выполнения условия массового подобию, практически не изменяя жесткостных характеристик.

Перспективными конструкционными композиционными материалами на сегодня также являются органопластики. Благодаря низкой плотности арамидные волокна по удельной прочности превосходят все известные в настоящее время армирующие волокна и металлические сплавы, что очень важно для ДПМ, предназначенных для исследований бафтинга на углах атаки $\alpha \neq 0$. Особенностью арамидных волокон является то, что после ткачества они сохраняют 90% исходной прочности нитей, что даёт возможность применять их в качестве тканых армирующих материалов и существенно упростить технологию изготовления моделей.

Здесь необходимо ещё раз подчеркнуть, что создание конструкции ДПМ из полимерных композиционных материалов, в отличие от использования однородных материалов, начинается с создания самого материала. При этом необходимые свойства материала определяются в процессе разработки

конструкции модели и формируются в процессе её производства. Таким образом, конструирование материала, проектирование модели и разработка технологического процесса её изготовления - это единый взаимосвязанный процесс, в котором каждая процедура дополняет и определяет другие.

Перспективным направлением для снижения массы модели является также повышение коэффициента рациональности сечений для моделей балочной и пластинной схемы.

Для балочной схемы это переход от сплошного сечения к пустотелому, в котором внутренний тонкостенный контур изготавливается из термопластика с использованием аддитивной технологии, на который затем наформовываются слои высоко модульного и высоко прочного однонаправленного углепластика в направлении оси балки $[0^\circ]$ и под углами $[\pm 45^\circ]$ (рисунок 6).

Для пластинной схемы это переход от сплошной пластины к трёхслойной панели, состоящей из внутренней тонкостенной панели, изготовленной в виде сотового блока из термопластика на установке быстрого прототипирования. Сотовый блок изготавливается переменной высоты по размаху и по хорде в соответствии с геометрией несущей поверхности. Затем на него сверху и снизу наформовываются слои высоко модульного и высоко прочного углепластика, количество и ориентация которых определяются расчётом по заданной матрице коэффициентов упругого влияния. Фотография фрагмента модели сотовой конструкции приведена на рисунке 7.

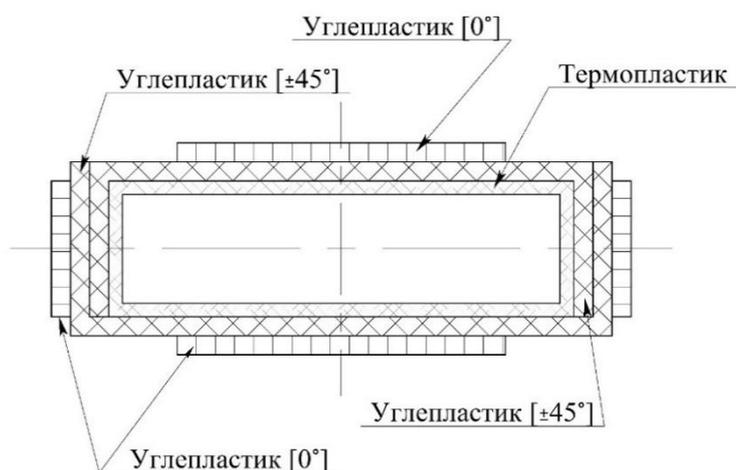


Рисунок 6 - Типовое сечение балки-лонжерона из углепластика

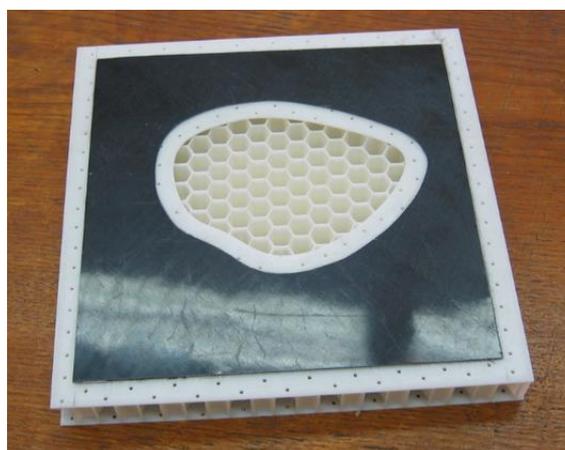


Рисунок 7 – Фрагмент сотового блока

Нельзя не сказать также об интенсивных исследованиях в авиастроении по созданию анизотридных сетчатых конструкций [11]. В них основными несущими элементами являются рёбра, которые обеспечивают одновременно как мембранную, так и изгибную жёсткость конструкции. Рёбра изготавливаются из однонаправленного углепластика, обладающего высокой удельной жёсткостью и прочностью. Обшивка в таких конструкциях используется только для восприятия аэродинамических нагрузок.

