

УДК 629.735.33.015.4:533.69.048

О СНИЖЕНИИ НАГРУЗОК ОТ ВЕРТИКАЛЬНЫХ ПОРЫВОВ ВЕТРА НА УПРУГУЮ МОДЕЛЬ САМОЛЕТА С ПОМОЩЬЮ ПОВЕРХНОСТЕЙ ТИПА ЩЕЛЕВЫХ ИНТЕРЦЕПТОРОВ

А.Ю. МАЗУТСКИЙ

*Сибирский научно-исследовательский институт авиации (СибНИИ)
им. С.А. Чаплыгина, Новосибирск*

Приведены результаты экспериментального исследования пассивной системы снижения нагрузок на упругую динамически подобную модель самолета Ту-204 в аэродинамической трубе Т-203. В состав системы входили две отклоняемые вспомогательные аэродинамические поверхности типа щелевых интерцепторов, установленные симметрично на верхней поверхности крыла, на высоте пограничного слоя. Получено, что при работе системы приращения изгибающего момента в корне крыла и в середине фюзеляжа от действия симметричных вертикальных дискретных порывов ветра уменьшаются до 20 %, а скорость консольно-пилонной формы флаттера увеличивается.

ВВЕДЕНИЕ

Проблема снижения нагрузок, действующих на самолет в полете, была и остается актуальной. В статье [1] отмечается, что полное устранение нагрузок от воздействия атмосферной турбулентности позволило бы примерно в два раза увеличить ресурс корневой части крыла. В работах [1, 2] для решения этой проблемы применяются активные системы. В монографии [3] упоминается пассивная система снижения нагрузок отклонением элеронов за счет разных деформаций верхней и нижней поверхностей крыла при его изгибе под действием вертикальных порывов ветра. Однако для быстрого отклонения массивных органов управления требуются значительные по массе устройства, а в некоторых случаях — обеспечение устойчивости полета, что отмечено, например, в статье [1]. В настоящей работе предлагается система уменьшения подъемной силы на крыле при его изгибе по первому тону собственных колебаний вверх и, наоборот, увеличения этой силы при изгибе крыла вниз за счет отклонения вспомогательных аэродинамических поверхностей (ВАП) типа щелевых интерцепторов. Поверхности устанавливались на высоте пограничного слоя. Увеличение подъемной силы крыла с ВАП происходит при возрастании скорости потока на его верхней поверхности за счет снижения трения (см. работы [4, 5]), а уменьшение этой силы крыла с поверхностью обусловлено возникновением срыва от отклоненной на отрицательный угол атаки ВАП.

ОБЪЕКТ И МЕТОДИКА ИСПЫТАНИЙ

Предлагаемая пассивная система снижения нагрузок от вертикальных порывов ветра на упругую динамически подобную модель (ДПМ) самолета Ту-204 испытывалась в аэродинамической трубе (АТ) Т-203 СибНИИ в диапазоне скоростей потока $V = 15\text{--}32$ м/с. Масштабы моделирования ДПМ: длина — 1:13, скорость — 1:6,5,

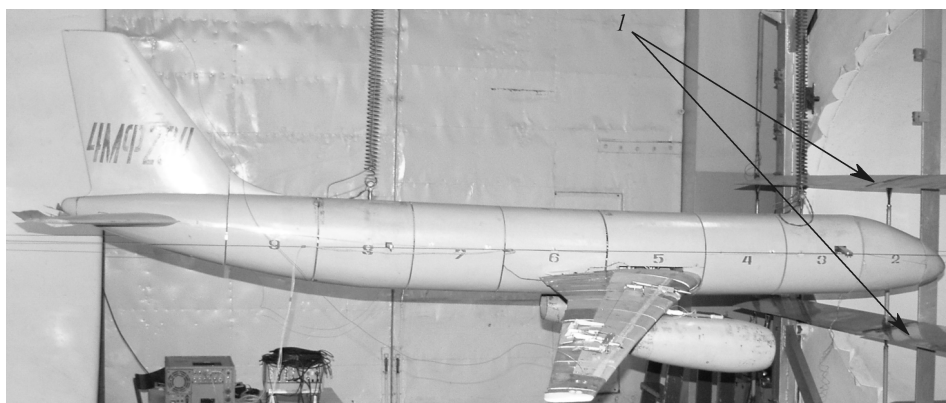


Рис. 1. Общий вид ДПМ самолета Ту-204 с ВАП в АТ Т-203.
1 — отклоняемые поверхности на срезе сопла АТ.

