

УДК 533.6.072

Оценка нагруженности динамически подобных моделей при исследовании бафтинга

Азаров Ю.А.*, Гарифуллин М.Ф., 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 процедуры выбора нагрузок, действующих на динамически подобную модель (ДПМ) при испытаниях в аэродинамических трубах (АДТ) при различных числах Маха (M) и Рейнольдса (Re). Даны рекомендации для расчета распределенных нагрузок, действующих на ДПМ и определения запасов прочности (требуемый для проведения испытаний в АДТ коэффициент запаса 4), выполнение которых необходимо при проектировании и изготовлении модели.

Ключевые слова: бафтинг, динамически подобная модель, прочность, нагрузки, аэродинамический эксперимент.

Исследования явлений нестационарной аэроупругости (бафтинга, колебаний с предельным циклом, срывного флаттера) связаны с применением расчетных и экспериментальных методов, в том числе испытаний масштабных динамически

подобных моделей самолетов в АДТ. [1-7] Однако возможности АДТ ограничены. Они не позволяют реализовать режимы течений с большими числами Re , соответствующим полету натурного самолета. Так, при испытаниях аэродинамических (жестких) моделей магистральных пассажирских самолетов число Re (по САХ), получаемое в аэродинамической трубе, обычно не превышает значений $(2.5-6) \cdot 10^6$, а полных динамически подобных моделей не более $(0.5-3) \cdot 10^6$, тогда как в натуральных условиях число Re достигает $(25-40) \cdot 10^6$ и более.

Сложность обеспечения требуемых чисел Re объясняется тем что:

1) В связи с существующими экологическими требованиями отсутствует реальная возможность использовать в рабочем контуре АДТ какой-либо газ кроме воздуха. Увеличение давления воздуха в рабочей части АДТ с целью увеличения числа Re ограничено прочностью стенок трубы.

2) В виду ограниченности мощностей приводов и размеров рабочей части АДТ, полная модель самолета не может иметь большие размеры.

Поэтому существенное значение приобретают исследования на полумоделях для получения чисел Re , близких к натурным. В этом случае длина консоли крыла может достигать 2м.

Проблема обеспечения требуемого числа Re актуальна при моделировании отрывных режимов обтекания, в случаях, когда характер течения зависит от состояния пограничного слоя на поверхности крыла.

Исследования в АДТ связаны с выполнением следующих этапов:

- оценка влияния на аэродинамику крыла увеличения числа Re от $Re \leq (0.5-3) \cdot 10^6$ при которых происходит испытания полных динамически подобных моделей

самолетов, до $Re=(10-15)*10^6$, когда характер обтекания (положение перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный, типы отрывов пограничного слоя и т.д.) становится подобным натурному;

- уточнение влияния роста числа Re на такие важные для аэродинамики самолета характеристики, как величина коэффициента подъемной силы начала бафтинга;

- верификация и валидация расчетных методов;

- анализ особенностей обтекания сечений крыла в зависимости от угла атаки и числа M и выявление зон отрыва потока с целью дальнейшего совершенствования компоновок крыла;

- получение новых экспериментальных данных для совершенствования расчетных методов обтекания компоновок крыльев.

Испытания дренированных ДПМ вызывает интерес, как с точки зрения их использования для промышленных задач, так и для верификации методов расчетной аэродинамики [8-12]. Проектирование и изготовление дренированных ДПМ представляет определенную сложность, так как помимо обеспечения подобия геометрических характеристик натуре и модели, 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). Кроме того, важно обеспечить подобие упругих характеристик испытываемой модели натурной конструкции, так как с изменением аэродинамической нагрузки меняется

упругая крутка крыла. Возникающие вследствие действия аэродинамических нагрузок изменения углов атаки поточных сечений должны соответствовать поведению натурной конструкции.

