

УДК 629.7

**Расчет и оценка частотных характеристик обшивки фюзеляжа.
Защита от шума.**

И.А. Разбегаева

АННОТАЦИЯ.

В данной работе представлена упрощенная методика расчета колебаний панелей фюзеляжа самолета. Проведена верификация результатов расчетов на собственные формы колебаний прямоугольной пластины и отсека фюзеляжа. Упрощение задачи о колебаниях отсека фюзеляжа достигнуто за счет оптимально подобранной пластины.

Так же предложена методика использования резиновых накладок для звукоизоляции самолета. Она позволяет разнести частоты колебаний от воздействия вентилятора двигателя и собственных колебаний обшивок фюзеляжа.

КЛЮЧЕВЫЕ СЛОВА

Собственные частоты, прямоугольная пластина, отсек фюзеляжа, отклик конструкции, резиновые накладки.

1. Введение.

Эволюция двигателей нового поколения идет в сторону увеличения степени двухконтурности и расширения вибрационного спектра двигателя.

Структурный шум становится определяющим в шуме гермокабины, уровень низкочастотных составляющих внутри кабины определяется вибрациями, возникающими на роторных частотах двигателя и его агрегатов, при этом резко падает комфортность в пассажирских кабинах самолетов.

В работе рассмотрена возможность снижения отклика конструкции фюзеляжа самолета на виброакустическое воздействие вентилятора двигателя большой двухконтурности.

Для оценки отклика конструкции фюзеляжа самолета, был проведен расчет на собственные формы колебаний обшивки самолета. При этом рассматривался прямоугольный фрагмент обшивки (прямоугольная изотропная пластина), находящийся

между соседними стрингерами и шпангоутами. Анализ собственных форм колебаний прямоугольной пластины проводился при различных видах закреплений.

Расчеты проводились с помощью программы конечно-элементного анализа *MSC/NASTRAN*;

Для определения возможности упрощения расчета на собственные формы колебаний, путем рассмотрения изотропной прямоугольной пластины, был проведен анализ собственных форм колебаний отсека фюзеляжа.

1. Результаты решения задач о колебаниях прямоугольных пластин с различными краевыми условиями МКЭ.

1.1. Расчетные модели.

Для определения собственных форм колебания прямоугольных пластинок была создана конечно-элементная модель.

Габаритные размера пластины 500X157X1,5 мм.

Для определения форм собственных колебаний пластины были рассмотрены следующие случаи граничных условий:

- шарнирно опертая по контуру пластинка;
- защемленная по контуру пластинка;
- шарнирно опертая по двум противоположным сторонам и свободная по длинному краю пластинка.

Полученные результаты представлены на Рис. 1.1-1.9.

1.1.1. Пластина, шарнирно опертая по контуру.



Рис 1.1. Результат численного расчета пластины на собственные формы колебаний при 1-й собственной частоте ($p=160.94$ Гц).

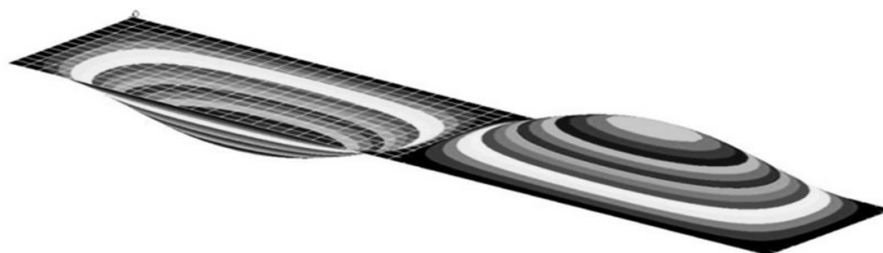


Рис 1.2. Результат численного расчета пластины на собственные формы колебаний при 2-й собственной частоте ($p=203.76$ Гц).

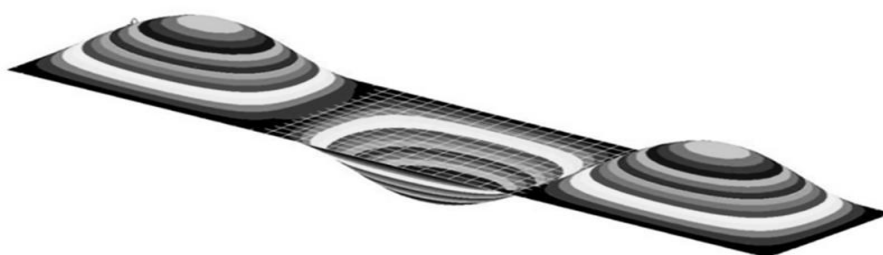


Рис 1.3. Результат численного расчета пластины на собственные формы колебаний при 3-й собственной частоте ($p=275.23$ Гц).