плотность — 1, затяжение — 1,5. Модель закреплялась на пружинно-тросовой подвеске (рис. 1). Дискретные порывы ветра трапецевидной формы создавались отклоняемыми вниз на угол α до 10° поверхностями, установленными на срезе сопла АТ. Вертикальная скорость порыва V_y определялась по формуле $V_y = V \cdot \text{tg} \alpha$. Время увеличения значения скорости порыва — 0,5 с.

На рис. 2 показана схема размещения ВАП на крыле, а параметры ее положения приведены ниже.

Система имела две ВАП в виде профилированных пластин, установленных симметрично на правой и левой консолях у задних кромок крыла на его верхней поверхности на расчетной высоте δ пограничного слоя Блазиуса. Площадь двух ВАП — менее 4 % площади крыла, а толщина профиля одной ВАП — $0,3 \cdot \delta$, ось его вращения находилась на расстоянии $\sim 0,2$ от носика поверхности. Средняя

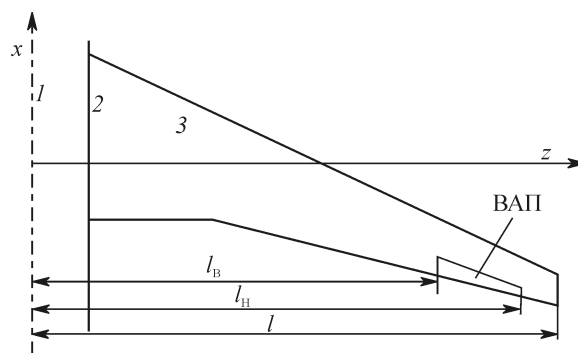


Рис. 2. Схема размещения ВАП на крыле.
1 — ось симметрии самолета, 2 — борт фюзеляжа, 3 — крыло.

Параметры положения ВАП на крыле

Случаи положения ВАП	Относительные координаты внутренней l_B и наружной l_H хорд ВАП в долях полуразмаха крыла l		Положение задней кромки ВАП относительно задней кромки крыла в долях $b_{\text{ВАП}}$ при ее смещении вдоль потока
	l_B/l	l_H/l	
1 (исходный, рис. 3)	0,73	0,86	0
2	0,73	0,86	Впереди на одну треть
3	0,73	0,86	Сзади на одну треть
4 (рис. 1)	0,595	0,725	0

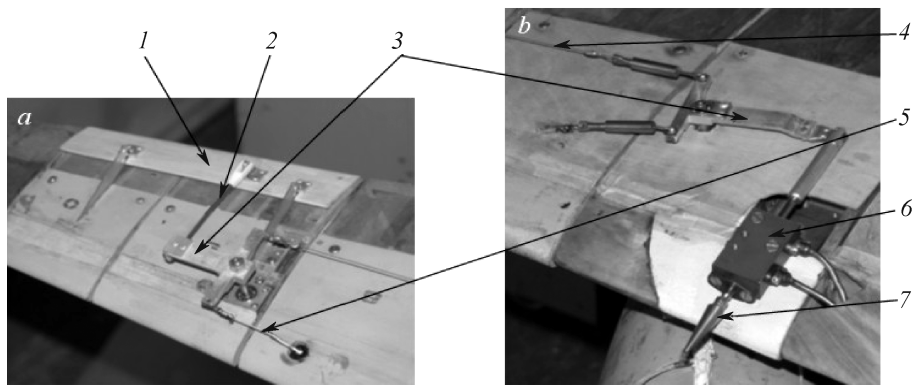


Рис. 3. Элементы системы снижения нагрузок на ДПМ от порывов ветра.
1 — ВАП, 2 — тяга, 3 — качалка, 4, 5 — тросы, 6 — демпфер, 7 — шток.

аэродинамическая хорда (САХ) ВАП $b_{\text{ВАП}}$ равнялась $\sim 0,124 \cdot b_{\text{САХ}}$ крыла. Максимальный суммарный угол отклонения ВАП от нейтрального положения в потоке составлял $\sim 15^\circ$. В эксперименте исследовались случаи четырех положений вспомогательных аэродинамических поверхностей на крыле.