Стоит отметить что традиционно ДПМ всего самолета или изолированных поверхностей предназначались для проведения параметрических исследований в АДТ явлений дивергенции и флаттера при околонулевых углах атаки. В последние годы появилась потребность в экспериментальных исследованиях явлений бафтинга, срывного флаттера, определения нестационарных аэродинамических характеристик на умеренных и больших углах атаки с учетом отклика упругой конструкции. В связи с этим, особую важность приобрели вопросы обеспечения прочности ДПМ, т.к. главным отличием при исследовании бафтинга и срывного флаттера является стремление приблизиться к натурным числам Re и воспроизведение в эксперименте полет ЛА с большими углами атаки. Так при исследовании флаттера полной модели числа Re ограничены $Re \leq (0.5-3) \cdot 10^6$, а изолированной поверхности - $Re \leq (3-4) \cdot 10^6$. Классический «флаттерный» эксперимент обычно проводится при малых углах атаки, в следствии чего на модель не воздействуют большие статические компоненты нагрузки. При исследовании бафтинга в АДТ дренированные ДПМ испытывают намного более значительные аэродинамические нагрузки, статические компоненты которых почти на порядок могут превышать нагрузки, возникающие при исследованиях флаттера, а динамические компоненты могут достигать десятков % от статических.

В качестве примера на рисунке 1 приведена зависимость скоростного напора Q от числа Re при изменении давления в рабочей части АДТ в случае

зафиксированного значения числа $M=0.8$. На рисунке 2 приведена зависимость характеристики коэффициента подъёмной силы от угла атаки для типового крыла. В Таблице 1 приведены сравнительные характеристики максимальных значений статических компонент интегральных аэродинамических нагрузок, действующих на элементы полумодели самолета при исследованиях в АДТ явлений флаттера и бафтинга.

