

ОЦЕНКА ВИБРОАКТИВНОСТИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИССЛЕДОВАНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК (ДИНАМИЧЕСКИХ ПО- ДАТЛИВОСТЕЙ И ФУНКЦИЙ ВИБРОПРОВОДИМОСТИ) КОНСТРУКЦИИ

Бакланов В.С., Пемов А.В.
ОАО "ТУПОЛЕВ", г. Москва

Задача выполнения самолетами нового поколения будущего стандарта по шуму Конвенции ИКАО по защите окружающей среды требует перехода на двигатели большой степени двухконтурности.

Вибрационный спектр турбовентиляторных двигателей, особенно большой двухконтурности, существенно расширяется вследствие возможного применения редукторной схемы, низкой частоты вращения ротора вентилятора и низкочастотных составляющих возмущающего воздействия газовоздушного тракта двигателя, что и будет определять характер вибрационного процесса на корпусе двигателя.

При оценке виброактивности двигателя следует учитывать условия его закрепления на основании (будь то рама стационарной ГТУ или планер летательного аппарата) и динамические свойства современных конструкций.

В докладе предлагается расчетная модель, учитывающая реальные динамические свойства современных конструкций, которые характеризуются матрицей динамических податливостей корпуса двигателя в местах установки узлов крепления и тензором передаточных функций (вибропроводимостей конструкции двигателя) от точек крепления до различных элементов конструкции двигателя (коробки приводов, сопла, фланца воздухозаборного устройства, узлов реверса и т.д.), а также матрицей динамических податливостей конструкции основания в местах установки ответных узлов крепления (на моторной раме или планере летательного аппарата) [1, 2].

Исследование многосвязной динамической модели "двигатель-крепление-основание" проводится разделением по местам опорных связей (мест крепления двигателей) на независимые подсистемы с приложением в точках раздела реакций и составлением дифференциальных уравнений, где в качестве коэффициентов пропорциональности между динамическими перемещениями и силами используются обобщенные динамические характеристики (например, динамические податливости) (рис. 1).

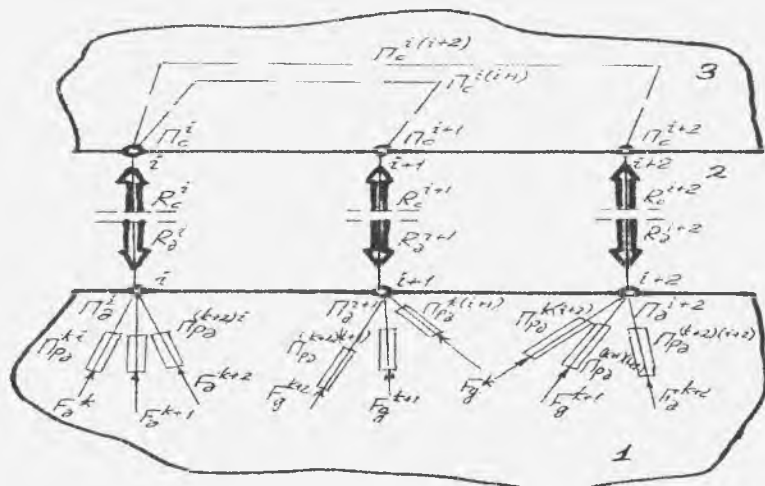


Рис. 1. Схема разделения системы «Двигатель-крепление-планер»:

1 – двигатель, 2 – крепление, 3 – планер

Используя комплекс реальных податливостей двигателей¹ и самолетов, определенных экспериментально [3, 4, 5], были исследованы границы связанных колебаний системы "двигатель-крепление-планер", а также возможность представления системы в виде независимых вибропроводов.

Показано [6], что система "двигатель – крепление - планер" в широком диапазоне частот, включающем роторные, обычно распадается на отдельные вибропроводы.

