

Частотная отстройка элементов конструкции планера воздушного судна

© Р.В. Федоров, С.А. Серебрянский

Московский авиационный институт (НИУ), Москва, 125993, Россия

Отмечена актуальность проблемы резонанса в элементах конструкции планера самолета, показаны последствия этого явления в части возникновения усталостных трещин в деталях каркаса летательного аппарата при вибронгрузке, основываясь на опыте эксплуатации. Проанализированы виды и последствия отказов в элементах конструкции авиационной техники, возникающих под воздействием вибрационной нагрузки. На примере секции предкрылка исследованы формы собственных колебаний агрегата механизации крыла воздушного судна, показано их соотношение с частотами вращения роторов высокого и низкого давления маршевой силовой установки. Предложен метод частотной отстройки конструктивно-силовой схемы рассматриваемого объекта исследования. Алгоритм модального анализа металлической конструкции реализован в работе на основе современных прикладных пакетов трехмерного моделирования и инженерного анализа. Отмечено место аналитических расчетов в структуре всего жизненного цикла изделия.

Ключевые слова: предкрылок, резонанс, вибрации, собственная частота колебаний, собственная форма колебаний, частотная отстройка, модальный анализ

Введение. На сегодня окончательно сформирован оптимальный облик магистрального гражданского самолета: это планер нормальной аэродинамической схемы, использующий в качестве силовой установки один или несколько газотурбинных двигателей.

Вместе с тем современный самолет — это сложнейшая техническая система, испытывающая во время эксплуатации большой спектр нагрузок. Причем высокие требования предъявляются к статической и ресурсной прочности как летательного аппарата в целом, так и его отдельных агрегатов [1]. Вопросы прочностных характеристик используемых в авиации материалов, компоновок и конструкции достаточно хорошо изучены. Получена приемлемая сходимость теоретических расчетов и экспериментальных результатов.

Наряду с хорошо изученными и поддающимися моделированию аэродинамическими и массовыми нагрузками, действующими на самолет в установившемся полете, при маневрировании и передвижении по земле, на элементы конструкции воздушного судна оказывают воздействие и вибрационные нагрузки. Источниками таких нагрузок могут быть: вибрации силовой установки, акустические воздействия от газовой струи, турбулентная атмосфера (флаттер [2]), возмущенный поток от впереди расположенных частей самолета (бафтинг), движение воздушного судна по поверхности [3]. Как известно, при

совпадении частот собственных и вынужденных колебаний наблюдается явление резонанса с увеличением амплитуды колебаний. Такие колебания однозначно приводят к нерасчетной нагрузке на элементы конструкции самолета и, как следствие, к их усталостному износу и преждевременному выходу из строя.

Актуальность проблемы разработки вибронегруженных конструкций особенно высока, учитывая постоянное повышение требований к ресурсу самолета, а также резкому возрастанию интенсивности его использования.

Кроме того, отмечается тенденция снижения веса элементов в конструкции самолета, в том числе за счет уменьшения площади их сечения, что, в свою очередь, ведет к расширению полосы частот собственных колебаний конструкции в эксплуатационном диапазоне, а значит, к повышению вероятности возникновения высокочастотного резонанса:

$$\omega = \frac{\pi^2 i^2}{l^2} \sqrt{\frac{E J_x}{\rho F}}, \quad (1)$$

где ω — частота собственных колебаний двухопорной балки; $i = 1, 2, 3$ — формы колебаний; l — длина балки; E — модуль упругости; J_x — момент инерции; ρ — плотность материала; F — площадь сечения балки.

При проектировании авиационных конструкций необходимо использовать подходы к моделированию и прогнозированию резонансных явлений, возникающих в элементах конструкции как отдельных агрегатов [4, 5], так и воздушного судна в целом [6].

Целью настоящей работы является определение актуальности проблемы возникновения резонанса в элементах конструкции воздушного судна, а также возможности их модального анализа и частотной отстройки методами, аналогичными тем, которые применяют в газотурбостроении, в том числе с привлечением современных коммерческих вычислительных пакетов конечно-элементного анализа.

Колебания элементов конструкции летательного аппарата. Элементы конструкции летательного аппарата являются упругодеформируемыми, поэтому в процессе эксплуатации могут совершать колебательные движения.

Для решения проблем, связанных с определением динамических нагрузок, обеспечением устойчивости, снижения уровня вибрации и шума, при проектировании конструкции и систем проводят соответствующие теоретические исследования и расчеты, необходимые эксперименты на моделях, образцах [7] и натуральных объектах, в том числе с использованием систем автоматизированного проектирования (САПР).

В зависимости от вида конструкции и характера возбуждения колебаниям может подвергаться вся конструкция, только ее составная часть [8] или отдельная система [9]. Такие местные вибрации могут происходить при существенной неоднородности жесткостей и масс, что является характерным для сложных конструкций летательных аппаратов.

При выборе расчетной схемы для конструкции в целом или для отдельных ее элементов обычно используют известные приближенные модели в виде пружин, балок, пластин, оболочек, пространственные тонкостенные модели и их комбинации.

Однако использование таких приближенных моделей для элементов современных летательных аппаратов не позволяет оценить действительную картину динамического нагружения ввиду сложности реальной конструкции, большого спектра применяемых материалов с различными свойствами, в том числе анизотропными, и широкого диапазона эксплуатационных нагрузок. Сложность расчетной схемы и глубина ее детализации зависят от класса решаемых задач.

Большинство теоретических моделей основано на допущении, что рассматриваемые колебания малы, а система геометрически и физически линейна; связи, наложенные на систему, считаются стационарными и идеальными.

Опыт эксплуатации. Сопротивление усталости элементов конструкции летательного аппарата в большой степени зависит от особенностей их циклического нагружения (рис. 1). Диапазон частот воздействия циклических нагрузок простирается от тысячных долей герца до нескольких килогерц.