1.1.2. Пластина, защемленная по контуру.

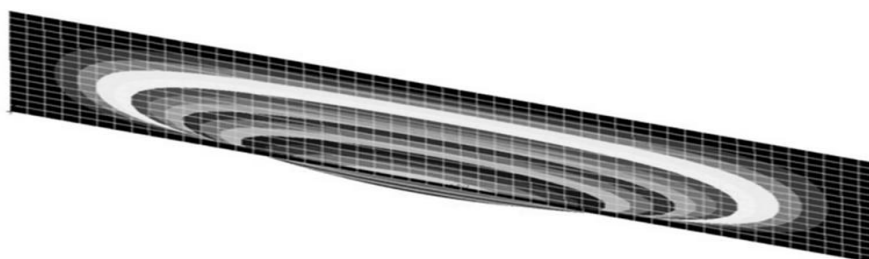


Рис 1.4. Результат численного расчета пластины на собственные формы колебаний при 1-й собственной частоте ($p=342.76$ Гц).

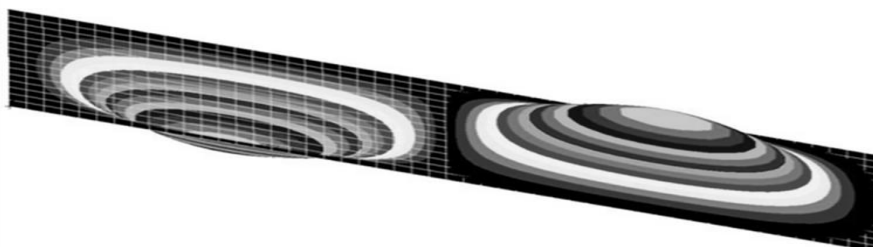


Рис 1.5. Результат численного расчета пластины на собственные формы колебаний при 2-й собственной частоте ($p=375.88$ Гц).

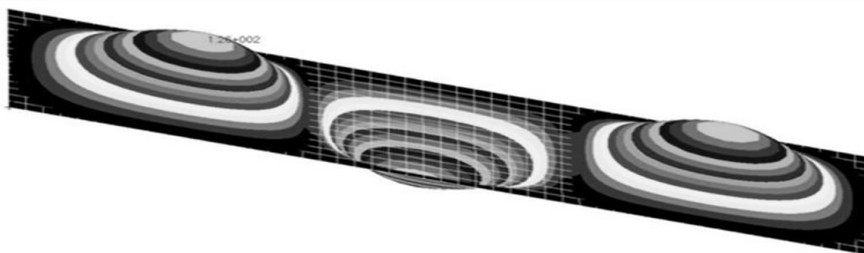


Рис 1.6. Результат численного расчета пластины на собственные формы колебаний при 3-й собственной частоте ($p=436.9$ Гц).

1.1.3. Пластина, шарнирно опертая по двум противоположным сторонам и свободная по длинному краю.

На свободные края пластины, для увеличения жесткости конструкции, были добавлены стрингера. Стрингера были смоделированы балочными элементами.

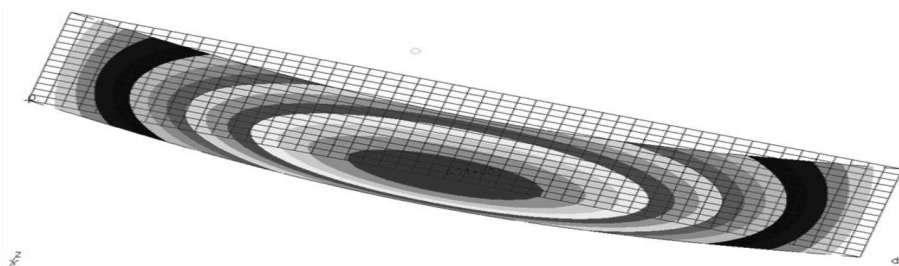


Рис 1.7. Результат численного расчета пластины на собственные формы колебаний при 1-й собственной частоте ($p=93.851$ Гц).

