

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЫНУЖДЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ САМОЛЕТА ПРИ ОТРЫВЕ ЛОПАТКИ ДВИГАТЕЛЯ

Пронин М.А. *, Рябыкина Р.В. **, Смыслов В.И. ***

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский Московской области, 140180, Россия

* e-mail: pronin_m@pochta.ru

** e-mail: regina.leontjeva@gmail.com

*** e-mail: smysl@mail.ru

Статья поступила в редакцию 11.10.2018

Приведены: методика наземных испытаний с моделированием сил при невращающемся роторе двигателя, основные соотношения и границы их применения, данные о средствах воспроизведения силовых воздействий на самолет, оценки достоверности и примеры результатов эксперимента с измерением частотных характеристик в режиме авторотации.

Ключевые слова: колебания самолета, потеря лопатки, дисбаланс двигателя, экспериментальное исследование.

Введение

Отрыв лопатки двигателя самолета в полете — известное, но достаточно редкое явление. Оно относится к задачам прочности самолета, в первую очередь к задачам динамической аэроупругости. Появление при этом больших инерционных сил, приложенных к ротору поврежденного двигателя, вызывает вынужденные колебания всего самолета. Нагрузки после потери лопатки могут быть существенными по условиям прочности и повлиять на ресурс конструкции

Важность проблемы, связанной с отрывом лопатки двигателя, существенно возросла после появления зарубежных и отечественных двухконтурных двигателей большого диаметра.

В работе [1] приведен обзор отечественной и зарубежной нормативной документации [2—8]. В частности, в Европейских авиационных правилах рассмотрены варианты нагружения при авторотации двигателя после потери лопатки. Известен ряд расчетных работ [9—12], а также отладочных экспериментальных [13, 14]. Однако испытания натурного самолета, необходимые для корректирования расчета, проведены относительно недавно [15—17].

Ниже рассмотрены вопросы, связанные с расчетом и наземным экспериментом. Детальная оценка амплитуд, частот колебаний и связанных с ними нагрузок возможна лишь расчетными спо-

собами. Верификация расчетной динамической схемы самолета проводится по данным наземного эксперимента — резонансных (иначе модальных) испытаний в частности обязательных перед первым вылетом опытного самолета. Той же цели служит наземный эксперимент с моделированием вращающейся силы, приложенной к конструкции самолета при неподвижном роторе двигателя. Результаты измерений вынужденных колебаний самолета при дисбалансе двигателя позволяют корректировать данные соответствующего расчета, как правило, линейного. В эксперименте учитываются такие свойства конструкции, как нелинейность упругих характеристик и демпфирования, податливость крепления двигателя и другие, которые практически невозможно предсказать заранее.

Предметом настоящей публикации являются особенности методики наземных испытаний с моделированием дисбаланса двигателя, вызванного потерей лопатки. Важной целью экспериментов было также подтверждение возможности воспроизведения сил, моделирующих дисбаланс, в процессе штатных наземных резонансных (модальных) испытаний опытных самолетов.

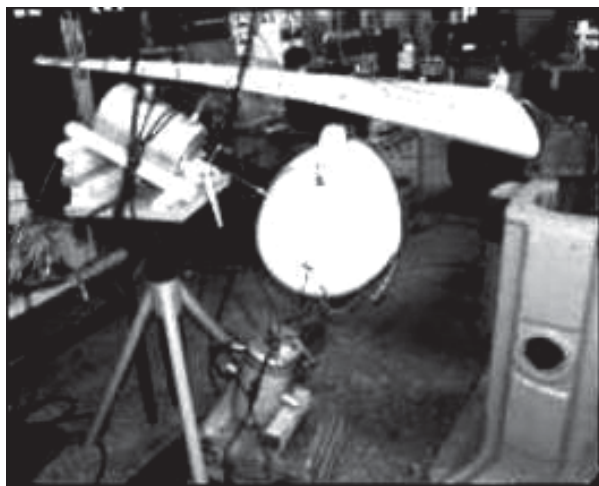
Краткая история

Не затрагивая истории с нормативными документами, частично рассмотренной в [1], предше-

ствующие работы можно кратко представить в следующем виде.

Первыми публикациями с идеей наземного моделирования силовых воздействий при дисбалансе были работы [13, 14], за которыми последовали эксперименты на консольно закрепленной модели пилона с электродвигателем. Тогда же и в последующих публикациях предлагалось проводить моделирование дисбаланса в процессе штатных наземных испытаний натуральных опытных самолетов.

Испытания динамически подобных моделей (ДПМ) проводились в ЦАГИ: в 2003 г. — консольно закрепленного крыла с двигателем на пилоне (рис. 1,а), в 2006 г. — испытания ДПМ целого самолета (рис. 1,б).



а)



б)

Рис. 1. Моделирование дисбаланса на ДПМ: а — консоли; б — целого самолета

Сведений о подобных зарубежных экспериментах нет. В 2003 г. появилась публикация ОНЕРА (Франция) [15] с данными об испытаниях натурного самолета с моделированием вращающейся инерционной силы, первых в мировой авиационной практике (рис. 2,а). Расчетные исследования динамических нагрузок, включая вызванные дисбалансом двигателя, в основном проведены позже [10—12].