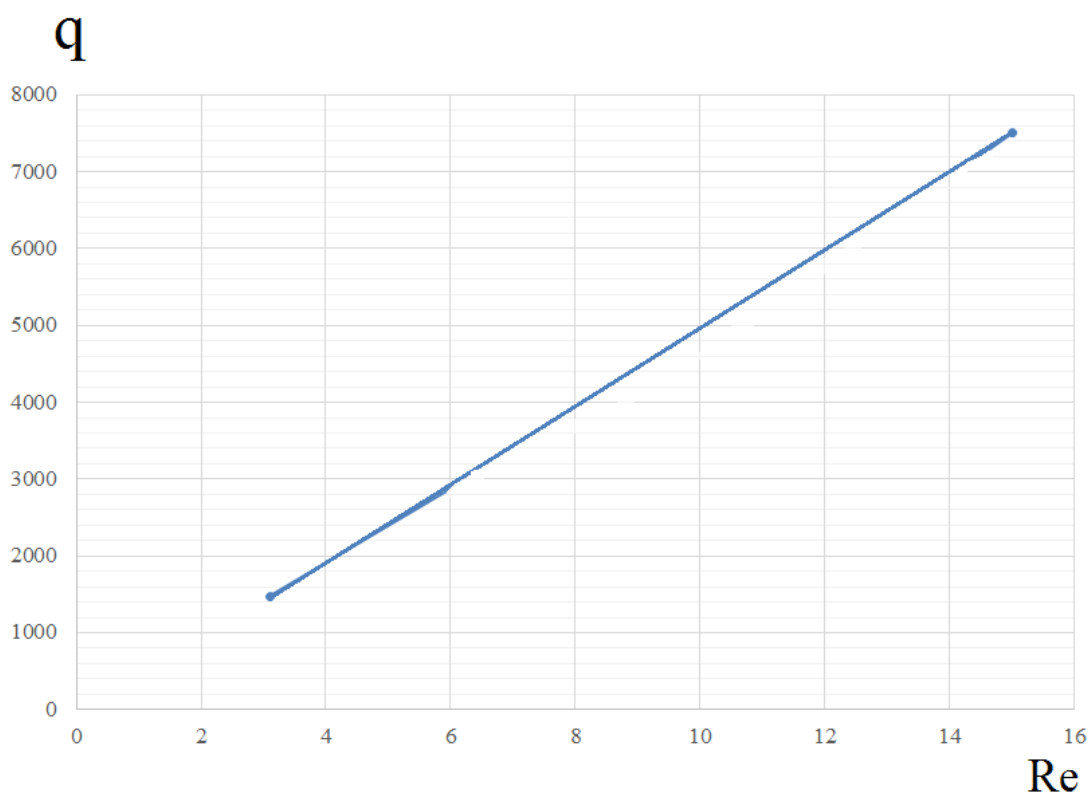


Рисунок 1 – Зависимость скоростного напора Q от числе Рейнольдса Re

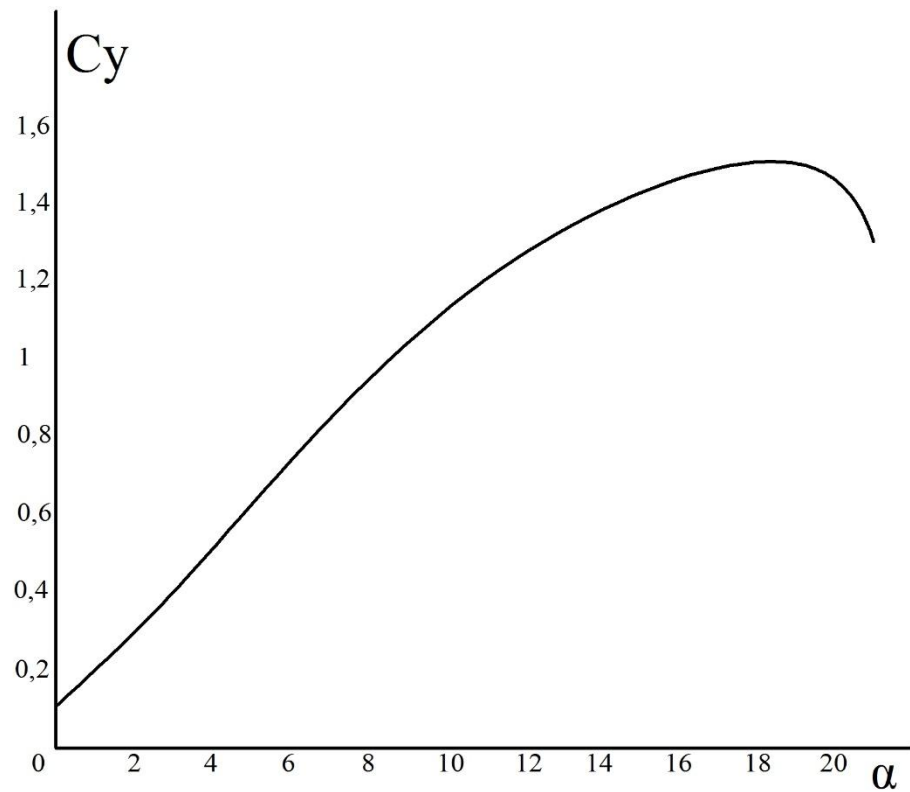


Рисунок 2 - Зависимость C_y от α

Таблица 1 – Характерные значения статических компонент нагрузок при флаттерных и бафтинговых испытаниях в АДТ

№	Наименование	$P_{1,max}$ - нагрузка при флаттерных испытаниях [Н]	$P_{2,max}$ - нагрузка при бафтинговых испытаниях [Н]	$P_{2,max} / P_{1,max}$
1	Консоль крыла	12500	200000	16
2	Горизонтальное оперение	1500	25200	16.8
3	Внутренняя секция закрылка	500	10000	20

Современные ДПМ изготавливаются преимущественно из ПКМ и термопластиков. Эти материалы обладают высокими удельными массово-инерционными характеристиками [13-16]. Несмотря на это, требования к прочностным характеристикам выполнить без перетяжеления модели не представляется возможным, что не обеспечивает полноту выполнения критериев подобия. Таким образом, при проектировании и изготовлении дренированной ДПМ приходится искать компромисс между требованиями к прочностным характеристикам и требованиями подобия модели натурной конструкции.

Внешние обводы самолета определяются на ранних этапах проектирования, когда жесткостные и массовые характеристики конструкции еще не уточнены. Соответственно, на этом этапе не может быть спроектирована и изготовлена динамически подобная модель самолета. Поэтому аэродинамические характеристики определяются по результатам расчетов и испытаний «жестких» моделей в АДТ. В качестве примера на рисунке 3 приведены распределения коэффициентов C_p в поточных сечениях модели крыла, полученные по результатам испытаний в АДТ.