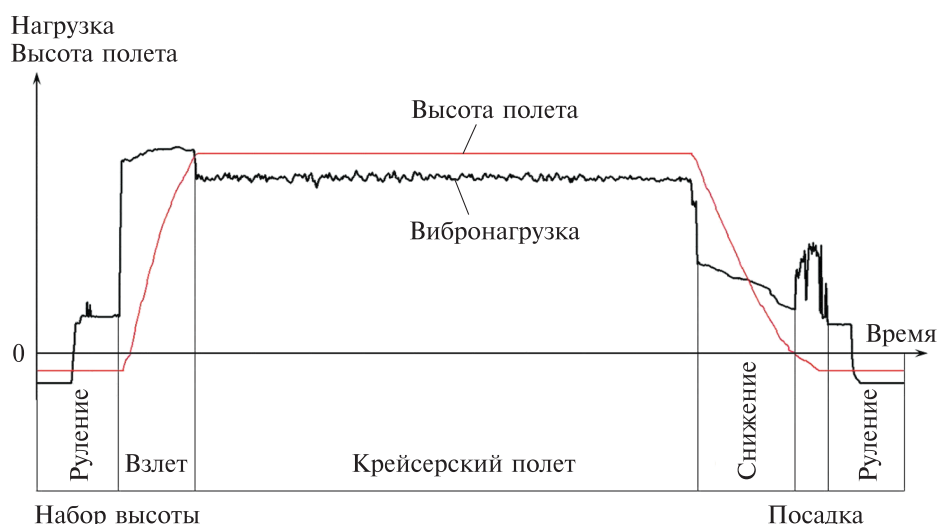


Рис. 1. Схема нагружения элемента крыла пассажирского самолета

Для некоторых элементов повреждающее действие оказывается лишь на части этого диапазона, для других — необходимо учитывать весь комплекс нагрузок. В табл. 1 показаны типичные виды циклических нагрузок, действующих на конструкцию самолета.

Таблица 1

Циклические нагрузки на конструкцию самолета

Группа	Вид нагрузок	Длительность (период) циклов	Частота циклов, Гц
1. Нагрузки функционирования	Циклы подъемной силы крыла	0,2–10,0 ч	0,00001–0,001
	Циклы наддува в герметичной кабине	0,5–10,0 ч	
	Циклы земля — воздух — земля (ЗВЗ)	0,2–10,0 ч	
2. Динамические нагрузки	Маневренные	5–250 с	0,001–0,1
	От действия беспокойного воздуха и неровностей аэродромов	0,1–10 с	0,1–1
3. Вибрационные нагрузки	Механические вибрации	–	10
	Акустические нагрузки	–	10–1000

К первой группе относятся нагрузки функционирования, как правило, это низкочастотные нагрузки. Нагрузки второй группы обусловлены динамическим воздействием на конструкцию внешней среды. Частоты циклов этих воздействий связаны с характеристиками конструкции, особенно с жесткостными. К третьей группе относятся всякого рода вибрации с частотами от десятков до тысяч герц. Частота циклов переменных напряжений и в этом случае зависит не только от частоты внешних воздействий, но и от характеристик элементов конструкции. Источниками высокочастотного возмущения для самолета являются силовая установка, истечение газовой струи из сопла газотурбинного двигателя и нестационарные аэродинамические явления при обтекании.

С одной стороны, высокочастотные колебания имеют малую энергию и быстро затухают. С другой — в непосредственной близости от газотурбинного двигателя расположено большое количество элементов системы управления, агрегатов механизации крыла и рулевые поверхности, которые могут быть подвержены вибрациям.

Нагрузки первых двух групп являются следствием выполнения основных функций самолета и поэтому неизбежны. Нагрузки третьей группы могут быть исключены соответствующими конструктивными средствами.

Разработка вибронгруженных конструкций. Усталостная долговечность авиационной конструкции в общем случае определяется сопротивлением усталости материалов, уровнем расчетных напряжений, спектром эксплуатационных нагрузок, а также уровнем и качеством конструктивно-технологической проработки при проектировании отдельных узлов, агрегатов и элементов.

При создании высококачественных и экономичных конструкций следует обеспечивать максимально возможное снижение уровня концентрации напряжений, особенно на наиболее вибронгруженных участках силовой конструкции.

Обеспечение ресурса современных авиационных конструкций на стадии проектирования включает в себя следующие этапы.

1. Выбор материала с учетом специфики работы конструкции.
2. Проектирование конструкций с учетом консолидированного опыта.
3. Определение перечня и проведение необходимых прочностных расчетов.
4. Отработка усталостной долговечности регулярных зон конструкции (выбор расчетных напряжений).
5. Отработка нерегулярных зон конструкции на конструктивных образцах, натуральных элементах, панелях, узлах и агрегатах расчетно-экспериментальными методами с учетом требуемых характеристик сопротивления усталости.

Комплексные усталостные испытания авиационной техники — это дорогостоящий процесс, для которого требуется проводить длительную подготовительную и аналитическую работу, поэтому иногда их выполняют в сжатом объеме. Однако ограниченная программа стендовых испытаний может привести к отсутствию экспериментальных данных по эксплуатации воздушного судна в резонансных режимах. Кроме того, наземные испытания не обеспечивают всю полноту картины силовой нагрузки на самолет, изменяющейся в полете.

Для исследования вибрационных нагрузок газотурбинных двигателей [10] широко применяется резонансная диаграмма (рис. 2), т. е. графическое представление зависимости вида

$$kn = f_i, \quad (2)$$

где $i, k = 1, 2, 3, \dots$; n — частота вращения ротора; f_i — собственная частота элемента конструкции.

Существует множество значений n , удовлетворяющих условию (2) при различных значениях i и k , т. е. частот вращения ротора, при которых возможно выполнение условий резонанса при разных формах колебаний и при разных гармониках возбуждающих сил.

