

В.С.Бакланов, В.М.Вуль

ВЛИЯНИЕ УПРУГОЙ ПОДВЕСКИ
НА ВИБРОХАРАКТЕРИСТИКИ КОРПУСА ДВИГАТЕЛЯ

Двигатель является одним из основных источников шума и вибрации на самолете. Для уменьшения воздействия вибрации двигателя на конструкцию самолета необходимо, прежде всего, снижать уровень возмущающих сил, вызванных остаточной неуравновешенностью роторов, влиянием газозоудного тракта, вибрационным горением, резонансными колебаниями отдельных агрегатов, а также повышать жесткость или увеличивать демпфирование оболочек.

Эти меры, проводимые на двигателе, входят в комплекс мероприятий по обеспечению высоких акустических характеристик самолета и являются наиболее эффективными, так как одновременно со снижением вибронегруженности самого двигателя и увеличением надежности его агрегатов обеспечивают снижение силы воздействия на корпус самолета, а значит, и уменьшение шума в кабинах и вибрации конструкции.

Другим путем снижения уровня воздействия двигателя на конструкцию самолета является оптимальный подбор динамических характеристик двигателя и самолета в точках их соединения, где может быть применена упругая подвеска.

При проектировании виброизолирующих подвесок двигателей (в частности, упругой) возникают следующие проблемы: эффективность такой подвески, эксплуатационно допустимые перемещения и стояночная осадка двигателя. Их решение нашло широкое отражение в литературе /1-3/.

В то же время проблема влияния виброизоляторов на колебания самих механизмов за редким исключением /3,4/ обходится вниманием исследователей.

Данная работа посвящена оценке влияния упругой подвески на вибрацию собственно корпуса двигателя (в районах поясов крепления) на основе реальных динамических податливостей конструкции двигателя и самолета, определенных экспериментально /5/.

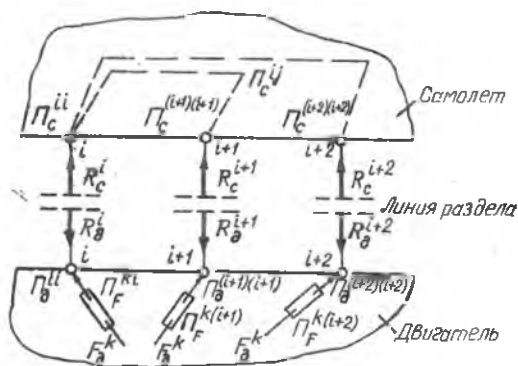
Рассмотрим динамику совместной работы системы двигатель-подвеска-самолет. Общее уравнение вынужденных колебаний такой системы для звукового диапазона частот можно получить при использовании в качестве коэффициентов пропорциональности между колебательными силами и

перемещениями динамических податливостей рассматриваемых конструкций. Применительно к системам, находящимся в состоянии стационарных синусоидальных колебаний, под динамической податливостью понимает комплексное отношение перемещения к единичной силе, приложенной к линейной механической системе и вызвавшей это перемещение /6/.

Динамическая система двигатель-подвеска-самолет состоит из взаимосвязанных разнородных элементов. Анализ такой системы при установившихся колебаниях производится разделением на отдельные независимые подсистемы /6,7/. Такое разделение удобно провести по узлам крепления подкосов к двигателю. Для сохранения динамического равновесия к точкам разделения прикладываются соответствующие реакции.

В случае стержневой подвески с шарнирным креплением концов направление реакций совпадает с направлением оси стержня. В дальнейшем при обозначении величин податливости верхние индексы будут определять: первый - точку и направление вызванного перемещения, второй - точку и направление воздействия, а нижний индекс будет обозначать элемент системы, где податливость определяется (двигатель, самолет, изолятор). На схеме (рис.1) показано разделение системы на отдельные блоки и принятые обозначения.

При работе двигателя в его рабочих узлах возбуждаются силы (F_g^k), которые действуют на корпус и передаются по нему к местам опорных связей двигателя. Тогда перемещения узлов крепления двигателя (x_g), обусловленные воздействием возмущающих сил и реакций со стороны подвески, можно выразить в матричной форме следующим соотношением:



Р и с. 1. Схема разделения системы в случае жесткой подвески

$$\|x_g\| = \|\Pi_F\| \|F_g\| + \|\Pi_g\| \|R_g\|. \quad (I)$$

Показано [8], что система двигатель-подвеска-самолет в широком диапазоне частот, включающем роторные, обычно распадается на отдельные независимые вибропроводы. Следовательно, для i -го подкоса выражение (1) можно привести к виду

$$x_g^i = \sum_{k=1}^n \Pi_F^{ki} F_g^k + \Pi_g^{ii} R_g^i, \quad (2)$$

где F_g^k - совокупность возмущающих сил, возникающих при работе двигателя; Π_F^{ki} - переходные податливости конструкции двигателя от точек приложения возмущающих сил до i -го узла крепления; Π_g^{ii} - динамическая податливость двигателя в месте крепления i -го подкоса в направлении оси этого подкоса; R_g^i - реакция со стороны i -го подкоса на двигатель.