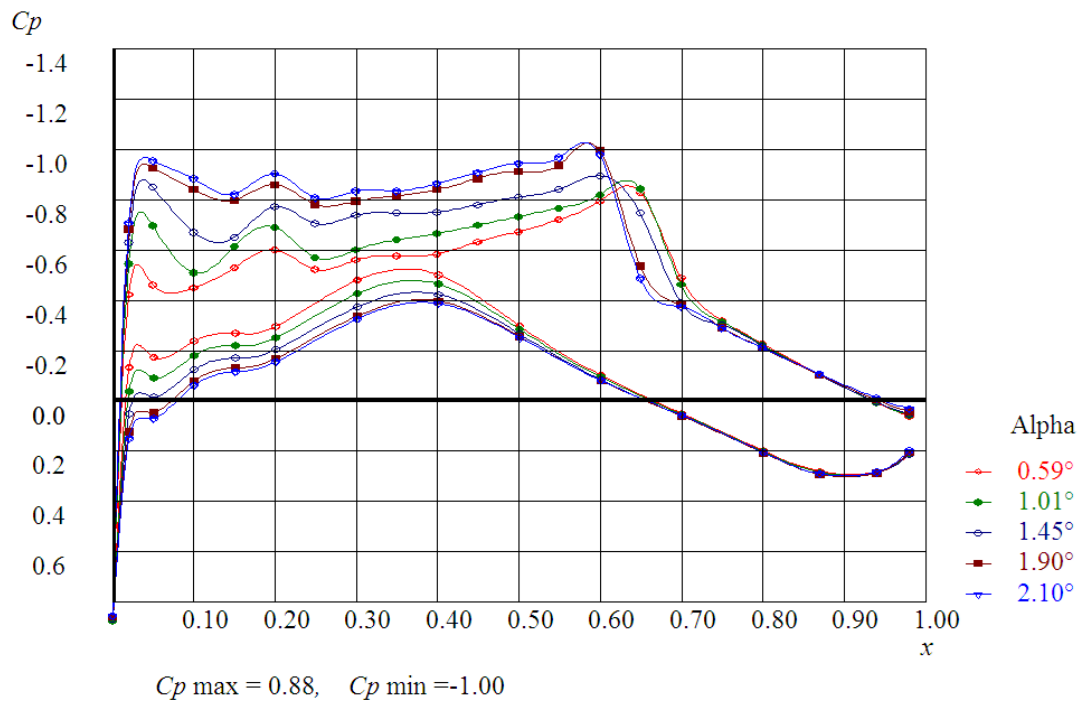


Рисунок 3 - Распределения коэффициентов C_p в поточных сечениях модели крыла,

полученные по результатам испытаний в АДТ при $M=0.82$, $Re=8.8$ млн

Используя результаты экспериментальных исследований в АДТ «жестких» моделей уточняется аэродинамическая нагрузка, действующая на ДПМ [1].

На следующих этапах проектирования натурной конструкции самолета определяются ее прочностные, жесткостные и массовые характеристики. Располагая этими данными, результатами расчетных исследований и исследований «жестких» моделей в АДТ, может быть спроектирована и изготовлена масштабная динамически- и упруго-подобная модель, предназначенная для исследований в АДТ аэроупругих характеристик самолета.