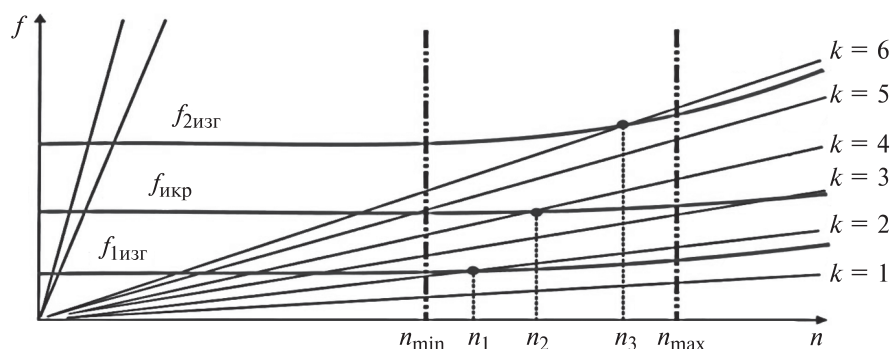


Рис. 2. Резонансная диаграмма [11]:

$f_{1изг}$ — частота 1-й изгибной формы собственных колебаний; $f_{2изг}$ — частота 2-й изгибной формы собственных колебаний; $f_{икр}$ — частота изгибно-крутильной формы собственных колебаний

Лучи, выходящие из начала координат, представляют собой левую часть уравнения (2) для разных номеров гармоник k , указанных на лучах. Горизонтальные линии — собственные частоты для различных форм колебаний, соответствующие правой части уравнения (2). Формы колебаний приведены на рисунке рядом с соответствующими кривыми. Пунктиром показаны узловые линии. Все точки пересечения горизонтальных линий и лучей — решения уравнения (2), а соответствующие этим точкам значения n — резонансные частоты вращения ротора [11]. Практический интерес представляют те из них, которые попадают в рабочий диапазон частот вращения от n_{min} до n_{max} . Опасными с точки зрения прочности являются не все резонансы, а только те, которые вызывают существенное увеличение амплитуды колебаний и динамических напряжений в деталях.

С первой гармоникой, как правило, детали не резонируют, так как собственная частота их колебаний всегда выше частоты вращения ротора. На практике для компрессорных и турбинных лопаток учитывается возможность резонанса с гармониками $k = 2 \dots 6$ (иногда до $k = 10$).

Для снижения уровня динамических напряжений в деталях существуют следующие способы:

- 1) частотная отстройка, смещающая собственную частоту из области рабочих режимов газотурбинного двигателя. Изменение основного тона достигается изменением площадей сечения деталей;
- 2) применение конструктивных решений, уменьшающих концентрацию напряжений;
- 3) качественное выполнение деталей с минимальным разбросом размеров и рабочих параметров;
- 4) применение материалов с другими жесткостными характеристиками;

- 5) применение демпфирующих конструкций;
- 6) изменение конструктивно-силовой схемы конструкции.

Объект исследования. В настоящей работе объектом исследования (ОИ) является секция предкрылка низкоплана нормальной аэродинамической схемы. Маршевые силовые установки расположены в непосредственной близости от ОИ на пилонах под крылом (рис. 3) и могут оказывать на него вибрационное воздействие.

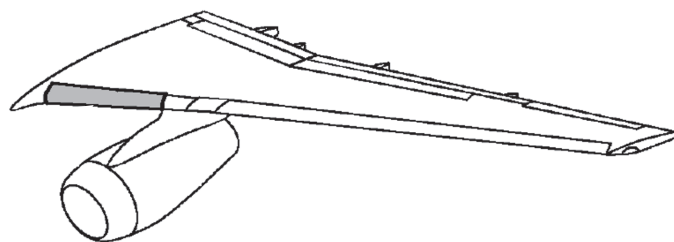


Рис. 3. Секция предкрылка (выделена серым)

Конструкция секции предкрылка состоит из внешней и внутренней листовых обшивок из алюминиевого сплава, образующих аэродинамический контур агрегата. Поперечный силовой набор включает в себя две силовые диафрагмы крепления рельсов навески секции предкрылка, корневую и концевую диафрагмы, а также четыре типовые диафрагмы (рис. 4).

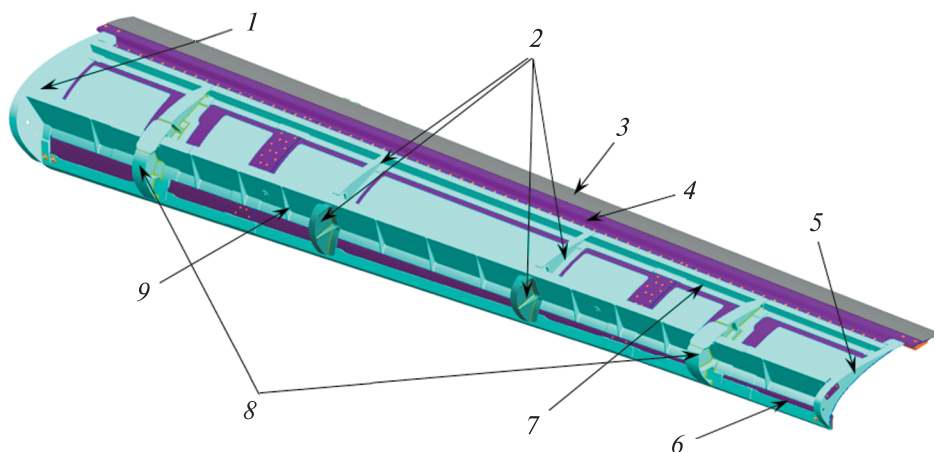


Рис. 4. Конструктивно-силовая схема секции предкрылка:

1 — корневая диафрагма; 2 — типовые диафрагмы; 3 — законцовка; 4 — профиль; 5 — концевая диафрагма; 6 — угольник; 7 — задний профиль; 8 — силовые диафрагмы; 9 — лонжерон

Продольный силовой набор представлен составным лонжероном и задним профилем. Внешняя и внутренняя обшивки перестыкованы с помощью гнутаго профиля и угольника из алюминиевого сплава,

которые также участвуют в восприятии части изгибающего момента. В хвостовой части ОИ установлена законцовка из композитного материала.