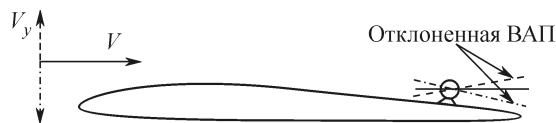
Отклонение ВАП 1 (рис. 3) происходило за счет изгиба крыла при перемещении тяг 2, качалок 3 и тросов 4, 5, расположенных около верхней (4) и нижней (5) поверхностей крыла, под действием вертикальных порывов ветра со скоростью V_y , сил инерции и упругости. Тяги шарнирно соединялись с ВАП (см. рис. 3, а) и демпфером 6 (отключенным рулевым приводом РП-7-02 с жидкостью АМГ-10), расположенным ближе к корню крыла (см. рис. 3, б). Движение штоков 7 рулевых приводов получалось подвижным для медленных и почти неподвижным для быстрых динамических нагрузок. Отклонения ВАП наблюдались только для частот подвесочных форм колебаний ДПМ и более высоких. Схема отклонения ВАП представлена на рис. 4.

Статические и динамические деформации крыла и фюзеляжа ДПМ фиксировались на шлейфовом осциллографе через тензоусилитель с помощью тензодатчиков, расположенных в корне крыла на лонжероне центроплана и в середине фюзеляжа на его лонжероне. При записи показаний датчиков без потока АТ ($V = 0$) на осциллограмме получалась прямая линия. При записи статического нагружения динамически подобной модели невозмущенным потоком АТ со скоростью $V \neq 0$ линия смещалась от нулевого положения в среднем на постоянную величину. При создании отклоняемыми лопастями порыва ветра неограниченной протяженности (по определению работ [3, 6]) на осциллограмме наблюдался колебательный затухающий процесс относительно линии нового статического нагружения модели. Размах колебаний этих деформаций был пропорционален приращению изгибающего момента лонжерона ΔM .

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТА

Отклонение линии на осциллограмме в колебательном процессе от линии статического нагружения ДПМ в варианте работы системы (рис. 5, случаи 1, 2) становилось меньше в обе стороны по сравнению с отключенной системой (ВАП отсоединена от тросов, рис. 5, случай 1а).

Рис. 4. Схема отклонения ВАП при действии порыва ветра с вертикальной скоростью V_y .



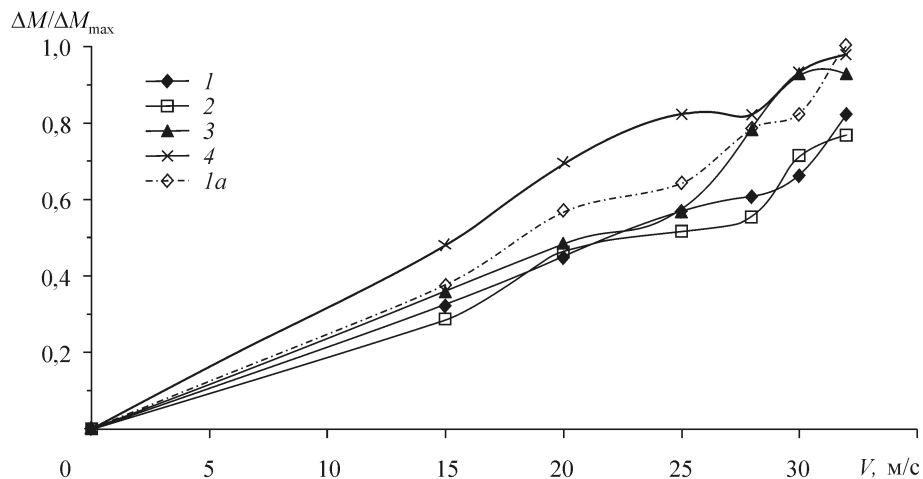


Рис. 5. Зависимости относительного приращения изгибающего момента $\Delta M/\Delta M_{\max}$ в корне крыла ДПМ при порыве ветра от скорости потока V с работающей системой снижения нагрузок (в случаях 1–4) и отключенной (в случае 1а (1)).

Положения ВАП: случай 1 — исходное, случай 2 — впереди от исходного, случай 3 — сзади от исходного, случай 4 — ближе к фюзеляжу, случай 1а (1) — отсоединена от тросов.

Зависимости относительного приращения изгибающего момента в корне крыла $\Delta M/\Delta M_{\max}$ (ΔM_{\max} — максимальное значение ΔM) за первый период колебаний при симметричных вертикальных дискретных порывах ветра от скорости потока V для различных положений ВАП с погрешностью менее 5 % показаны на рис. 5 (без статической деформации). Измерения повторялись. Сравнивая поведение кривых, приходим к выводу о том, что лучшим положением для ВАП с меньшим нагружением модели от порывов ветра являются положения ее передней кромки (случаи 1 и 2), в котором она попадает в менее возмущенное течение.