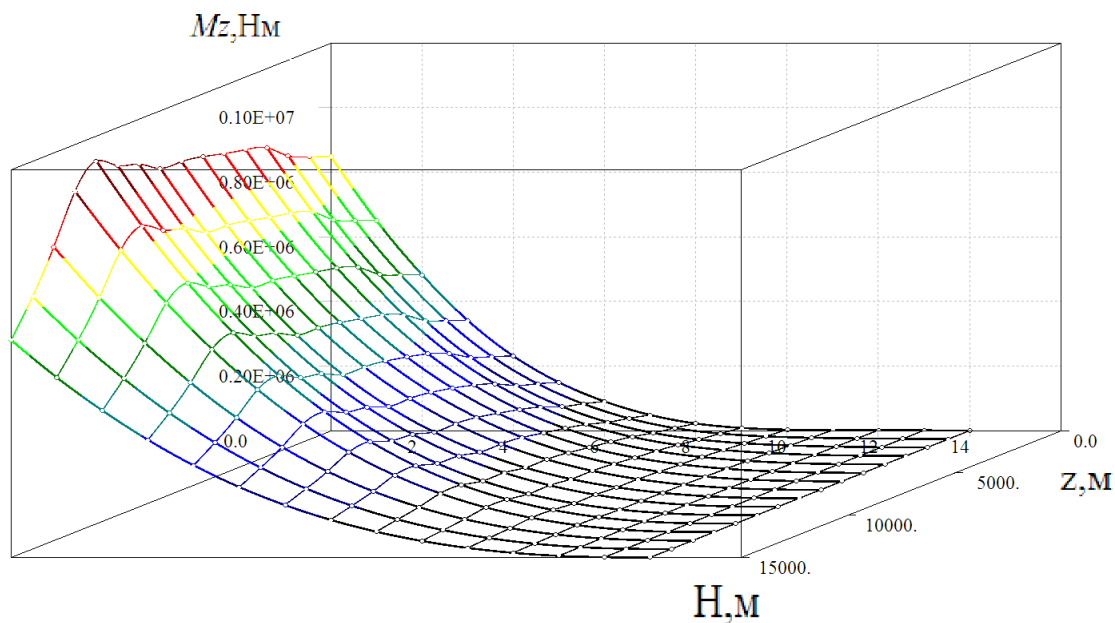


Рисунок 4 - Распределения нагрузок M_z по «упругому» крылу

На рисунке 4 приведены некоторые примеры вычисленных по результатам исследований в АДТ «жесткой» модели распределения интегральных статических компонент аэродинамических нагрузок по размаху консоли крыла, с учетом ее упругой крутки. При этом использовалась следующая процедура.

По результатам измерений давлений в контрольных точках «аэродинамической» модели крыла, используя приемы интерполяции сплайнами, определены распределенные аэродинамические нагрузки в сечениях, поперечных относительно оси жесткости консоли крыла ДПМ [1]. Интегрирование распределенных нагрузок по размаху консоли позволяет построить эпюры сил и моментов в расчетных сечениях.

Используя эти значения выбраны геометрические характеристики сечений ДПМ, обеспечивающие с требуемыми запасами ее прочность. При проектировании ДПМ крыла применена балочная модель конструкции. В качестве основного

силового элемента использован лонжерон (рисунок 5). Массово-инерционные и прочностные характеристики лонжерона зависят от выбора его геометрических характеристик и конструкционного материала.

Следует учесть, что в связи со значительным рассеянием механических характеристик ПКМ (по сравнению с металлическими элементами), необходимо ввести дополнительный запас по прочности. Таким образом, если применен углепластик, то, например, при $\sigma_{\text{углепластика}}=70\text{кг/мм}^2$ с учетом всех запасов, включая требуемый трубный запас прочности, мы должны обеспечить уровень напряжения конструкции, не превышающий $\sigma_{\text{реальное}}=14\text{ кг/мм}^2$.

Таким образом, подбирая различный материал и различные формы сечений силовых элементов (рисунок 5) можно рассмотреть несколько вариантов конструкций и выбрать из них наиболее эффективный. [16-21] Пример ДПМ консоли крыла большого удлинения в рабочей части АДТ представлено на рисунке 6.

В работе [1] авторами отражены особенности испытаний модели в АДТ при больших числах Рейнольдса. Однако, эта работа рассматривает особенности аэродинамического эксперимента только на «жесткой» аэродинамической модели, не воспроизводящей упругие характеристики. Вопросы оценки прочности и нагрузок практически не раскрыты.

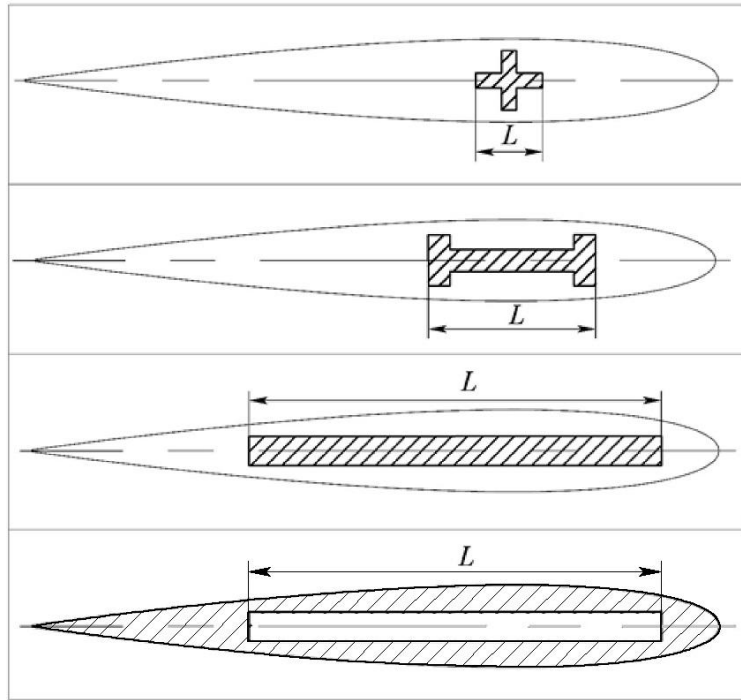


Рисунок 5. Характерные формы поперечных сечений крыла ДПМ



Рисунок 6 – ДПМ консоли крыла большого удлинения в рабочей части АДТ

Выводы

- 1) Дана оценка нагруженности ДПМ при исследовании бафтинга.
- 2) Предложена процедура уточнения аэродинамических нагрузок на ДПМ по результатам исследования «жестких» моделей в АДТ.
- 3) С использованием предложенного метода выбраны параметры проектируемой ДПМ для проведения исследований явлений бафтинга в АДТ.