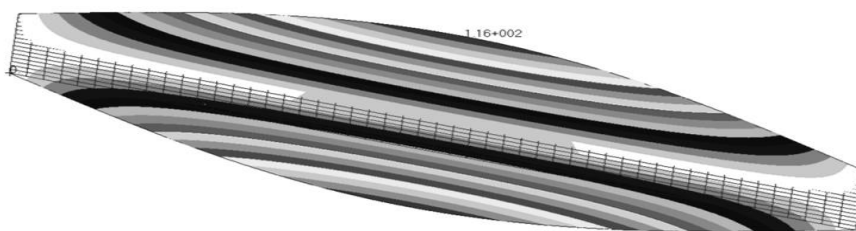


Рис 1.8. Результат численного расчета пластины на собственные формы колебаний при 2-й собственной частоте ($p=176.43$ Гц).

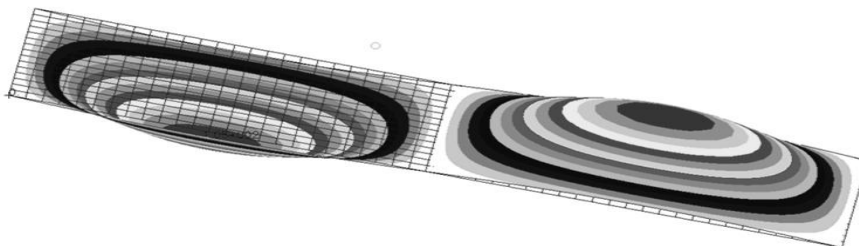


Рис 1.9. Результат численного расчета пластины на собственные формы колебаний при 3-й собственной частоте ($p=191.91$ Гц).

2. Результаты решения задач о колебаниях отсека фюзеляжа.

Для определения собственных форм колебаний была построена конечно-элементная модель фрагмента фюзеляжа самолета.

Обшивка была смоделирована с помощью оболочечного моментного элемента. Стрингера и шпангоуты моделировались балочными элементами.

Разбивка геометрической модели производилась по стрингерам.

Был смоделирован фрагмент фюзеляжа, состоящий из 5 секций. Фрагмент состоит из 6 шпангоутов. На среднюю секцию граничный эффект практически не влияет, поэтому оценку форм собственных колебаний элемента фюзеляжа лучше анализировать по средней секции, разбивая ее более подробно. Подробная разбивка средней секции позволяет нам найти с большей точностью панельные частоты. Для математической модели принято шарнирное закрепление по краям.

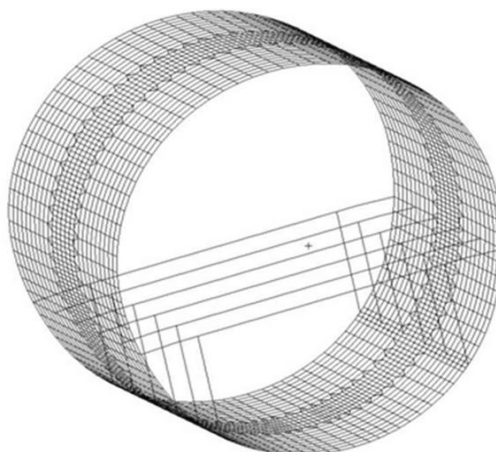


Рис 2.1. Математическая модель элемента фюзеляжа самолета.

При расчете решалось уравнение вида:

$$[M]\{\ddot{u}\} + [K]\{u\} = 0, \text{ где}$$

$[M]$ - матрица масс системы;

$\{\ddot{u}\}$ - вектор ускорений;

$[K]$ – матрица жесткости конструкции;

$\{u\}$ - вектор перемещений.

Результаты численного расчета конструкции представлены на Рис. 2.2

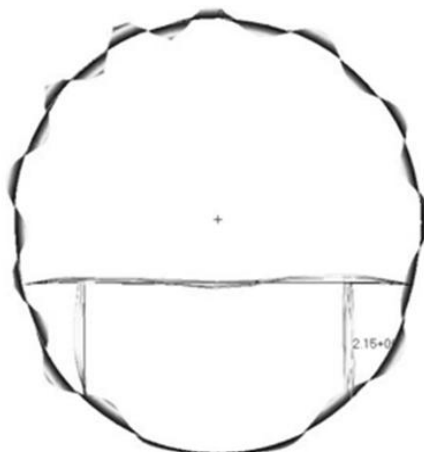


Рис 2.2. Результат численного расчета конструкции на собственные формы колебаний при частоте 93.39 Гц.

В результате анализа реальной конструкции отсека фюзеляжа, получилось, что панельные частоты собственных колебаний фюзеляжа ($p=93.39$ Гц) близки к частотам собственных колебаний прямоугольной пластинки (случай 3).