Эффект от отклонения ВАП, расположенных ближе к фюзеляжу (случай 4), при порыве ветра получается противоположным: увеличивается приращение изгибающего момента в корне крыла по сравнению с расположением поверхностей ближе к концу крыла (случаи 1–3) и отключенной системой (ВАП отсоединена от тросов, случай 1а (1)). Происходит это, по-видимому, за счет возрастания амплитуд вертикального изгиба крыла второго тона по координате y (рис. 6). Например,

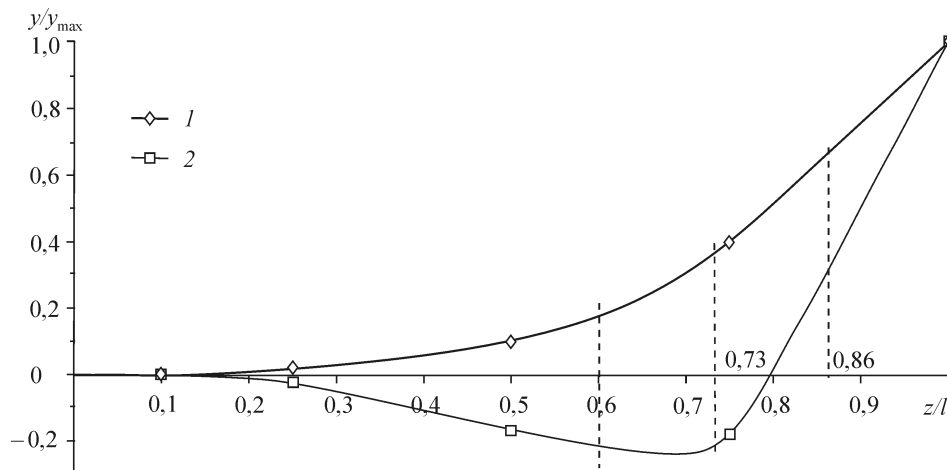


Рис. 6. Экспериментальные значения амплитуд колебаний крыла ДПМ (для передней и задней кромок амплитуды равны).

Форма колебаний: по первому тону изгиба 1, по второму тону изгиба 2.

при движении конца крыла вверх для второго тона изгиба (см. рис. 5 случай 4) часть крыла, на котором расположена ВАП, движется вниз (см. рис. 6). Для данной системы снижения нагрузок это, наоборот, приводит к их увеличению.

Выступающая за контур крыла часть поверхности (случай 3) также увеличивает приращение изгибающего момента в корне крыла модели от порыва ветра при больших скоростях потока. Это, по-видимому, вызвано смещением к носу крыла места перехода ламинарного течения в турбулентное, и тогда передняя кромка ВАП оказывается в более возмущенном потоке, что снижает эффект действия системы. Кроме того, увеличивается площадь крыла в плане, изменяющая течение.

Для середины фюзеляжа получены аналогичные зависимости $\Delta M/\Delta M_{\max}$ от скорости V , но с меньшей разницей этих значений для рассматриваемых случаев положения поверхностей (рис. 7), как и для амплитуд высокочастотных отклонений от среднего значения ΔM .

Рассматривались варианты отсоединения от ВАП не только тросов, но и тяг (флюгерная система), а также перекрытия щели между поверхностью и крылом, но это лишь увеличивало приращение изгибающего момента в корне крыла и в середине фюзеляжа.

При статическом нагружении крыла и фюзеляжа (в большей мере) потоком АТ для всех четырех случаев положения ВАП наблюдалось незначительное отличие значений изгибающих моментов.