Все диафрагмы, лонжерон, угольник и задний профиль выполнены фрезерованием из алюминиевого сплава.

Секция предкрылка приводится в движение шестерней системы дистанционного управления (СДУ) с помощью двух рельсов с зубчатыми рейками. В убранном положении секция предкрылка опирается на носовую часть крыла четырьмя фторопластовыми упорами и законцовкой из композитного материала. Требуемое положение агрегата обеспечивается трансмиссией СДУ.

Силовая установка. Рассматриваемое воздушное судно оснащено двумя маршевыми силовыми установками (МСУ), в состав которых входят турбовентиляторные двухвальные двигатели с большой степенью двухконтурности. Каждый двигатель смонтирован в гондоле, подвешенной к пилону, который прикреплен к нижней поверхности крыла.

Частота вращения ротора компрессора:
низкого давления 100 %

$$N_1 = 6490 \text{ об/мин (108 Гц);}$$

высокого давления 100 %

$$N_2 = 16840 \text{ об/мин (281 Гц).}$$

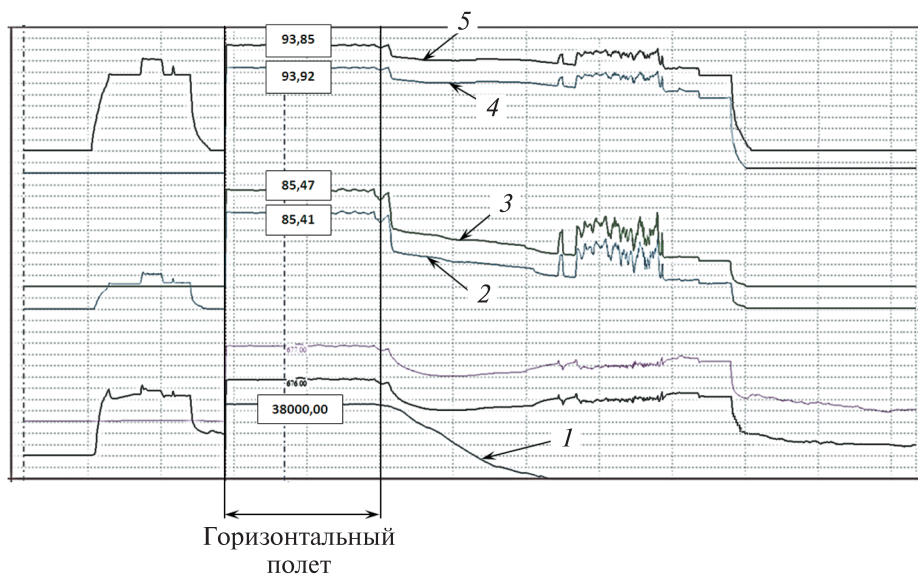


Рис. 5. Режимы полета воздушного судна:

1 — высота полета, фут; 2 и 3 — частота вращения ротора низкого давления правой и левой МСУ, %, соответственно; 4 и 5 — частота вращения ротора высокого давления правой и левой МСУ, %, соответственно

В горизонтальном полете силовая установка преимущественно работает на режимах (рис. 5):

$$N_{1\text{гп}} : 80 \dots 90 \% \rightarrow 5192 \dots 5841 \text{ об/мин (87 \dots 97 Гц)};$$

$$N_{2\text{гп}} : 90 \dots 100 \% \rightarrow 15156 \dots 16840 \text{ об/мин (252 \dots 281 Гц)}.$$

Методика исследования. Для определения частот и форм собственных колебаний конструкции ОИ в рамках вибрационного исследования элементов конструкции планера воздушного судна в настоящей работе применена CAE-технология (Computer-Aided Engineering) на основе универсального программного пакета конечно-элементного анализа ANSYS.

В качестве исходных данных для моделирования рассмотрена геометрическая 3D-модель секции предкрылка и ее конструктивно-силовая схема (КСС) (см. рис. 4).

Реальная рабочая модель ОИ имеет достаточно большое количество технологических элементов конструкции (фаски, галтели, сбеги, недорезы, подсечки, обнижения и т. д.). С одной стороны, это усложняет задачу исследования, отдаляя ее от исходной КСС агрегата, а с другой — для разрешения задачи в области мелких переходов форм конструкции требуются значительные вычислительные мощности.

Для решения этой проблемы требуется рационально упростить исходную геометрию, не оказывая при этом принципиального влияния на результаты и физичность исследования и не вызывая нецелесообразных трудозатрат и вычислительных мощностей на выполнение работ.

На следующем этапе исследования создается конечно-элементная сетка, выполняемая встроенными алгоритмами ANSYS, которые в настоящее время достигли значительной степени технического совершенства и позволяют сэкономить трудозатраты (ранее они составляли существенную часть от общего объема проводимых работ в математическом эксперименте).

Граничными условиями для подготовленной конечно-элементной модели ОИ являются опоры секции предкрылка с учетом влияния наличия в конструкции композитной законцовки с физико-механическими свойствами, отличающимися от основного агрегата из алюминиевого сплава.

Расчетная модель. Как было отмечено ранее, для исходной геометрической модели требуется компромиссное упрощение. В расчетной модели, подготовленной на основе рабочей, удалены технологические элементы при сохранении исходной КСС секции предкрылка. Кроме того, собранные с помощью механического крепежа элементы конструкции ОИ интерпретированы как единое целое для устранения излишней сложности постановки задачи.

Конечно-элементная сетка построена методом Hexdominant, интерпретирующим объект исследования как множество призматических элементов. В этом случае требуется меньше вычислительных ресурсов по сравнению с использованием тетраэдрических элементов при описании одного и того же геометрического представления ОИ. Максимальный размер призматического элемента 8 мм. Используемый алгоритм создает расчетную область для исходной модели размером в 117 003 элемента и 427 494 узла.