В случае динамической независимости узлов крепления двигателей уравнение для динамических сил, действующих со стороны двигателя в i -й точке связи, можно привести к виду

$$R_{\theta}^i(f) = [\Pi_{\theta}^i(f) + \Pi_c^i(f)]^{-1} \cdot \sum_{k=1}^m \Pi_{\rho}^{ki}(f) \cdot F_{\theta}^k(f),$$

где F_{θ}^k - возмущающие силы, возникающие при работе двигателя в различных его элементах (k);

Π_{ρ}^{ki} - вибропроводимость (переходная податливость) конструк-

¹ Авторы с благодарностью отмечают, что первые в отечественном авиастроении исследования динамических податливостей корпусных конструкций были проведены на самолете ТУ-154 с двигателем НК-8-2У при поддержке Н.Д. Кузнецова.

ции двигателя-от точек (k) приложения возмущающих сил до i -го узла крепления;

$\Pi_{\partial}^i, \Pi_c^i$ – динамические податливости двигателя и основания в месте установки i -го узла крепления.

Уравнение для динамических перемещений x_{∂}^i корпуса двигателя в i -й точке связи (крепления) можно представить в виде

$$x_{\partial}^i(f) = \left[1 - \frac{\Pi_{\partial}^i(f)}{\Pi_{\partial}^i(f) + \Pi_c^i(f)} \right] \cdot \sum_{k=1}^m \Pi p_{\partial}^{ki}(f) \cdot F_{\partial}^k(f)$$

Полученное выражение показывает, что вибрации корпуса двигателя при закреплении его, например, на самолете определяются колебаниями свободного двигателя и соотношением динамических податливостей корпуса двигателя и конструкции планера в местах опорных связей.

Полученная зависимость позволяет сделать оценку ожидаемого уровня вибраций как от основных источников (остаточного дисбаланса роторов двигателей), так и других виброактивных элементов и агрегатов, установленных на двигателе (например, плунжерных гидронасосов, валов привода коробки приводов, возмущений в газоздушном тракте двигателя) [7].

Для получения указанных расчетных зависимостей необходимо знать частотные характеристики динамических податливостей двигателей и планера в местах установки двигателей в широком диапазоне частот.

Такие характеристики были определены для ряда двухконтурных турбореактивных двигателей (НК-8-2У, НК-144, ДЗ0-КУ, ПС-90А), существенно отличающихся как тягой, так и степенью двухконтурности (от 0,5...1,1 до 2,5...5,0), а также планеров ряда магистральных самолетов ТУ-154, ТУ-154М, ТУ-204.

Исследование частотных характеристик проводилось методами тестового воздействия в частотном диапазоне 10...1000 Гц [3, 4, 5].

Изменением силы воздействия в несколько раз была проверена линейность исследуемых систем.

На основе полученных характеристик были сделаны расчеты ожидаемого динамического воздействия в диапазоне эксплуатационных значений вибраций двигателя. Данные расчетов были подтверждены результатами экспериментальных замеров динамических усилий в подкосах крепления двигателей. (рис.2).

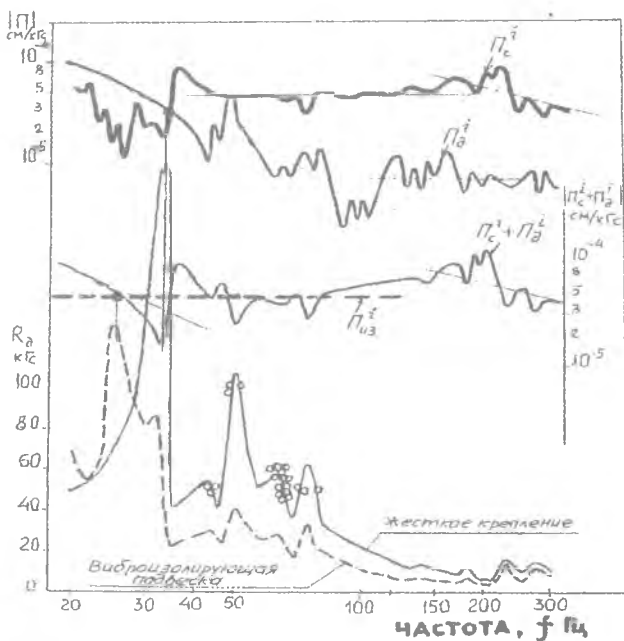


Рис. 2. Динамические усилия в одном из подкосов крепления двигателя:
о - экспериментальные данные

Динамические характеристики позволили существенно уточнить динамическую модель авиационного газотурбинного двигателя, особенно в диапазоне роторных частот [3, 5, 8].