В работе [2] расчетом и экспериментально получена форма симметричного флаттера этой ДПМ самолета Ту-204 с характеристиками, близкими к исходному случаю 1. Во флаттере участвовали следующие формы собственных колебаний модели: вертикальный изгиб крыла по первому тону с незначительной его подкруткой и вертикальные колебания двигателей по первому тону, по которому происходила потеря устойчивости. В рассматриваемых случаях настоящей работы наблюдалась такая же форма флаттера. Расчетная скорость флаттера ДПМ с массово-инерционными характеристиками системы снижения нагрузок равнялась 41 м/с, а экспериментальная — 42 м/с. Частота флаттера в обоих случаях — 4,5 Гц. Экспериментальная скорость флаттера модели с флюгерной системой

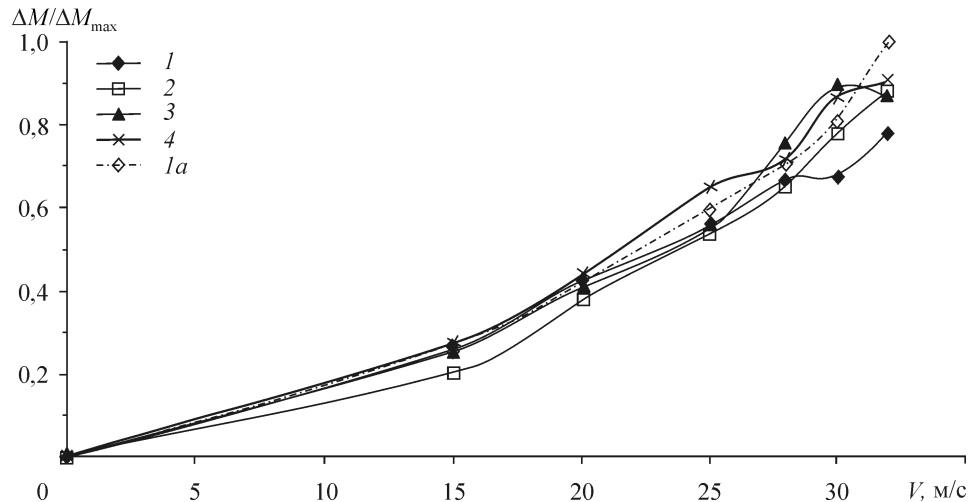


Рис. 7. Зависимости относительного приращения изгибающего момента $\Delta M/\Delta M_{\max}$ в середине фюзеляжа ДПМ при порыве ветра от скорости потока V (в случаях 1–4) с работающей системой снижения нагрузок и отключенной (в случае 1a (1)).

ВАП: случай 1 — в исходном положении, случай 2 — впереди от исходного, случай 3 — сзади от исходного, случай 4 — ближе к фюзеляжу, случай 1a (1) — отсоединена от тросов.

получилась 42 м/с. На модели с системой снижения нагрузок для исходного положения ВАП флаттер не стали получать после скорости $V = 47$ м/с, т. е. увеличение скорости флаттера составило более 12 %.

ВЫВОДЫ

Проведенное экспериментальное исследование в аэродинамической трубе показало, что разработанная система существенно уменьшает приращения изгибающего момента в корне крыла и в середине фюзеляжа модели самолёта от симметричных вертикальных дискретных порывов ветра, увеличивает скорость консольно-пилонной формы флаттера. Уменьшение нагрузок на самолет позволит повысить комфорт пассажиров и экипажа, ресурс крыла и фюзеляжа, срок службы бортовой аппаратуры.

Автор статьи выражает благодарность Корнилову Владимиру Ивановичу за ряд ценных замечаний по улучшению статьи.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Довбищук В.И., Минаев А.Ф., Самодуров А.А. Исследование системы активного демпфирования упругих колебаний на динамически подобных моделях в аэродинамической трубе // Тр. ЦАГИ. — 1977. — № 1871. — С. 3–13.
2. Мазутский А.Ю., Нечепуренко Н.П. Исследование вопросов аэроупругости самолета с САУ при температурах эксплуатационного диапазона // Аэродинамика и прочность конструкций летательных аппаратов. Тр. Всерос. науч.-техн. конф., посвящ. 60-летию отделений аэродинамики летательных аппаратов и прочности авиационных конструкций. СибНИА, 15–17 июня 2004 г., Новосибирск / Под ред. д.т.н. Серьезнова А.Н. — Новосибирск, 2005. — С. 299–301.
3. Доброленский Ю.П. Динамика полета в неспокойной атмосфере. — М.: Машиностроение, 1969. — 256 с.
4. Мазутский А.Ю. Авт. св-во “Крыло летательного аппарата” № 233261, заявка № 3106527 от 24 января 1985 г.
5. Корнилов В.И. Проблемы снижения турбулентного трения активными и пассивными методами (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. — 2005. — Т. 12, № 2. — С. 183–208.
6. Морозов В.И., Пономарев А.Т., Рысев О.В. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем. — М.: Физматгиз, 1995. — 736 с.

Работа поступила в редакцию 27 ноября 2006 г.