Отечественные испытания самолета с моделированием вращающейся инерционной силы впервые проведены (рис. 2,б) на самолетах с двумя (2011г.) и четырьмя (2012 г.) двигателями [16]. Примеры результатов отечественных испытаний на натурном самолете даны в [17] и в настоящей работе. Ниже рассмотрены детали методики испытаний с моделированием вращающихся сил при неподвижном роторе двигателя. Приведенный анализ методики существенно дополняет и расширяет данные публикаций [1, 17].



а)



б)

Рис. 2. Испытания с моделированием дисбаланса: а — самолет А340, ОНЕРА [18]; б — отечественные испытания с воспроизведением вращающейся силы

Постановка задачи

Рассматривается потеря лопатки с наибольшей массой и максимальным расстоянием до оси ротора, что относится к первой ступени вентилятора ТРД, где инерционная сила такой вращающейся лопатки наибольшая.

При отрыве лопатки появляется дисбаланс ротора и вращающаяся вместе с ним сила значительной величины. Двигатель выключается, обороты начинают падать. Этот процесс продолжается в течение нескольких секунд, при этом сила уменьшается примерно на порядок, как показано на рис. 3.

Далее идет продолжительный, до нескольких часов, установившийся процесс, именуемый авторотацией. Под действием скоростного напора ротор вращается с небольшим числом оборотов, приближенно постоянным (рис. 4 для того же примера). Поэтому задача воспроизведения дисбаланса состоит, во-первых, в моделировании переходного процесса (непрерывное изменение частоты амплитуды сил возбуждения) в реальном времени, во-вторых, в моделировании установившихся колебаний (постоянный скоростной напор).

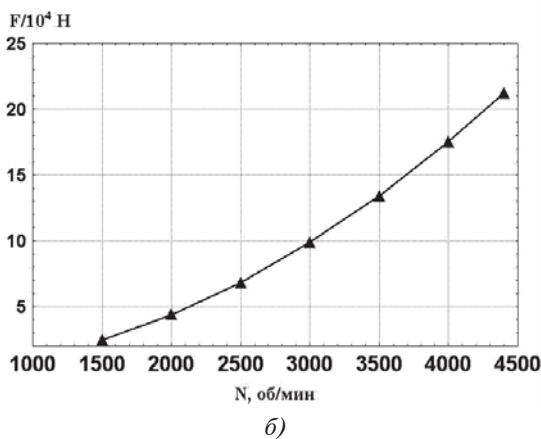
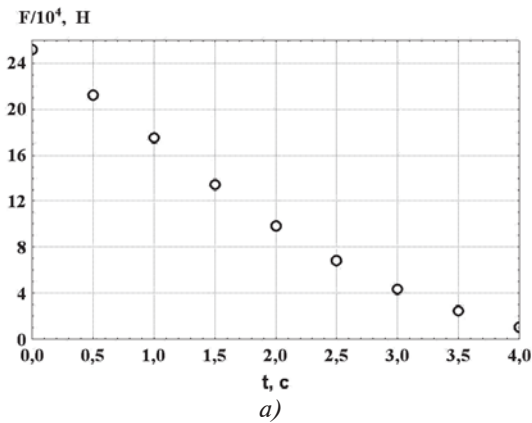


Рис. 3. Инерционная сила в переходном процессе: а — зависимость от времени; б — зависимость от оборотов двигателя

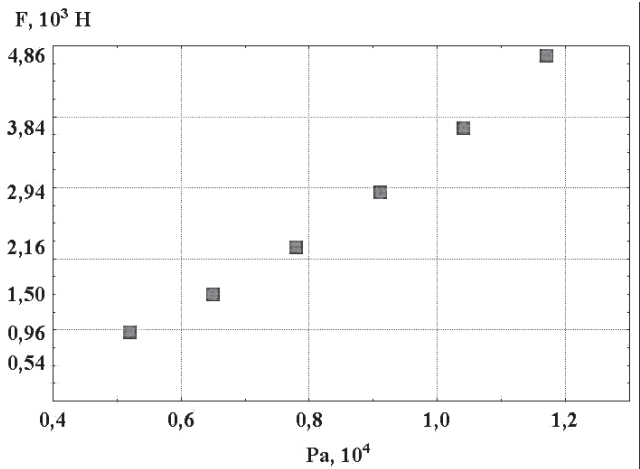


Рис. 4. Зависимость инерционной силы при авторотации от скоростного напора

Математическое описание

Колебания самолета с невращающимися двигателями при воспроизведении дисбаланса описываются уравнением:

$$C\ddot{q} + H\dot{q} + Kq = L. \tag{1}$$

Здесь C, H, K — матрицы соответственно масс, конструкционного демпфирования и жесткости конструкции; q — вектор координат, $(q_1, \dots, q_n)^T$; t — знак транспонирования; L — силовые воздействия двигателя с утраченной лопаткой, которые, в общем случае, необходимо воспроизводить (они представлены инерционной силой F^H и гироскопическим моментом M^T):

$$L = F^H(t, \dot{q}) + M^T(t, \dot{q}) / l, \tag{2}$$

где l — характерный размер.

В режиме авторотации проекции инерционной силы, вращающиеся в плоскости, нормальной к оси ротора, на вертикальную Oy и горизонтальную Oz оси координат, имеют вид:

$$\begin{aligned} F_y^1 &= \Omega^2 m [r \cos \Omega t - y \sin(\Omega t + \varphi_1)]; \\ F_z^1 &= \Omega^2 m [r \cos(\Omega t + \pi / 2) + z \cos(\Omega t + \varphi_2)], \end{aligned} \tag{3}$$

где Ω — угловая скорость вращения ротора; m — масса лопатки; r — расстояние от оси ротора до центра масс лопатки; y, z и φ_1, φ_2 — соответственно амплитуды и фазовые сдвиги вынужденных колебаний в поврежденном сечении двигателя.