Таким образом, задачу о колебаниях обшивки самолета можно упростить. Все последующие выводы приводятся для оптимально подобранной пластины, что в значительной мере сокращает время счета.

3. Изменение спектра собственных частот пластины с помощью резиновых накладок.

В работе предлагается способ повышения комфортности в салоне пассажирской кабины самолета за счет уменьшения шума, возникающего от работающего двигателя, путем разнесения собственных частот обшивки фюзеляжа и частот от работающего двигателя, за счет изменения массы панели обшивки фюзеляжа.

Математическая модель пластины шарнирно опертой по шпангоутам и свободной по 2-м длинным сторонам была доработана. Были смоделированы резиновые накладки прямоугольной формы. Накладки имели габариты: 70x140 мм, толщина накладок в диапазоне от 1 до 30 мм. Модель материала накладок была выбрана ортотропной.

Выбор материала резины в качестве накладки обусловлен следующими факторами:

- относительно малый, по отношению к алюминию, модуль упругости (малое изменение жесткости силовой конструкции панели фюзеляжа);

- относительно высокий удельный вес;

- возможность использования наклейки в качестве теплоизолирующего элемента (побочный фактор).

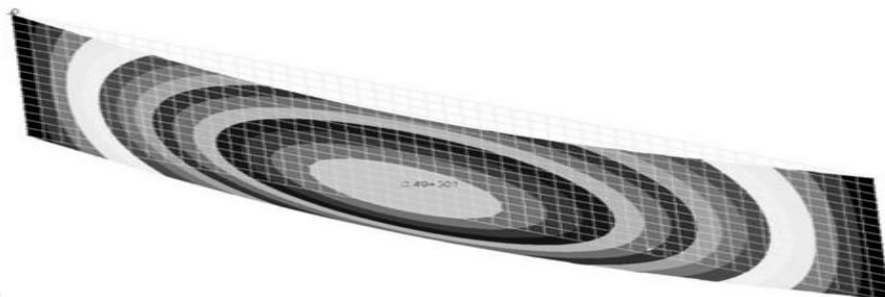


Рис 3.1. Результат численного расчета пластины с резиновыми накладками ($\delta=30$ мм) на собственные формы колебаний при 1-й собственной частоте ($p=52.281$ Гц).

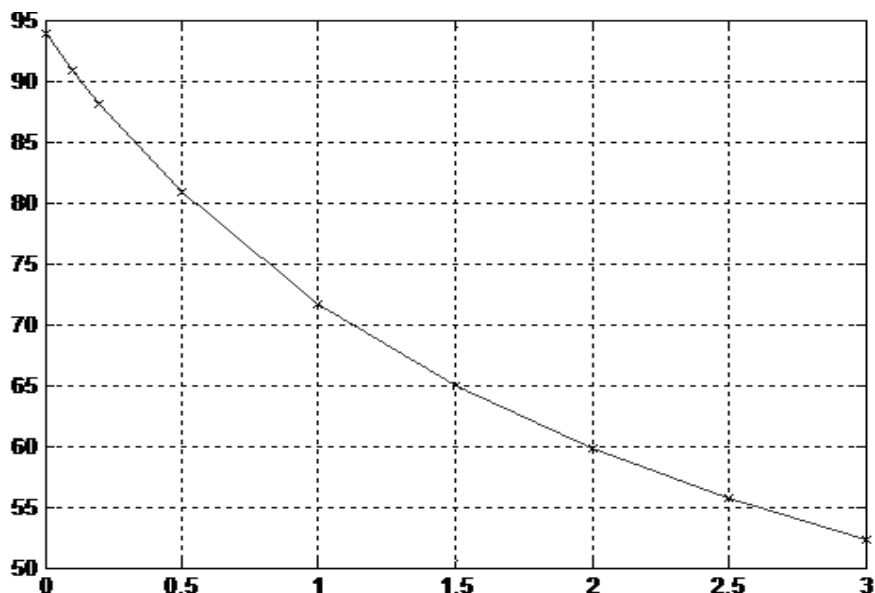


Рис 3.2. Зависимость первой собственной частоты от толщины резиновой наклейки.

Результаты численного расчета доработанной модели пластины с резиновыми накладками на собственные формы колебаний показали, что колебания пластины с увеличением массы пластины уменьшаются. При проведении оптимизации по размерам резиновых пластинок можно добиться уменьшения колебаний вплоть до практической остановки.

4. Изменение спектра собственных частот отсека фюзеляжа с помощью резиновых накладок.