Так, установлена верхняя граница поведения двигателя как твердого тела, которая находится в районе 25...30 Гц. Показано, что выше 30 Гц двигатель ведет себя как упругоинерционная система с большим числом резонансов. Идентификация этих резонансов позволила связать их с собственными частотами ряда элементов двигателя (роторов, коробки приводов, отдельных агрегатов, закрепленных на корпусе и т.п.). После 100 Гц двигатель отвечает модели упругодиссипативного элемента в зависимости от места и направления воздействия (рис. 3).

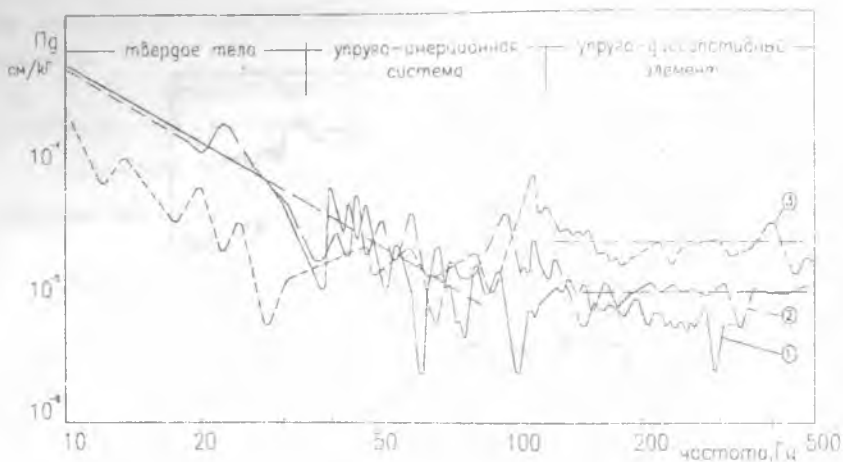


Рис 3. Динамические податливости корпуса двигателей в точках крепления переднего пояса подвески.

1. $m=1,0$ 2. $m=2,5$ 3. $m=4,5$

Обобщение обширных результатов исследования динамических податливостей корпусов двигателей, наряду с подобными характеристиками основания (рамы моторного стенда, мест крепления двигателей на планере самолета), дало возможность разработать ряд алгоритмов:

- пересчета вибрации двигателя при перестановке его со стенда на объект [2, 3], с борта на борт одного объекта [2],
- выбора места штатных виброприемников для расширения их функций с целью диагностики состояния ряда агрегатов (например, гидронасосов ...) [7],
- оценки уровня динамического воздействия на основании [9],
- выбора параметров виброизоляции крепления двигателей [10],
- расчета структурного шума в кабинах летательного аппарата, возбуждаемого вибрационным воздействием двигателя в процессе эксплуатации [11].

Высокая информативность и стабильность динамических характеристик типа динамической податливости корпусов двигателей и конструкции планера самолета указывает на необходимость включения их определения в технологический процесс создания двигателя и самолета.

Разработанный подход действителен и для стационарных газотурбинных энергетических установок, применяемых на газоперекачивающих станциях. Так, для многосвязной системы «ГТУ- рама крепления – основание» может быть использован опыт исследования виброизолирующего крепления двигателей на натурном моторном стенде с типовой моторной рамой и известными (экспериментально определенными) динамическими податливостями двигателя и рамы [3, 12].

Наличие Банка данных указанных характеристик обеспечивает успешное решение многих проблем, возникших в ходе эксплуатации двигателей в составе СУ самолета или ГТУ для газоперекачивающих установок.