Гироскопические компоненты воздействий поврежденного двигателя возникают при его вынужденных угловых колебаниях по тангажу (угол θ) и рысканию (угол ψ). Гироскопические момен-

ты сил M_z и M_y относительно горизонтальной z и вертикальной y осей равны произведениям:

$$M_z = (I_x \Omega) \dot{\psi}; \quad M_y = (I_x \Omega) \dot{\theta}, \quad (4)$$

где $(I_x \Omega)$ — момент количества движения ротора.

В процессе наземных испытаний амплитуда угловых колебаний двигателя составляет, в отличие от расчетов колебаний в полете, порядка 0,01 рад. Поэтому при столь малых гармонических колебаниях двигателя справедливы соотношения $\theta \ll 1$, $\psi \ll 1$. Отсюда следует, что справедливы неравенства, являющиеся исходными в приближенной теории гироскопа [19-21]:

$$|\Omega| \gg |\dot{\theta}|, \quad \Omega \gg |\dot{\psi}|, \quad (5a)$$

и гироскопический момент пропорционален векторному произведению угловых скоростей, колебаний двигателя ω и вращения ротора Ω :

$$M^G = I_x [\omega \times \Omega], \quad \omega^T = (\dot{\theta} \dot{\psi}), \quad (5b)$$

где I_x — осевой момент инерции ротора.

Средства эксперимента

В случае когда эксперимент с моделированием потери лопатки двигателя на самолете проводится в процессе «штатных» резонансных (модальных или «частотных») испытаний, основной объем оборудования является одинаковым. К нему относятся датчики и система сбора данных, средства возбуждения с электродинамическими возбудителями и система подвеса [22–26].

В случае отладочного эксперимента на ДПМ (см. рис. 1) необходимо специальное обеспечение таким же, по функциям, оборудованием. Помимо указанного выше, дополнительными являются источник управляемого возбуждения и соответствующее математическое обеспечение.

Средства измерения включают пьезоакселерометры, систему сбора данных и стандартное управление возбуждением — обычно многоканальное оборудование Продера [18], или ЛМС [27]. Второе в последнее время используется чаще, в комбинации со средствами возбуждения Продера.

Средствами возбуждения вертикальных и горизонтальных колебаний двигателя служат специальные электродинамические возбудители, «модальные», с усилителями мощности — генераторами тока. Они выбираются с учетом опыта пред-

шествующих испытаний самолетов подобного типа и рассчитаны на силы до 500–1000 Н при испытаниях самолета и на порядок меньше — при испытаниях ДПМ.

Отдельный вопрос — управление возбуждением, оно связано с упомянутыми выше специальными требованиями. Измерение переходных процессов с двумя переменными $\Omega(t)$, $F^I(t)$ возможно лишь с помощью специальной программы с сохранением фазового сдвига сил на четверть периода, в то время как измерение частотных характеристик в установившемся режиме с одной переменной Ω допускает и ручное управление. Поскольку обороты при авторотации определяются величиной скоростного напора (см. рис. 4), для каждого его значения (или для каждой пары соответствующих значений H , M) задаются частота и сила возбуждения. Частотные характеристики измеряются стандартным путем: пошаговым изменением частоты с необходимыми уровнями возбуждения. Программным путем меняются частота и длительность паузы на время установления колебаний.

Сказанное не учитывает программную обработку сигналов датчиков в случае компенсации влияния возбудителей. Эта обработка требуется при измерении как переходных процессов, так и установившихся.

Таким образом, воспроизведение сил от дисбаланса требует, помимо одновременной работы двух возбудителей в указанных режимах, использования специальных аппаратных и программных средств управления возбуждением.

Методика испытаний

Как следует из общего рассмотрения силовых воздействий на поврежденный двигатель, их моделирование должно включать силовую и моментную составляющие.

Одним из существенных ограничений моделирования переходных процессов является невозможность реализации силового воспроизведения для короткого начального отрезка времени непосредственно после отрыва лопатки из-за относительно больших динамических нагрузок. Они недопустимо велики в процессе наземных испытаний самолета с моделированием переходных процессов.

Воспроизведение гироскопического момента требует наличия двух равнодействующих сил, тем самым — удвоения ресурсов за счет второй пары неподвижных сил. Моделирование момента суще-

ственно усложняет эксперимент за счет увеличения объема оборудования и возрастания продолжительности испытаний, поскольку необходимы дополнительные установка и перемещение средств возбуждения. В условиях дефицита времени при наземных испытаниях самолета такое усложнение оказывается зачастую недопустимым.

В данной работе было целесообразно ограничиться моделированием лишь вращающейся силы в одном сечении двигателя, а влияние гироскопического момента оценивать расчетом.

Длительность измерений установившихся процессов должна включать в себя время установления колебаний самолета, которое на низких частотах порядка 5—10 Гц составляет десятки секунд. Измерение частотных характеристик желательно проводить на максимально допустимых уровнях возбуждения. Величины максимально допустимых амплитуд колебаний определяются значениями, полученными предварительно, в процессе определения собственных частот и форм двигателей.

Длительность рассматриваемых измерений — небольшая, несколько часов. Трудоемкость эксперимента состоит в подготовке к началу испытаний, которая включает разработку необходимых вспомогательных программ, их отладку (возможно, и на ДПМ), работы по калибровке возбуждителей, датчиков и другие.