В свою очередь, на конструкцию самолета со стороны подвески действует реакция, равная по величине реакции, действующей на двигатель, и противоположная по направлению. Тогда перемещения точки крепления на самолете для i -го подкоса можно представить соотношением

$$x_c^i = \Pi_c^{ii} R_c^i, \quad (3)$$

где Π_c^{ii} - динамическая податливость самолета в точке крепления i -го подкоса в направлении его оси.

Поскольку при колебаниях единой системы точка раздела движется как одно целое, т.е. $x_g^i = x_c^i$, а $R_c^i = -R_g^i$, то из уравнений (2) и (3) находим

$$R_c^i = \frac{\sum_{k=1}^n \Pi_F^{ki} F_g^k}{\Pi_g^{ii} + \Pi_c^{ii}}. \quad (4)$$

Полученное выражение (4), характеризующее динамическое воздействие двигателя на самолет в случае жесткого крепления, показывает, что уровень этого воздействия определяется:

- совокупностью возмущающих сил в рабочих элементах двигателя;
 - вибропроводимостью конструкции двигателя от точек приложения этих сил до мест крепления двигателя;
 - сочетанием податливостей двигателя и самолета в местах крепления.
- Подставляя выражение (4) в уравнение (2), получим уравнение перемещений двигателя в случае жесткого крепления:

$$x_g^i = \sum_{k=1}^n \Pi_F^{ki} F_g^k \left(1 - \frac{\Pi_g^{ii}}{\Pi_g^{ii} + \Pi_c^{ii}} \right). \quad (5)$$

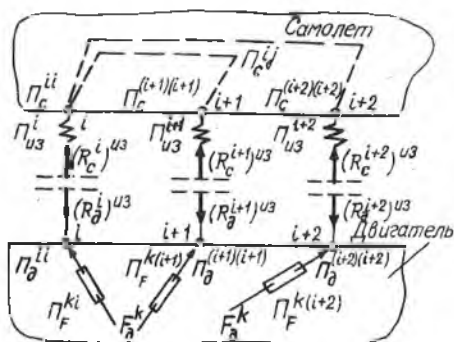
Из полученного соотношения (5), которое характеризует колебания корпуса двигателя в местах крепления i -го подкоса, ясно, что в случае очень податливой конструкции самолета, когда $\Pi_c^{ii} \gg \Pi_g^{ii}$ и величина $1 - \frac{\Pi_g^{ii}}{\Pi_g^{ii} + \Pi_c^{ii}}$ стремится к единице,

$$x_g^i \approx \sum_{k=1}^n \Pi_F^{ki} F_g^k. \quad (6)$$

Таким образом, выражение (6) характеризует перемещения двигателя на абсолютно податливом основании, т.е. колебания свободного двигателя - $(x_g^i)_{св}$.

Возвращаясь к выражению (5), видим, что колебания корпуса двигателя при закреплении его на самолете определяются колебаниями свободного двигателя и соотношением динамических податливостей двигателя и самолета в местах опорных связей.

На рис.2 представлена схема системы двигатель-подвеска-самолет в случае постановки виброизоляторов в узлы крепления. Разделив новую



систему на независимые подсистемы и записав соответствующие выражения для перемещений точки раздела для i -го подкоса со стороны виброизолятора, получим уравнение для определения колебаний двигателя, установленного на виброизоляторах $(\Pi_{уз})$:

Р и с. 2. Схема разделения системы в случае упругой подвески

$$(x_g^i)_{уз} = \sum_{k=1}^n \Pi_F^{ki} F_g^k \left(1 - \frac{\Pi_g^{ii}}{\Pi_g^{ii} + \Pi_c^{ii} + \Pi_{уз}^i} \right). \quad (7)$$