Список литературы

1. Бакланов В.С., Вуль В.М.. Влияние упругой подвески на виброхарактеристики корпуса двигателя //Сб. “Вибрационная прочность и надежность двигателей и систем летательных аппаратов”. КуАИ, 1986, с.3-10.
2. Baklanov V S. Evaluation of Engine Health Monitoring using results of research into the dynamic flexibility of cases. Proceedings of the International Meeting “Engine Health Monitoring – 93” SAE, CIAM, St Petersburg, v.1, n.15, p.1-10
3. Агафонов В.К., Бакланов В.С., Вуль В.М., Попков В.И. Исследование динамических характеристик двигателя, стенда и объекта в местах опорных связей //В сб. Вибрационная прочность и надежность двигателей и систем летательных аппаратов, КуАИ, 1980, с. 62-68.
4. Агафонов В.К., Бакланов В.С., Вуль В.М., Попков В.И., Попов А.В. Исследование динамических и виброакустических характеристик самолета и двигателя методом тарированного тестирования //Доклады УШ научно-техн. конф. по аэроакустике, ЦАГИ. М., 1990, с. 141-144.
5. Агафонов В.К., Бакланов В.С., Вуль В.М., Попков В.И., Попов А.В. Исследование виброакустических и динамических характеристик самолета и двигателя в местах опорных связей // В сб. Борьба с шумами и вибрацией. Л., 1991, с. 121-131.
6. Бакланов В.С., Вуль В.М. Влияние связанных колебаний сложных динамических систем на оценку эффективности виброизоляции // Доклады X акустической конференции, М., 1983, с. 65-68.
7. Бакланов В.С., Вуль В.М.. Вибродиагностика агрегатов силовой установки с помощью системы контроля вибрации двигателя // Сб.

- Вибрационная прочность... КуАИ. 88. с. 11 - 16.
8. Бакланов В.С. Динамическая модель ГТД по результатам исследования динамических податливостей корпусов двигателей // Межд. Научная конф. "Двигатели XXI века" ЦИАМ, Москва, 2000. Тезисы докладов. ч. 1, с. 256 - 257
 9. Бакланов В.С., Гальперин С.Б., Пемов А.В. Динамическое воздействие силовой установки на планер самолета (оценка и мера снижения) // 5-й Межд. научно-техн. симпозиум "Авиационные технологии XXI века". 1999. Труды ЦАГИ, т.1, с.860-864.
 10. Бакланов В.С. Виброизоляция ГТД с учетом реальных динамических характеристик двигателя и основания // Сб. Новые методы и средства звуко- и виброизоляции в промышленности и на транспорте. Л., 1989, с.50-56
 11. Бакланов В.С., Вуль В.М.. Оценка структурного шума, возбуждаемого вибрациями двигателей // Доклады на VII научно-технической конференции по аэроакустике. ЦАГИ, 1981, с. 207 - 208.
 12. Бакланов В.С. Разработка средств снижения вибрационного воздействия с учетом динамических характеристик основания и корпусов энергетического оборудования // Материалы конф. "Экология энергетики 2000", МЭИ, 2000, с.150-154.

НА БАЗЕ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ЗАДЕЛА - К ДВИГАТЕЛЯМ XXI ВЕКА

Чепкин В.М.

Генеральный конструктор АО "А. Люлька- Сатурн", г. Москва

Более 50 лет АО "Люлька-Сатурн" и ОАО " Самарский НТК им. Н.Д. Кузнецова " разрабатывают авиационные турбореактивные двигатели, стационарные газотурбинные установки и ЖРД. Между ОКБ издавна установились хорошие творческие отношения.

Наше предприятие, как и НТК им. Н.Д. Кузнецова, было образовано в 1946 г. Его основатель - Архип Михайлович Люлька, которому в 1998 г. исполнилось бы 90 лет, является одним из пионеров создания турбореактивных двигателей.

Молодой инженер Архип Люлька разработал в 30-е годы проект ТРД, преодолел при этом значительные технические трудности и убедил правительство в период бурного развития поршневых двигателей начать