К числу важных элементов методики испытаний относятся формирование и реализация вращающейся силы при невращающемся роторе. Такая сила может реализоваться с помощью двух проекций F_1 и F_2 на неподвижные оси координат под углом φ между ними. Их амплитуды должны различаться в $\cos \varphi$ раз и, соответственно, фазовые сдвиги — на величину φ , в частности для $\varphi = 45^\circ$ разница в амплитудах составит 40%, все это вполне реализуемо современными техническими средствами.

Однако предпочтительной является величина угла $\varphi = 90^\circ$ с силами равной амплитуды, поскольку в процессе предшествующих модельных испытаний предусмотрено возбуждение колебаний в горизонтальном и вертикальном направлении.

Реализация вращающейся силы

Для воспроизведения вращающейся равнодействующей силы достаточно, в первом приближении, приложить две ее проекции — неподвижные в пространстве — к двигателю, в одном из его сечений полагая ось ротора и сечение недеформируемыми. Для изменения выбранного сечения необходимо перемещение сил вдоль оси двигате-

ля. Наиболее простой и практичный вариант моделирования инерционной силы при дисбалансе связан, в первом приближении (без учета колебаний двигателя), с применением пары неподвижно установленных электродинамических возбуждителей, управляемых сигналами синусоидального генератора, сдвинутыми по фазе на $\pi/2$ (рис. 5).

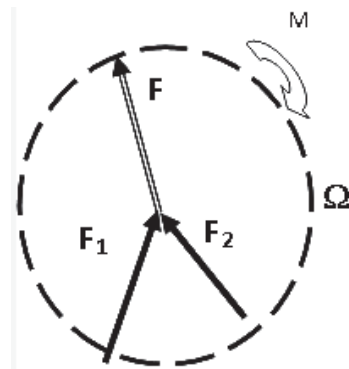


Рис. 5. Формирование вращающейся силы:

$F_1 = F_y^f, F_2 = F_z^f$ — неподвижные силы; F — вращающаяся равнодействующая; пунктир — годограф равнодействующей силы

Комбинация возбуждителей со специальными — модальными — усилителями мощности преобразует управляющие входные напряжения U_1, U_2 в пропорциональные им механические силы F_1, F_2 , приложенные к подвижным системам возбуждителей [1, 17], в частности:

$$\begin{aligned} F_1 &= EU_1 \cos \Omega t; U_1 = \Omega^2 r m \cos \Omega t / E; \\ F_2 &= EU_2 \sin \Omega t; U_2 = \Omega^2 r m \sin \Omega t / E, \end{aligned} \quad (6)$$

где E — калибровочный коэффициент пары усилитель—возбудитель.

Принципиально вполне реальным является устранение, при необходимости, погрешности моделирования дисбаланса в соотношении (6). Для этого достаточно приложить в точках возбуждения (горизонтальной и вертикальной силы) дополнительные инерционные силы F_y^Δ, F_z^Δ , пропорциональные перемещениям:

$$\begin{aligned} F_y^\Delta &= \Omega^2 m y \sin(\Omega t + \varphi_1) = m \ddot{y}; \\ F_z^\Delta &= \Omega^2 m z \cos(\Omega t + \varphi_2) = m \ddot{z}, \end{aligned}$$

где ускорения измеряются в точках возбуждения.

Оценки достоверности

Далее даны оценки лишь для эксперимента с моделированием инерционной силы от потерянной лопатки. Численные примеры оценок по-

грешности моделирования сил при дисбалансе приведены ниже. Погрешности воспроизведения силовых воздействий за счет нелинейности характеристик непосредственно возбудителей здесь не рассмотрены, они в этом случае относительно малы, порядка 1–2%. Соответствующие данные приведены, в частности, в публикации разработчика возбудителей [18], а также в [28].

Первое уточнение связано с колебаниями двигателя, влияние которых также обычно не учитывается в расчетах по влиянию дисбаланса. Соотношения (6) относятся к двигателю с вращающимся ротором, но *неподвижному в пространстве*, в связанной с ним системе координат (переносной). При вынужденных колебаниях самолета под действием инерционной силы к ротору двигателя прикладываются силы, вызванные суммарным ускорением лопатки, в абсолютной системе координат, см. соотношения (3).

Разница сил в (3) и (6) определяется различием ускорений в указанных координатах. Практическая оценка погрешности моделирования сводится в этом случае к величине отношения максимальной амплитуды колебаний (на резонансных частотах), к расстоянию от центра масс лопатки до оси ротора. В указанном примере испытаний эти отношения составляют: $y/r \approx 0,01$, $z/r \approx 0,01$.

При такой разнице, в два порядка, ошибка моделирования не превысит 1% для максимальной амплитуды колебаний двигателя в точке возбуждения, притом независимо от направления колебаний. Однако эти оценки справедливы лишь для наземных испытаний с моделированием дисбаланса.

Следует отметить, что при расчетах колебаний с дисбалансом *в полете* ограничиваться учетом сил лишь в связанной системе координат недопустимо.