Сравнивая соотношения (5) и (7), характеризующие колебания корпуса двигателя в местах опорных связей в случае жесткого и упругого креплений, можно, разделив эти выражения одно на другое, получить соотношение, оценивающее изменение вибрации двигателя при переходе с жесткого крепления на упругое:

$$\mu = \left| \frac{(x_g^i)^{uz}}{x_g^i} \right| = \left| \frac{1 + \Pi_{uz}^i / \Pi_c^{ii}}{1 + \Pi_{uz}^i / (\Pi_g^{ii} + \Pi_c^{ii})} \right| = \left| \frac{1 + \alpha}{1 + \alpha / (1 + \beta)} \right|, \quad (8)$$

где без учета демпфирования в конструкциях $\alpha = \Pi_{uz}^i / \Pi_c^{ii} = \frac{Re \Pi_{uz}^i}{Re \Pi_c^{ii}}$ и

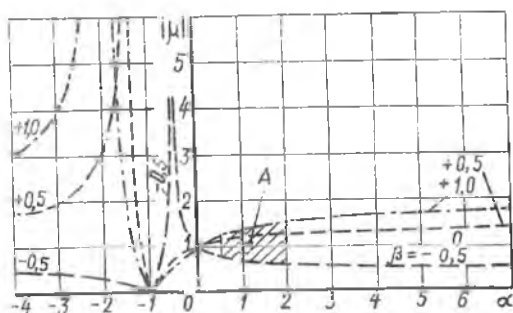
$$\beta = \Pi_g^{ii} / \Pi_c^{ii} = \frac{Re \Pi_g^{ii}}{Re \Pi_c^{ii}}.$$

Полученное выражение (8) показывает, что изменение вибрации корпуса двигателя при переходе с жесткой подвески на упругую определяется соотношением динамических податливостей двигателя и самолета в местах опорных связей и податливостью применяемых виброизоляторов, т.е. заключение о возможном изменении уровня вибрации корпуса двигателя требует знания не только жесткостей установленных виброизоляторов, но и реальных динамических податливостей как двигателя, так и самолета.

Анализ выражения (8) убеждает, что в случае достаточно жесткой конструкции корпуса двигателя, т.е. когда динамическая податливость самолета в местах крепления двигателя значительно превосходит динамическую податливость корпуса двигателя ($\Pi_c^{ii} \gg \Pi_g^{ii}$), отношение $(x_g^i)^{uz} / x_g^i$ стремится к единице. Следовательно, постановка упругой подвески в этом случае не должна оказывать влияния на уровень вибрации двигателя.

Полученные экспериментально динамические податливости реальных конструкций двигателя и самолета /5/ позволяют провести детальный анализ возможных ситуаций с учетом различного сочетания как динамических характеристик двигателя и самолета, так и уровня податливости применяемых виброизоляторов.

Результаты анализа приведены на графике (рис.3), где выделена зона наиболее вероятного сочетания динамических характеристик реальных конструкций. Проведенный анализ показывает, что переход на упругую подвеску может вызывать как увеличение, так и уменьшение вибрации двигателя на различных частотах (режимах работы двигателя), что связано с существенным изменением динамических податливостей двигателя



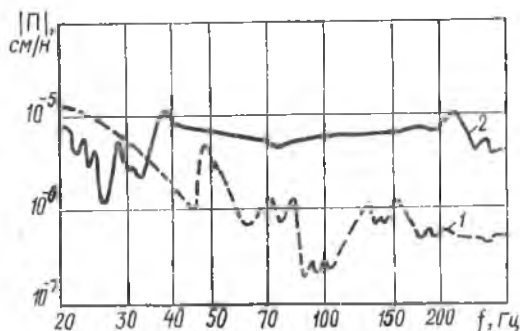
Р и с. 3. Влияние упругой подвески на колебания двигателя (без учета демпфирования в конструкциях). А - зона наиболее вероятного сочетания динамических характеристик

упругую приведен в таблице для трех режимов работы двигателя.

Из таблицы видно, что для виброизоляторов жесткостью 10^5 Н/см изменение вибрации корпуса двигателя при переходе с жесткой на упругую подвеску происходит в основном в пределах 5%, за исключением режима 0,4 ном, где на частоте 47 Гц, соответствующей частоте вращения ротора компрессора низкого давления, наблюдается резонанс корпуса двигателя и возможно увеличение вибрации двигателя на 28%. С учетом уровня демпфирования в виброизоляторе это увеличение снижается до 22,5%.