Граничные условия. В задаче принято, что секция предкрылка, опирающаяся на носовую часть крыла, имеет четыре неподвижных опоры-заделки типа Fixed Support. В композитной законцовке и точках соединения силовых диафрагм агрегата предусмотрены рельсы навески. Такой подход физичен, поскольку в реальной конструкции опорные поверхности являются неподвижными за счет конструктивных обводов, аэродинамического напора и работы трансмиссии системы дистанционного управления.

Связь на механическом крепеже между металлическими деталями агрегата и композитной законцовкой смоделирована инструментом Bonded contact, представляющим собой условия неподвижного соединения по привалочным поверхностям деталей.

Методика расчета. Вибрационные исследования секции предкрылка проводились в модуле Modal. Хотя рабочая частота МСУ находится в диапазоне значений 100...300 Гц, для исследования поведения тонкостенной оболочки в области более высоких частот и определения тенденций поведения конструкции в условиях вибрационной нагрузки была расширена область исследования до значений 0...500 Гц.

Результаты расчета. Согласно проведенному расчету ОИ, представляющему собой тонкостенную оболочку, подкрепленную сравнительно разреженным силовым набором, исходная конструкция имеет несколько собственных частот колебаний в исследуемом диапазоне:

Форма колебаний	1-я	2-я	3-я	4-я	5-я
Частота, Гц	237,72	290,18	422,73	457,32	482,09

На рис. 6 и 7 показаны соответственно 1-я и 2-я формы собственных частот колебаний ОИ.

Проведенный анализ показывает (рис. 8), что 1-я и 2-я формы колебаний конструкции находятся в непосредственной близости (5,7 % и 3,6 % соответственно) от диапазона рабочих частот ротора компрессора высокого давления (КВД) в номинальном режиме при горизонтальном полете воздушного судна.

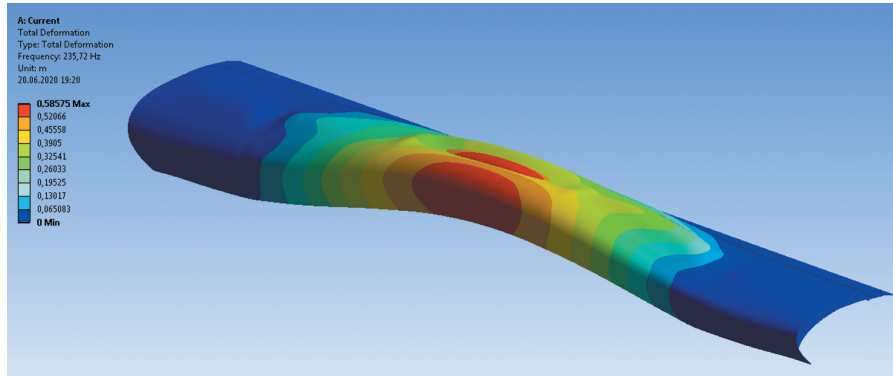


Рис. 6. 1-я форма колебаний (237,72 Гц) исходной конструкции ОИ

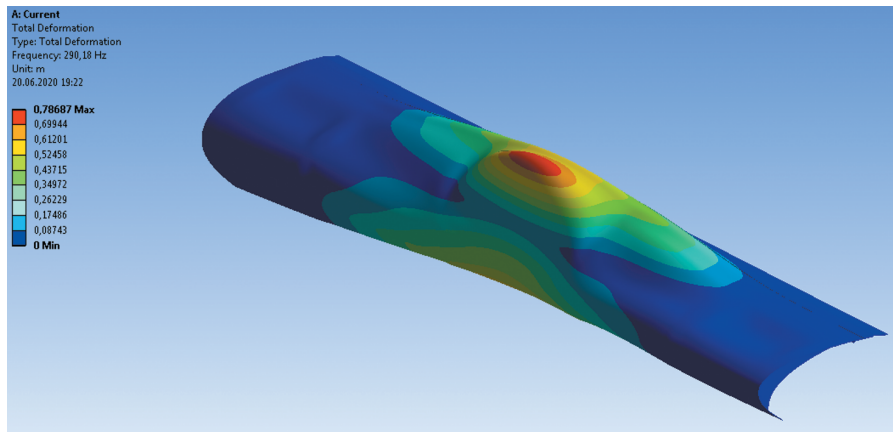


Рис. 7. 2-я форма колебаний (290,18 Гц) исходной конструкции ОИ

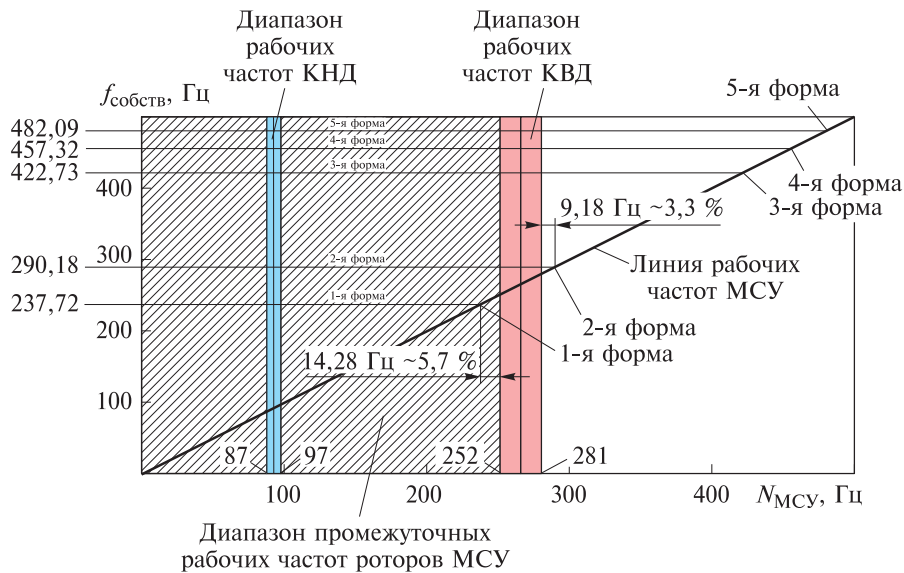


Рис. 8. Резонансная диаграмма исходной конструкции:

КНД — компрессор низкого давления; КВД — компрессор высокого давления

С одной стороны, отличия 1-й и 2-й форм собственных частот объекта исследования от значений в диапазоне рабочих частот ротора КВД лежат в пределах допустимой погрешности расчетной методики. С другой стороны, 1-я форма колебаний лежит в диапазоне промежуточных рабочих частот ротора КВД и может оказывать дополнительное воздействие на режимах взлета, посадки, ожидания и других режимах полета воздушного судна. Такие гармоники являются наиболее опасными и становятся причинами повышенных напряжений и деформаций при эксплуатации, что совместно с многоцикловой усталостью материала конструкции однозначно приводит к преждевременному выходу агрегата из строя.

Формы 3–5 колебаний секции предкрылка лежат за пределами диапазона рабочих частот роторов МСУ и не являются опасными с точки зрения резонансных частот в рассматриваемой постановке задачи.

Расчет измененной конструкции. Проанализировав результаты расчета исходной конструкции секции предкрылка, можно сделать выводы: 1-я форма колебаний является следствием недостаточной изгибной жесткости ОИ; 2-я форма колебаний свидетельствует о том, что тонкостенная оболочка агрегата имеет недостаточную жесткость из-за разреженного силового набора каркаса агрегата и указывает на признаки потери устойчивости при эксплуатационных нагрузках.

Для увеличения изгибной жесткости секции предкрылка и дополнительного подкрепления обшивок в конструкцию вводится новый продольный силовой элемент — лонжерон, а также силовая диафрагма, воспринимающая реакцию от третьей опоры (рис. 9).

Конечно-элементная сетка для усиленной конструкции, построенная с аналогичными первоначальным исходными данными, имеет размер 134 570 элементов и 471 270 узлов.

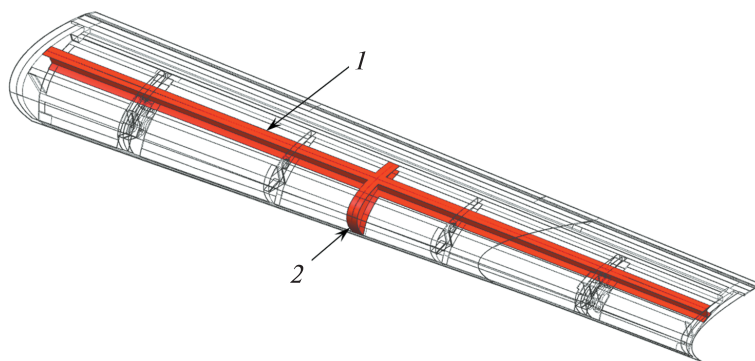


Рис. 9. Дополнительный силовой набор секции предкрылка:

1 — дополнительный лонжерон; 2 — силовая диафрагма дополнительной опоры

Дополнительная опора смоделирована аналогичным условием Fixed Support (рис. 10).

Для корректного сравнительного анализа собственных частот двух вариантов ОИ расчет измененной конструкции выполнен в тех граничных условиях, что были у исходной.

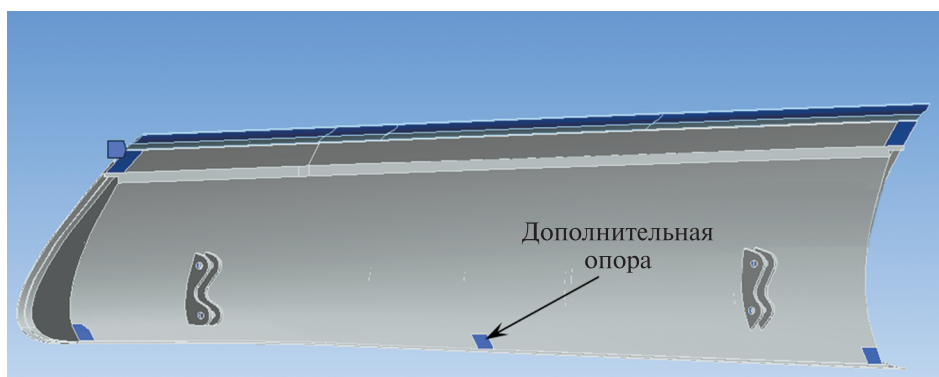


Рис. 10. Граничные условия модального анализа измененной конструкции

Результаты расчета измененной конструкции. В результате расчета усиленной конструкции секции предкрылка в исследуемом диапазоне частот 0...500 Гц получена только одна форма собственных колебаний с частотой 479,27 Гц, лежащая далеко за пределами рабочих частот роторов МСУ (рис. 11). Смещение 1-й формы собственных колебаний в область более высоких частот является следствием повышения жесткости измененной конструкции дополнительным продольным силовым элементом, увеличивающим изгибную жесткость секции предкрылка, а также дополнительным поперечным силовым элементом, который не только дополнительно подкрепляет тонкостенную оболочку, но и воспринимает реакцию от дополнительной опоры.