Другое уточнение относится к влиянию подвижной системы возбудителя. Если подвижная система возбудителя соединена с точкой возбуждения двигателя посредством жесткой (в направлении силы) тяги с датчиком силы в точке возбуждения, то его сигнал $F_{дс}$ будет соответствовать иной силе, чем в соотношении (6):

$$\begin{aligned} F_{дс} &= EU \cos \Omega t - F_c; \\ F_c &= (m_c \ddot{y} + h\dot{y} + ky); \quad k = \omega_c^2 m_c, \end{aligned} \quad (7)$$

где m_c — приведенная масса подвижной системы с тягой; ω_c — ее собственная частота при свободном возбудителе; h — коэффициент трения подвижной системы.

Этой векторной разностью определяется отличие силы в точке возбуждения от задаваемой управляющим сигналом (для варианта конструкции возбудителя со скользящим подвесом $\omega_c = 0$). На низких частотах основным вычитаемым является упругая сила, на высоких — инерционная, на собственной частоте ω_c они компенсируют друг друга.

Обычное рассмотрение [1, 15] неявно основано (из-за игнорирования влияния силы F_c) на предположении, что испытывается «перетяжеленная» конструкция с добавлением частотно-зависимых сил в точках возбуждения и демпферов, соединенных с неподвижным основанием. Соответствующие поправки могут быть введены в расчетную схему. Такое перетяжеление может быть допустимо при большой величине приведенной массы двигателя $M_{дв}$ и выполнении условия:

$$M_{дв} \gg m_c [1 - (\omega / \omega_c)^2], \quad (8)$$

где ω относится к рабочему диапазону частот.

В общем случае динамическая жесткость $K_{дин}$, добавленная в точке возбуждения подвижной системой возбудителя, зависит (пренебрегая трением) от частоты:

$$K_{дин} = k\omega m_c.$$

В частном случае отношение приведенных масс конструкции в точке возбуждения и подвижной системы возбудителя составляет, например, для двигателя ПС-90 и возбудителя Продера на 1000 Н, два порядка, погрешность составляет порядка 1–2%. В других случаях, а особенно при испытаниях ДПМ, это не имеет места.

Принципиально возможна компенсация влияния возбудителей, т.е. эксперимент с «идеализированным» возбуждением колебаний, без искажения упруго-массовых свойств и характеристик демпфирования испытываемой конструкции [17]. Это особенно важно в испытаниях легких динамически подобных моделей. Реализация такого варианта испытаний возможна при условии измерения колебаний в точках возбуждения и последующего преобразования сигналов возбуждения с помощью вычислительного устройства. В этом варианте исходные управляющие сигналы могут формироваться как при установившихся колебаниях, так и при переходных процессах. При этом предполагается идеальное, в заданном диапазоне частот, преобразование сигналов в механические силы, приложенные к двигателю. Для одной точки возбуждения и при использовании датчика

силы резонанс с «невесомым» возбудителем определяется на частоте нулевого фазового сдвига между силой и скоростью в точке возбуждения, или, равнозначно, 90° между силой и ускорением.

Пример сравнительно детального анализа погрешностей при модальных испытаниях самолетов приведен в работе [28], хотя сам анализ нуждается в обновлении применительно к современным средствам возбуждения колебаний, их измерения и сбора данных. Интегрально можно полагать суммарную среднюю квадратическую погрешность в пределах 3–5%, это значение можно полагать удовлетворительным.

Примеры результатов

Ниже представлены данные, полученные на самолете с двумя двигателями Ту204 СМ. Схема испытаний представлена на рис. 2,б, дополнительные силы по соотношениям (7) не воспроизводились.

Схема испытаний самолета отличалась большим числом акселерометров [17], измерения проводились в ходе штатных резонансных испытаний.

Частотные характеристики самолета измерены как при поочередном гармоническом возбуждении колебаний вертикальной или горизонтальной силами, так и двумя, т.е. вращающейся силой, воспроизводящей инерционную силу.

На рис. 6 представлены частотные характеристики вертикальных ускорений двигателя вблизи точки возбуждения в виде амплитуд $Re \ddot{y}$, синфазного с возбуждением, и $Im \ddot{y}$, квадратурного (сдвинутого на 90°) компонентов.

Максимумы ускорений почти одинаковы, но перемещения на большей частоте оказываются втрое меньше.

Колебания являются суммой симметричного и антисимметричного спектра для самолета, по-

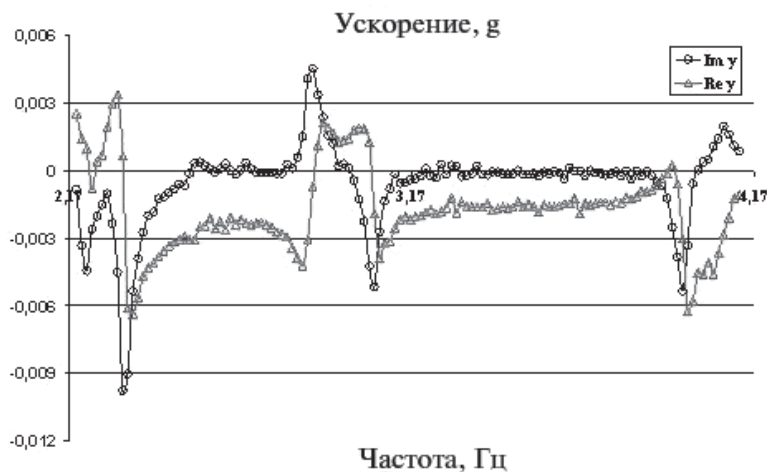


Рис. 6. Частотные характеристики ускорений двигателя при вертикальном возбуждении

скольку сила приложена лишь к одному двигателю. Собственные частоты симметричных и антисимметричных колебаний двигателей составили соответственно 2,55 и 2,77 Гц для горизонтальных колебаний и 3,84 и 3,89 Гц — для вертикальных, максимальные амплитуды перемещений не превышали 1 мм.