Следовательно, расчеты, проведенные на основе экспериментально определенных динамических характеристик двигателя и самолета для эксплуатационно приемлемых виброизоляторов, показывают, что при

и самолета в зависимости от частоты. На рис.4 показано изменение динамических характеристик (модулей динамических податливостей) двигателя и самолета для одного из узлов крепления переднего пояса подвески. Расчет коэффициента изменения вибрации (μ) двигателя в вертикальном направлении в районе переднего пояса крепления при переходе с жесткой подвески на



Р и с. 4. Динамические податливости (модуль двигателя (1) и самолета (2) в одном из узлов крепления

Режим	Частота, Гц	Динамическая податливость $\cdot 10^5$, см/Н			μ
		Двигатель	Самолет	Виброизолятор	
Малый ГИЗ	31,5	-5,06 - 1,788 <i>f</i>	4,83 - 0,76 <i>f</i>	10	0,95
	67	-0,24 - 0,55 <i>f</i>	4,92		0,97
0,4 ном.	47	- 5,5 <i>f</i>	5,92		1,28
	89	- 0,16 <i>f</i>	5,84		0,99
Крейсерский	89	- 0,16 <i>f</i>	5,84		0,99
	110	+0,252 - 0,163 <i>f</i>	5,80		1,02

переходе с жесткой подвески на упругую не следует ожидать резкого изменения вибрации корпуса двигателя, что и подтверждается практикой применения упругих подвесок.

Библиографический список

1. Аняшев И.В., Колбин Н.М., Серебрянский Н.П. Динамика конструкций летательных аппаратов.-М.:Машиностроение, 1972.- 415 с.
2. Веляковский Н.Г. Конструктивная амортизация механизмов, приборов и аппаратуры на судах.-Л.:Судостроение, 1965. - 523 с.
3. Найденов О.К., Петров Н.П. Амортизация судовых двигателей и механизмов.-Л.:Судостроение, 1962. - 288 с.
4. Попков В.И. Виброакустическая диагностика и снижение виброактивности судовых механизмов. - Л.:Судостроение, 1974. -222 с.
5. Вуль В.М., Попков В.И., Агафонов В.К., Бакланов В.С. Исследование динамических характеристик двигателя, стенда и объекта в местах опорных связей.-В сб.: Вибрационная прочность и надежность двигателей и систем летательных аппаратов. Куйбышев:КуАИ, 1980, вып. 7, с. 62-68.
6. Комппар М.Л. Методы динамических податливостей и жесткостей для расчета изгибных колебаний упругих систем со многими степенями свободы.-В кн.: Поперечные колебания и критические скорости. М.: Изд-во АН СССР, 1951, № 1, с.68-71.
7. Вибрации энергетических машин: Справочное пособие /Под ред. И.В.Григорьевл.-Л.:Машиностроение, 1974.- 464 с.

В. Бакланов В.С., Вуль В.М. Влияние связанных колебаний сложных динамических систем на оценку эффективности виброизоляции. - В кн.: Доклады X Всесоюзной акустической конференции. М.: Изд-во Акустического института, 1983, с. 65-68.

УДК 534.014.4

И.А.Биргер

ВАРИАЦИОННЫЕ МЕТОДЫ В ЗАДАЧАХ ПРОЧНОСТИ И ДИНАМИКИ

Вариационные методы и различные их реализации (методы конечных элементов и др.) позволяют свести краевые задачи механики деформируемого тела к решению систем линейных алгебраических уравнений обычно с симметричной, положительно определенной матрицей.

Идея вариационных методов восходит к работам Релея, Ритца, Тимошенко, но только современные ЭВМ позволили получить их эффективную реализацию. В настоящей работе приводятся общие уравнения вариационных методов при учете температурных и дополнительных деформаций.

Для метода Релея-Ритца указывается общая структура линейных уравнений для пространственных задач.

Рассмотрим классические вариационные методы [1,2].

Метод вариации перемещений. Пусть деформируемое тело объемом V находится в равновесии под действием внешних сил. На части поверхности

S_σ заданы распределенные по поверхности усилия (напряжения) P :

$$\{P\} = \{P^*\} \in S_\sigma. \quad (1)$$

Здесь и в дальнейшем заданные значения отмечаются верхним индексом*, символ \in означает принадлежность.

На части поверхности S_u заданы перемещения

$$\{u\} = \{u^*\} \in S_u. \quad (2)$$

Если точки тела получают "возможные смещения", то в соответствии с началом Лагранжа-Пуассона

$$\begin{aligned} \delta \Phi_\varepsilon = & \iiint_V \{\delta \varepsilon\}^T \{\sigma\} dV - \iiint_V \{\delta u\}^T \{F^*\} dV - \\ & - \iint_{S_\sigma} \{\delta u\}^T \{P^*\} ds = 0, \end{aligned} \quad (3)$$