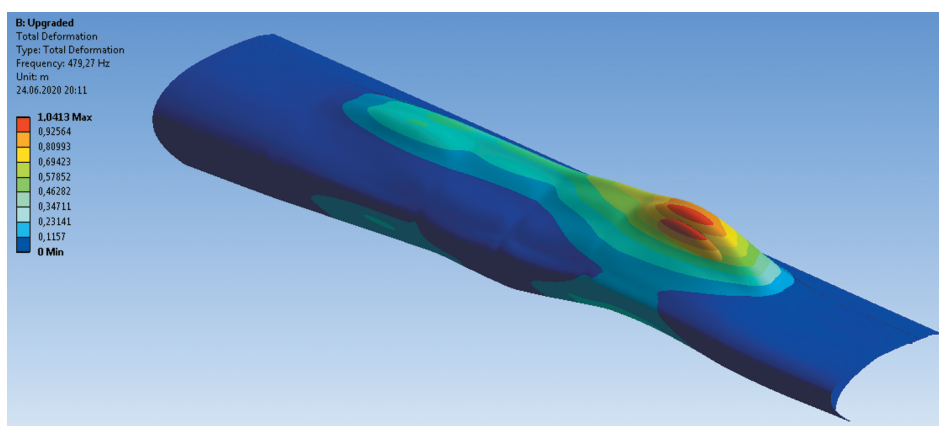


Рис. 11. 1-я форма колебаний (479,27 Гц) измененной конструкции ОИ

Частота 479,27 Гц 1-й формы собственных колебаний измененной конструкции на 198,27 Гц (~70,6 %) больше, чем верхняя граница диапазона рабочих частот (281 Гц) ротора МСУ (рис. 12), следовательно, наступление резонанса в рассматриваемом случае невозможно, т. е. частотная отстройка секции предкрылка выполнена.

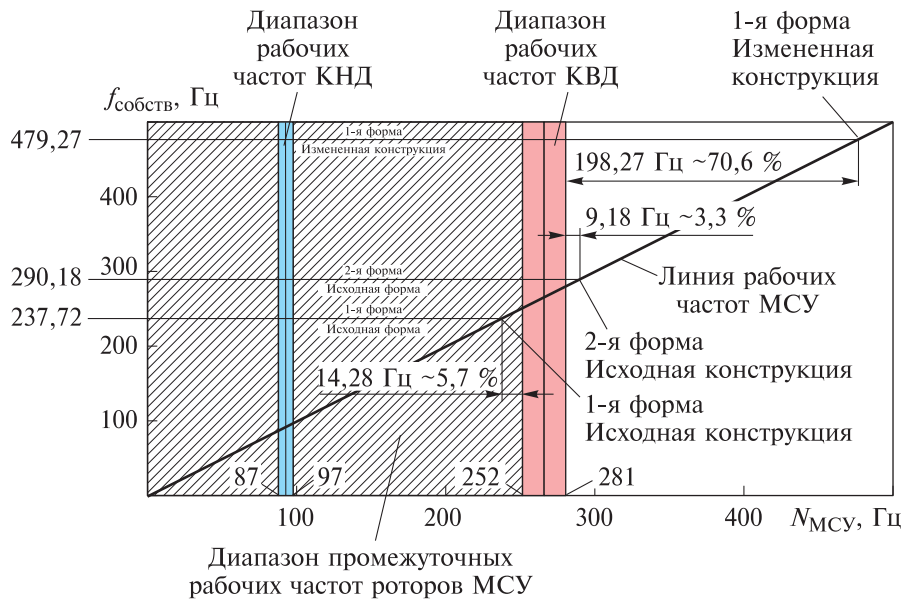


Рис. 12. Сравнительная резонансная диаграмма двух вариантов конструкции

Заключение. Проведенный в работе анализ видов и последствий отказов элементов конструкции авиационной техники, возникающих вследствие вибрационной нагрузки, изучение на конкретном примере конструкции агрегата механизации воздушного судна подтвердили актуальность проблемы резонансных явлений, возникающих от эксплуатационных вибрационных нагрузок, для современных и перспективных образцов авиационной техники.

Созданная трехмерная модель объекта исследования в исходной и скорректированной конфигурации, подготовленная расчетная сетка для двух вариантов конструкции, разработанная математическая модель для модального анализа в САЕ-пакете, а также проведенные необходимые расчеты и анализ их результатов, на основании которых принято решение о целесообразности конструктивных изменений, позволяют сделать выводы о том, что:

1) существующие программные комплексы адаптированы и пригодны для решения задач частотной отстройки элементов в конструкции воздушного судна и в качестве задела, и для контроля воздушных судов, находящихся в эксплуатации;

2) задачи модального анализа и внесения требуемых конструктивных изменений могут быть решены с оптимальными трудозатратами в приемлемые сроки;

3) необходимо широко использовать прикладные САД- (Computer-Aided Design) и САЕ-пакеты на всех этапах жизненного цикла изделия — от проектирования до эксплуатации не только для верификации принятых технических решений, поиска и устранения причин неисправностей, но и для снижения стоимости цикла научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] МАК. *Авиационные правила, часть 25. Норма летной годности самолетов транспортной категории (АП-25)*. 5-е изд., с поправками 1–8, 2015, с. 288.
- [2] Безуевский А.В. *Особенности характеристик статической и динамической аэроупругости летательных аппаратов с крылом большого удлинения*: дис. ... канд. техн. наук. Жуковский, 2019, 151 с.
- [3] Soal K., Govers Y., Boswald M., Vollmer A. Taxi vibration testing: a new and time efficient procedure for the identification of modal parameters on aircrafts. *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. 10–13 June 2019, Savannah, USA*.
URL: https://www.asdjournal.org/public/Proceedings/IFASD_2019/IFASD-2019-033.pdf (дата обращения 01.11.2020).
- [4] Алексушин С.В. О расчете собственных частот стабилизатора летательного аппарата на ранних этапах проектирования. *Труды МАИ*, 2014, № 73.
URL: <https://mai.ru/publications/index.php?ID=48459> (дата обращения 01.11.2020).
- [5] Vanlanduit S., Guillaume P. Experimental modal analysis of a slat track. *Proceedings of SPIE — The International Society for Optical Engineering*. January 2002.
URL: https://www.researchgate.net/publication/267415772_Experimental_modal_analysis_of_a_slat_track (дата обращения 01.11.2020).
- [6] Kerschen G., Peeters M., Golinval J.C., Stephan C. Nonlinear Modal Analysis of a Full-Scale Aircraft. *Journal of Aircraft*, 2013, vol. 50, issue 5, pp. 1409–1419. DOI: 10.2514/1.C031918
- [7] Нихамкин М.Ш., Соломонов Д.Г. Применение экспериментального модального анализа для идентификации параметров модели слоистого углепластика. *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*, 2017, № 51.
DOI: 10.15593/2224-9982/2017.51.12
- [8] Разбегаева И.А. Расчет и оценка частотных характеристик обшивки фюзеляжа. Защита от шума. *Труды МАИ*, 2011, № 45. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=25552> (дата обращения 01.11.2020).
- [9] Xiaoping Ouyang, Huayong Yang, Feng Gao, Hongxin Wang. Modal analysis of the aircraft hydraulic-system pipeline. *Journal of Aircraft*, 2012, vol. 49, no. 4, pp. 1168–1174. DOI: 10.2514/1.C031660
- [10] Ткач В.В. Применение модального анализа в междисциплинарном исследовании. *Труды МАИ*, 2010, № 38.
URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=14156> (дата обращения 01.11.2020).
- [11] Иноземцев А.А., Нихамкин М.А. *Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Т. 4: Динамика и прочность авиационных двигателей и энергетических установок*. Москва, Машиностроение, 2008. 200 с.