Для получения оценки о правильности принятого упрощения расчета на собственные формы колебаний обшивки самолета, путем рассмотрения изотропной прямоугольной пластины и последующих выводов о применении методики использования резиновых накладок, был проведен анализ собственных форм колебаний доработанной модели отсека фюзеляжа. Были смоделированы резиновые накладки прямоугольной формы. Накладки имели габариты: 50x300 мм, толщина накладки 30 мм. Модель материала накладок была выбрана ортотропной.

Резиновые накладки наклеивались 2 способами:

1. на срединной секцию по ободу;
2. на срединной секции в районе крепления крыла к фюзеляжу (по 6 резиновых накладок с каждой стороны).

Это было сделано для того, чтобы оценить весовые затраты необходимые для погашения колебаний.

Результаты численного расчета доработанной математической модели отсека фюзеляжа с резиновыми накладками на собственные формы колебаний при первой панельной частоте обшивки самолета представлены на Рис. 4.1-4.2

27 : Freq. = 61.058, Eigenvectors, Translational.



Рис 4.1. Резиновые накладки по ободу.

0:38

lode 27 : Freq. = 61.058, Eigenvectors, Translational.

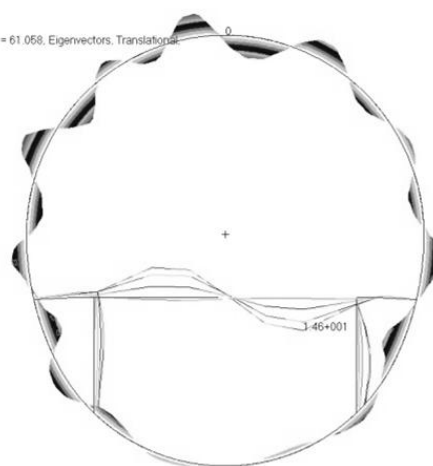


Рис 4.2. Резиновые накладки в районе крепления крыла к фюзеляжу

Из полученных результатов видно, что первая панельная частота обшивки фюзеляжа ($p=60.058$ Гц) близка к первой собственной частоте прямоугольной пластины

с резиновыми накладками, где толщина резиновой наклейки принимается равной 30 мм ($p=52.281$ Гц).

Так же получили результат, что первые панельные частоты обшивки не зависят от того как наклеивать резиновые наклейки: по всему ободу или в зонах крепления крыла к фюзеляжу. Таким образом, установка резиновых накладок, оптимизированных по размерам и месту установки с учетом полученных результатов, позволяет обеспечить необходимую звукоизоляцию.

Заключение.

По результатам данной работы, сделаны следующие выводы:

- можно упростить задачу, рассматривая колебания обшивки самолета на примере оптимально подобранной пластины;
- использование резиновых накладок приводит к уменьшению собственных частот колебаний обшивки самолета;
- первые панельные частоты обшивки самолета не зависят от того как наклеивать резиновые наклейки: по всему ободу или в зонах крепления крыла к фюзеляжу.

Разработана методика использования резиновых накладок для звукоизоляции самолета. Она позволяет разнести частоты колебаний от воздействия вентилятора двигателя и собственных колебаний обшивок фюзеляжа. При этом весовые затраты, связанные с использованием резиновых накладок, незначительны. Они могут быть совмещены с весовыми затратами на теплоизоляцию.

Я выражаю признательность за советы и помощь в выполнении этой работы В.С. Бакланову.

Литература.

1. *Ананьев И.В., Тимофеев П.Г.* Колебания упругих систем в авиационных конструкциях и их демпфирование, М.: Машиностроение, 1965.
2. *Бидерман В.Л.* Теория механических колебаний, М.: Высшая Школа, 1980.
3. *Вибрации в технике: Справочник в 6 томах, Т.1.* Колебания линейных систем./Под ред. В.В. Болотина, 2-е издание, М.: Машиностроение, 1999.

4. *Гонткевич В.С.* Собственные колебания пластинок и оболочек, М.: Машиностроение, 1964.

5. Прочность. Устойчивость. Колебания: Справочник в 3 томах./Под общей ред. И.А. Биргера и Я.Г. Пановко, Т.3, М.: Машиностроение, 1968.

Разбегаева Ирина Александровна

Инженер ОАО «Туполев»

Студентка 5 курса МЭИ (ТУ)

8-916-420-74-73

puzeeriok@gmail.com

Московская обл. г. Люберцы ул. Воинов-Интернационалистов д.21 кв.184