Библиографический список

- 1 Гарифуллин М.Ф., Орлова О.А. Учет влияния упругой крутки при обработке результатов испытаний дренированной модели крыла большого удлинения в АДТ // Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. XLIX. № 5. С. 76 - 85.
2. Сыпало К.И., Медведский А.Л., Бабичев О.В., Казаринов Г.Г., Кан А.В. Создание демонстратора технологии авиастроения // Труды МАИ. 2017. № 95. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84545>
3. Гроссман Е.П. Флаттер. Серия: Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е. Жуковского. Вып. 284.- М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1937. - 248 с.
4. Фын Я.Ц. Введение в теорию аэроупругости. - М.: Изд-во физико-математической литературы, 1959. - 523 с.

5. Лампер Р.Е., Лыщинский В.В. Введение в теорию и моделирование флаттера. – Новосибирск: Новосибирский государственный технический университет, 1999. - 179 с.
6. Азаров Ю.А., Зиченков М.Ч., Ишмуратов Ф.З., Чедрик В.В. Методы проектирования композиционных динамически-подобных моделей агрегатов самолета // Ученые записки ЦАГИ. Т. XXXVII. № 4. 2006. С. 42 - 53.
7. Васильев Б.Е., Магеррамова Л.А., Колотников М.Е., Голубовский Е.Р., Волков М.Е. Банк данных ЦИАМ по конструкционной прочности материалов // Труды МАИ. 2017. № 96. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=85876>
8. Азаров Ю.А., Черноволов Р.А. Дренированные аэроупругие модели летательных аппаратов // Труды МАИ. 2017. № 92. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=77062>
9. Азаров Ю.А., Черноволов Р.А. Некоторые особенности моделирования динамической аэроупругости летательных аппаратов в трансзвуковых аэродинамических трубах // Труды МАИ. 2017. № 97. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=87164>
10. Черноволов Р.А., Янин В.В. Исследования бафтинга ЛА в аэродинамической трубе // Авиационная промышленность. 2016. № 3. С. 9 - 14.
11. Черноволов Р.А., Азаров Ю.А. Разработка рекомендаций по выбору конструкционных материалов при моделировании явлений аэроупругости на динамически подобных моделях летательных аппаратов в аэродинамических трубах // Авиационные материалы и технологии. 2018. № 2. С. 75 - 87.

12. Ulf Ringerts, David Eller, Donald F. Keller, Walter A. Silva. Design and testing of a full span aeroelastic wind tunnel model. IFASD 2017 // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 25-28 June 2017, Como, Italy, available at: <https://e.mail.ru/attachment/15438310430000000544/0;1>
13. 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>
14. 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>
15. Ендогур А.И., Кравцов В.А. Идеология проектирования авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов // Труды МАИ. 2015. № 81. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57755>
16. Ендогур А.И., Кравцов В.А., Солошенко В.Н. Принципы рационального проектирования авиационных конструкций с применением композиционных материалов // Труды МАИ. 2014. № 72. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=47572>
17. Астапов В.Ю., Хорошко Л.Л., Дудков К.В. Оценка применения аддитивных технологий для создания аэродинамических моделей космических головных частей // Труды МАИ. 2018. № 101. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=96683>
18. Русланцев А.Н., Думанский А.М. Деформирование углепластиков под действием переменных во времени нагрузок // Труды МАИ. 2017. № 97. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=87163>

19. Русланцев А.Н., Думанский А.М., Алимов М.А. Модель напряженно-деформированного состояния криволинейной слоистой композитной балки // Труды МАИ. 2017. № 96. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=85659>
20. Гавва Л.М. Параметрический анализ в операционной среде MATLAB напряжённно-деформированного состояния конструктивно-анизотропных панелей из композиционных материалов с учётом технологии изготовления // Труды МАИ. 2017. № 93. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=80504>
21. Мироненко В.В., Мацуро Е.А. К вопросу оптимизации и проектирования деталей, изготавливаемых вытяжкой эластичной средой, с применением реконструкции // Труды МАИ. 2018. № 99. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=91939>