Статья поступила в редакцию 12.11.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Федоров Р.В., Серебрянский С.А. Частотная отстройка элементов конструкции планера воздушного судна. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 1. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-1-2048>

Федоров Роман Вячеславович — студент магистратуры кафедры «Проектирование и сертификация авиационной техники» Московского авиационного института (НИУ). e-mail: fedorov.romanv@gmail.com

Серебрянский Сергей Алексеевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Проектирование и сертификация авиационной техники» Московского авиационного института (НИУ). e-mail: s-s-alex@mail.ru

Frequency offset of aircraft airframe structural elements

© R.V. Fedorov, S.A. Serebryanskiy

Moscow Aviation Institute — MAI, Moscow, 125993, Russia

The paper emphasizes the relevance of the problem of resonance in aircraft airframe structural elements, and relying on the operating experience shows the consequences of this phenomenon in terms of fatigue cracks occurring in the details of the aircraft airframe during vibration load. The types and consequences of failures in aviation equipment airframe structural elements arising from vibration load are analyzed. On the example of the slat, the forms of natural oscillations of high-lift devices are investigated, their relationship with the rotational frequencies of the high and low pressure rotors of the lift-propulsion system is shown. The study introduces the method of frequency offset of the structural pattern of the object under consideration, and implements the algorithm for modal analysis of a metal structure on the basis of modern applied packages of three-dimensional modeling and engineering analysis. The place of analytical calculations in the structure of the entire product life cycle is noted.

Keywords: *slat, resonance, vibrations, natural vibration frequency, natural vibration mode, frequency offset, modal analysis*

REFERENCES

- [1] MAK. *Aviatsionnye pravila, chast 25. (AP-25). Normy letnoy godnosti samoletov transportnoy kategorii* [Aviation register of IAC. Part 25. Airworthiness standards for transport category aircraft]. Mezhhgos. aviats. komitet Publ., 2015, 5th ed. with amendments 1-8, 288 p.
- [2] Bezuevskiy A.V. *Osobennosti kharakteristik staticheskoy i dinamicheskoy aerouprugosti letatelnykh apparatov s krylom bolshogo udlineniya*. Dis. ... kand. tekhn. nauk [Special characteristics of static and dynamic aeroelasticity of aircraft with a high-aspect-ratio wing. Cand. eng. sc. diss.]. Zhukovskiy, 2019, 151 p.
- [3] Soal K., Govers Y., Boswald M., Vollmer A. Taxi vibration testing: a new and time efficient procedure for the identification of modal parameters on aircrafts. *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. 10–13 June 2019, Savannah, USA*. Available at: https://www.asdjournal.org/public/Proceedings/IFASD_2019/IFASD-2019-033.pdf (accessed November 1, 2020).
- [4] Aleksushin S.V. *Trudy MAI — Proceedings of MAI*, 2014, no. 73. Available at: <https://mai.ru/publications/index.php?ID=48459> (accessed November 1, 2020).
- [5] Vanlanduit S., Guillaume P. Experimental modal analysis of a slat track. *Proceedings of SPIE — The International Society for Optical Engineering*. January 2002. Available at: https://www.researchgate.net/publication/267415772_Experimental_modal_analysis_of_a_slat_track (accessed November 1, 2020).
- [6] Kerschen G., Peeters M., Golinval J.C., Stephan C. Nonlinear Modal Analysis of a Full-Scale Aircraft. *Journal of Aircraft*, 2013, vol. 50, no. 5, pp. 1409–1419. DOI: 10.2514/1.C031918
- [7] Nikhamkin M.Sh., Solomonov D.G. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika — PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2017, no. 51. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.51.12

- [8] Razbegaeva I.A. *Trudy MAI — Proceedings of MAI*, 2011, no. 45. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=25552> (accessed November 1, 2020).
- [9] Xiaoping Ouyang, Huayong Yang, Feng Gao, Hongxin Wang. Modal analysis of the aircraft hydraulic-system pipeline. *Journal of Aircraft*, 2012, vol. 49, no. 4, pp. 1168–1174. DOI: 10.2514/1.C031660
- [10] Tkach V.V. *Trudy MAI — Proceedings of MAI*, 2010, no. 38. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=14156> (accessed November 1, 2020).
- [11] Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. T. 4: Dinamika i prochnost aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Fundamentals of designing aircraft engines and power plants. Vol. 4: Dynamics and strength of aircraft engines and power plants]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2008, 200 p.

Fedorov R.V., Master's Degree student, Department of Design and Certification of Aviation Technology, Moscow Aviation Institute. e-mail: fedorov.romanv@gmail.com

Serebryanskiy S.A., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Design and Certification of Aviation Equipment, Moscow Aviation Institute. e-mail: s-s-alex@mail.ru