Расчётно-экспериментальными исследованиями показано, что сетчатые конструкции имеют высокое весовое совершенство и прочность. Не исключено, что, когда в авиастроении будет разработан промышленный способ изготовления таких конструкций, он будет перенесён в моделирование и из трёх конструктивно силовых схем ДПМ, описанных выше, останется одна типовая схема – кессон сетчатой конструкции.

Вопросы весового совершенства ДПМ также рассматривались в работе [12]. Однако работа была сфокусирована лишь на анализе уже существующих конструкционных материалов.

Выводы:

- Рассмотрены особенности моделирования явлений нестационарной аэроупругости - на ДПМ в АДТ в трансзвуковом диапазоне чисел M .

- Даны рекомендации для выбора критериев подобия, выполнение которых необходимо при проектировании, изготовлении и испытаниях ДПМ в трансзвуковых АДТ для получения достоверных результатов эксперимента и переноса их на натурную конструкцию.

- Показано, что наибольшую проблему вызывает выполнение условия массового подобия – критерия Ньютона, обусловленную перетяжелением конструкции моделей.

- Выполнен сравнительный анализ удельных жесткостных и прочностных характеристик гомогенных материалов (металлов), термопластиков и изотропных композиционных материалов для оценки их весовой эффективности при применении в конструкциях ДПМ.

- Изложены требования к характеристикам новых материалов, применение которых позволит выполнить одновременно критерии подобия Ca и Nw .

- Дана оценка возможностей создания перспективных конструкционных материалов с заданными жесткостными характеристиками для выполнения критериев подобия Ca и Nw при проектировании трансзвуковых ДПМ ЛА.

Библиографический список

1. Лампер Р.Е., Лыщинский В.В. Введение в теорию и моделирование флаттера. - Новосибирск, Изд-во НГТУ, 1999. - 179 с.
2. Карклэ П.Г. Основные направления деятельности отделения в обеспечении безопасности летательных аппаратов от флаттера. Сер. Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е. Жуковского. Вып. № 2738. – М: Издательский отдел ЦАГИ, 2013. С. 183 – 189.
3. Амирьянц Г.А., Ишмуратов Ф.З. Об исследованиях в области статической аэроупругости и многодисциплинарной оптимизации конструкций. Сер. Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е. Жуковского. Вып. № 2738. – М: Издательский отдел ЦАГИ, 2013. С. 133-152.
4. Азаров Ю.А., Черноволов Р.А. Дренированные аэроупругие модели летательных аппаратов // Труды МАИ. 2017. № 92. URL: <http://trudy.mai.ru/published.php?ID=77062>
5. Бисплингофф Р., Эшли Х., Халфмэн Р. Аэроупругость. – М: Иностранная литература, 1958. – 800 с.

6. Альхимович Н.В., Попов Л.С. Моделирование флаттера самолёта в аэродинамических трубах. Сер. Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е. Жуковского. №623. – М: Издательский отдел ЦАГИ, 1947. - 37 с.
7. Азаров Ю.А., Алексеев П.Д., Булычёв Г.А., Лыщинский В, В, Михайлов А.И. Исследование флаттера самолётов на целлулоидных конструктивно подобных моделях при трансзвуковых скоростях в аэродинамической трубе Т-109 ЦАГИ. Труды ЦАГИ. № 2067 - М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1979. С. 1 - 43.
8. Арутюнов А.Г., Дыдышко Д.В., Кузнецов К.В. История развития транспортных самолетов // Труды МАИ. 2016. № 89. URL: <http://trudy.mai.ru/published.php?ID=72654>
9. Азаров Ю.А., Алексеев П.Д. Особенности применения перетяжелённых моделей для исследования флаттера летательных аппаратов в скоростных аэродинамических трубах с переменной плотностью потока. Сер. Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е. Жуковского. № 2618. – М: Издательский отдел ЦАГИ, 2001. С. 22 - 29.
10. Чумаков Д.М. Перспективы использования аддитивных технологий при создании авиационной и ракетно-космической техники // Труды МАИ. 2014. № 78. URL: <http://trudy.mai.ru/published.php?ID=53682>
11. Шаныгин А.Н. Особенности проектирования про-композитных конструкций ЛА. Сер. Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е. Жуковского. Вып. № 2698. – М: Издательский отдел ЦАГИ, 2011. С. 63 - 70.
12. Грецов М.А., Карклэ П.Г., Лыщинский В.В., Рыбаков А.А., Шалаев С.В. О выборе материалов при создании динамически подобных моделей. Сер. Труды

Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е. Жуковского. Вып. №
2738. - М: Издательский отдел ЦАГИ, 2013. С. 256-268.