Ускорения, измеренные при моделировании дисбаланса — с одновременном возбуждении колебаний вертикальной и горизонтальной силами, представлены на рис. 7.

Измерения проведены на двигателе, догруженном массами подвижных систем возбудителей, поэтому амплитуды сил, приложенных непосредственно в точках возбуждения, существенно меняются вблизи резонансных частот. Это иллюстрируется на рис. 8, аналогичном, по существу, представленному в работе [17], где были даны частотные характеристики в виде модулей и фазовых сдвигов сил возбуждения, измеренных датчиком силы в точка возбуждения двигателей. Изменения сил достигали 10% при постоянной амплитуде силы, приложенной к подвижной частям возбудителя (на рис. 8 — до 50%).



Рис. 7. Частотные характеристики ускорений двигателя при моделировании вращающейся силы

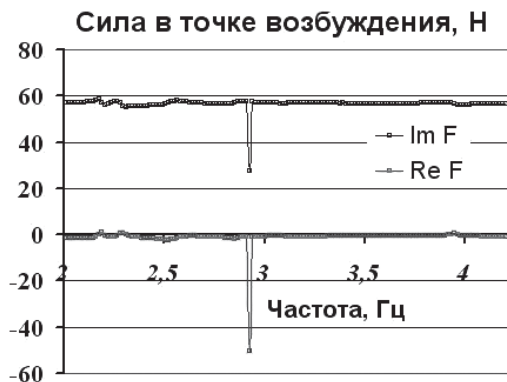


Рис. 8. Частотная характеристика сигнала датчика силы

В работе [17] приведено также сравнение частотных характеристик, полученных как при возбуждении колебаний силами, моделирующими дисбаланс при отрыве лопатки, так и суммой однонаправленных сил вдоль осей y или z . Максимальное расхождение частотных характеристик достигало по модулю 60%. В первую очередь это связано с нелинейностями жесткостных характеристик и свойств демпфирования конструкции самолета.

Опыт показал, что время измерений вынужденных колебаний самолета с моделированием дисбаланса составляет практически не более одной рабочей смены, при условии полной расстановки оборудования. Это условие имеет место при наземных резонансных испытаниях, которые являются обязательными для опытных самолетов.

Выводы

1. Анализ безопасности полета самолета при отрыве лопатки двигателя проводится по результатам расчета, который нуждается в корректировке по данным наземных испытаний..

2. Методика наземных испытаний с моделированием сил при дисбалансе двигателя позволяет воспроизвести вынужденные колебания самолета. Они относятся, в частности, к установившемуся режиму полета с выключенным двигателем, но вращающимся (под действием скоростного напора) ротором – режиму авторотации.

3. Рассмотрены: особенности воспроизведения вращающейся инерционной силы при дисбалансе средств эксперимента, основные соотношения и границы их применения.

4. Оценки достоверности моделирования дисбаланса показали погрешности наземных испытаний в пределах 5%

5. Методика апробирована экспериментами на ДПМ и натурных самолетах, даны рекомендации ее дальнейшего использования.

Библиографический список

- Кузнецов О.А., Смыслов В.И. Дисбаланс двигателя при потере лопатки и вынужденные колебания самолета – расчет и эксперимент // Труды ЦАГИ. Вып. 2714. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2013. — 34 с.
- Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов / Межгосударственный авиационный комитет. — М.: Авиатиздат, 2004. — 48 с.
- Нормы летной годности гражданских самолетов СССР. — 3-е изд. — М.: Междувед. комис. по нормам летной годности гражд. самолетов и вертолетов СССР, 1984. — 464 с.
- Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории / Межгосударственный авиационный комитет. — 3-е изд. — М.: Авиатиздат, 1994. — 267 с.
- Engine Windmilling Imbalance Loads — Final Report, dated 1 July 1997. Aviation Rulemaking Advisory Committee (ARAC) recommendations to the FAA.
- Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25. Amendment 8, 18 December 2009.
- JAA NPA 25E-306: Sustained Engine Imbalance — published for consultation from 1 February — 1 May 2002 NPA 2007-15 24 Oct 2007 Engine & Auxiliary Power Unit (APU) failure loads and sustained engine windmilling. — 157 p.
- ГОСТ 31191.1-2004 (ИСО 2631-1:1997) Вибрация и удар. Измерение общей вибрации и оценка ее воздействия на человека. Часть 1. Общие требования. — М.: Стандартиформ, 2008. — 28 с.
- Ивантеев В.И., Кузнецов О.А., Емельянов В.И., Политов В.В., Стеба М.А. Методы расчета динамического нагружения самолета при полете в неспокойном воздухе // Руководство для конструкторов. Т. 3, кн. 1, вып. 7. — М.: РДК ЦАГИ, 1980. С. 73.
- Кузнецов О.А., Орлова Т.И. Динамическое нагружение самолета в полете от дисбаланса двигателя при потере лопатки // Труды ЦАГИ. Вып. 2675 «Прочность, колебания и ресурс авиационных конструкций и сооружений»: Сб. статей. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2007. С. 85-90.
- Кузнецов О.А. Динамические нагрузки на самолет. — М.: Физматлит, 2008. — 264 с.
- Kuznetsov O.A., Leontieva R.V. Dynamic loads on aircraft due to engine imbalance at blade off. Report IF-S5B // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics IFASD-2013 (Bristol, United Kingdom, 24-27 June 2013). — Curran Associates, Inc. 2014. Vol. 1, pp. 326-338.
- Кузнецов О.А., Смыслов В.И. К задаче о динамическом нагружении самолета от дисбаланса двигателя после отрыва лопатки // Техника Воздушного Флота. 1996. № 3-4. С. 18-24.
- Кузнецов О.А., Смыслов В.И. Силовые воздействия на конструкцию самолета при отрыве лопатки двигателя и их воспроизведение на земле // Ученые записки ЦАГИ. 1999. Т. 30. № 3-4. С. 139-150.
- Lubrina P. Ground vibration experiments on large civil aircraft for engine imbalance purpose // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics IFASD-2003 (24-27 June 2003, Amsterdam).
- Leonteva R.V. Procedure of ground vibration experiments on aircraft with simulating forces due to engine imbalance at blade loss // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg, September 7-12, 2014. Paper 0859.
- Леонтьева Р.В., Смыслов В.И. Особенности моделирования силовых воздействий поврежденного двигателя при резонансных испытаниях самолета // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. 47. № 6. С. 61-74.

18. Prodera modal analysis systems and software. Technical articles. URL: http://www.prodera.com/uk/prodera_articles.htm
19. Лурье А.И. Аналитическая динамика. — М.: ГИФМЛ, 1961. — 824 с.
20. Стрелков С.П. Механика. — 3-е изд. — М.: Наука, 1975. — 560 с.
21. Курс теоретической механики / Под ред. К.С. Колесникова. — 2-е изд. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. — 736 с.
22. Вибрации в технике: Справочник: В 6-ти т. Т.5 «Измерения и испытания» / Под ред. М.Д. Генкина. — М.: Машиностроение, 1981. Гл. XV «Определение характеристик собственных колебаний». С. 330-348.
23. Энциклопедия «Машиностроение»: В 40 т. Т. IV-21 «Самолеты и вертолеты»: В 3-х кн. Кн. 1 «Аэродинамика, динамика полета и прочность». — М.: Машиностроение, 2004. — 800 с.
24. Хейлен В., Ламменс С., Сас П. Модальный анализ: теория и испытания: Пер. с англ. / Под ред. В.И. Смыслова. — М.: Новатест, 2010. — 319 с.
25. Быков А.В. Программно-аппаратный комплекс для исследований аэроупругой устойчивости маневренных летательных аппаратов // III Научно-практическая конференция молодых ученых и специалистов «Исследования и перспективные разработки в авиационной промышленности»: Статьи и материалы. — М.: ОКБ Сухого, 2005. С. 527.
26. Быков А.В., Парафесь С.Г., Смыслов В.И. Программно-аппаратный комплекс для проведения расчетно-экспериментальных исследований аэроупругой устойчивости летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 5. С. 56-63.
27. LMS International, <http://www.lmsintl.com/>
28. Жаров Е.А., Смыслов В.И. О точности измерения параметров собственных колебаний летательных аппаратов при резонансных испытаниях // Труды ЦАГИ. Вып. 2219. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1984. С. 60-74.

EXPERIMENTAL STUDY OF THE AIRCRAFT FORCED VIBRATIONS WHILE THE ENGINE BLADE BREAK-AWAY

Pronin M.A.* , Ryabykina R.V. , Smyslov V.I.*****

*Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia*

* e-mail: pronin_m@pochta.ru

** e-mail: regina.leontjeva@gmail.com

*** e-mail: smysl@mail.ru

Abstract

The presented article is a generalization of works relating to the ground reproduction of the force impacts on the aircraft structure, on the part of the engine with imbalance in case of the blade loss.

While ground testing the engine rotor does not rotate, and rotating force is formed by the fixedly installed vibration exciters. The immediate purpose of the experiment consists in frequency characteristics measuring, which associate the aircraft vibrations with the excitation force from the engine rotor imbalance. These characteristics are necessary for the computational dynamic scheme correction of the structure employed in loads computing in flight, possibly prolonged, while the blade break-away over the water surface. These computations are used for the aircraft safety evaluation while the blade loss.

The article presents the testing technique and facilities. The estimates of the modelling method applicability and its trustworthiness are given for the

first time. The text is supplemented by the examples of real data of the tests.

The quantitative confirmation for the case of the ground experiment is given in the applicability esteems of the rotating inertial force reproduction by the harmonic forces stationary in space. At the same time, it was noted that the loads calculation while flight fluctuations, with a high level of the engine overloading, can not be based on either use of only relative acceleration of the blade, or the approximate theory of the gyroscope.

The circumstance of the experiment performing while the compulsory routine tests prior to its first flight was considered separately as practically the only possible for the experiment under consideration. The domestic tests on the aircraft with the engine blade loss modelling performed for the first time revealed the feasibility and possibility of their realization in conditions of dire time deficit prior to the first flight.

The presented details and features of the technique allow apply them in the future in the practice of such tests by the design bureau itself.

The main result is substantiation and practical confirmation of the possibility of reproducing on the ground the forced oscillations of an airplane after the blade loss, and while the mandatory regular modal tests.

Keywords: aircraft vibrations, blade loss, engine imbalance, experimental study.

References

1. Kuznetsov O.A., Smyslov V.I. *Trudy TsAGI*, issue 2714, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2013, 34 p.
2. *Aviatsionnye pravila. Chast' 33. Normy letnoi godnosti dvigatelei vozdukhnykh sudov* (Aviation regulations. Part 33. Airworthiness standards of aircraft engines), Moscow, Aviaizdat, 2004, 48 p.
3. *Normy letnoi godnosti grazhdanskikh samoletov SSSR* (Airworthiness standards of the USSR civil aircraft), Moscow, Mezhdoved. komis. po normam letnoi godnosti grazhd. samoletov i vertoletov SSSR, 1984, 464 p.
4. *Aviatsionnye pravila. Chast' 25. Normy letnoi godnosti samoletov transportnoi kategorii* (Aviation regulations. Part 25. Airworthiness standards of transport category aircraft), Moscow, Aviaizdat, 1994, 267 p.
5. *Engine Windmilling Imbalance Loads - Final Report*, dated 1 July 1997. Aviation Rulemaking Advisory Committee (ARAC) recommendations to the FAA.
6. *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25. Amendment 8*, 18 December 2009.
7. *JAA NPA 25E-306: Sustained Engine Imbalance*, published for consultation from 1 February – 1 May 2002 NPA 2007-15 24 Oct 2007 Engine & Auxiliary Power Unit (APU) failure loads and sustained engine windmilling, 157 p.
8. *Vibratsiya i udar. Izmerenie obshchei vibratsii i otsenka ee vozdeistviya na cheloveka. Chast' 1. Obshchie trebovaniya. GOST 31191.1-2004. ISO 2631-1:1997* (Vibration and shock. Measurement and evaluation of human exposure to whole-body vibration. Part 1. General requirements. State Standard 31191.1-2004. ISO 2631-1:1997), Moscow, Standartinform, 2008, 28 p.
9. Ivanteev V.I., Kuznetsov O.A., Emel'yanov V.I., Politov V.V., Steba M.A. *Rukovodstvo dlya konstruktorov*, vol. 3, book 1, issue 7. Moscow, RDK TsAGI, 1980, p. 73.
10. Kuznetsov O.A., Orlova T.I. *Trudy TsAGI*, issue 2675. Moscow, TsAGI, 2007, pp. 85-90 (351 p.).
11. Kuznetsov O.A. *Dinamicheskie nagruzki na samolet* (Dynamic loads on the aircraft), Moscow, Fizmatlit, 2008, 264 p.
12. Kuznetsov O.A., Leontieva R.V. Dynamic loads on aircraft due to engine imbalance at blade off. Report IF-S5B. *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics IFASD-2013* (Bristol, United Kingdom, 24-27 June 2013). Curran Associates, Inc. 2014, vol. 1, pp. 326-338.
13. Kuznetsov O.A., Smyslov V.I. *Tekhnika Vozdushnogo Flota*, 1996, no. 3-4, pp. 18-24.
14. Kuznetsov O.A., Smyslov V.I. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1999, vol. 30, no. 3-4, pp. 139-150.
15. Lubrina P. Ground vibration experiments on large civil aircraft for engine imbalance purpose. *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics IFASD-2003* (24-27 June 2003, Amsterdam).
16. Leont'eva R.V. Procedure of ground vibration experiments on aircraft with simulating forces due to engine imbalance at blade loss. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, St. Petersburg, September 7-12, 2014. Paper 0859.
17. Leont'eva R.V., Smyslov V.I. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2016, vol. 47, no. 6, pp. 61-74.
18. *Prodera modal analysis systems and software. Technical articles*. URL: http://www.prodera.com/uk/prodera_articles.htm
19. Lur'e A.I. *Analiticheskaya dinamika* (Analytical dynamics), Moscow, GIFML, 1961, 824 p.
20. Strelkov S.P. *Mekhanika* (Mechanics), Moscow, Nauka, 1975, 560 p.
21. Kolesnikov K.S. (ed.) *Kurs teoreticheskoi mekhaniki* (The course of theoretical mechanics), Moscow, MG TU im. N.E. Bauman, 2002, 736 p.
22. *Vibratsii v tekhnike. T. 5 "Izmereniya i ispytaniya"* (Vibrations in engineering. Vol. 5 "Measurements and testing"), Moscow, Mashinostroenie, 1981, pp. 330-348.
23. *Entsiklopediya "Mashinostroenie". T. IV-21 "Samolety i vertolety"*, kn. 1 "Aerodinamika, dinamika poleta i prochnost'" (Encyclopedia "Machine building". Vol. IV-21 "Planes and helicopters", book 1 "Aerodynamics, flight dynamics and strength"), Moscow, Mashinostroenie, 2004, 800 p.
24. Heylen W., Lammens S., Sas P. *Modal Analysis. Theory and Testing*. Leuven, Belgium, KUL Press, 1997.
25. Bykov A.V. *III Nauchno-prakticheskaya konferentsiya molodykh uchenykh i spetsialistov "Issledovaniya i perspektivnye razrabotki v aviatsionnoi promyshlennosti"*. *Sbornik statei*, Moscow, OKB Sukhogo, 2005, p. 527.
26. Bykov A.V., Parafes S.G., Smyslov V.I. Hardware and software tools for computational and experimental investigations of aircraft aeroelastic stability. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 56-63.
27. LMS International, <http://www.lmsintl.com/>
28. Zharov E.A., Smyslov V.I. *Trudy TsAGI*, issue 2219, Moscow, TsAGI, 1984, pp. 60-74.