

УДК 629.7.015.4

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ УПРУГОДИССИПАТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПОДВЕСКИ ДВИГАТЕЛЯ НА ПИЛОНЕ ПОД КРЫЛОМ НА АЭРОУПРУГИЕ И ПРОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

© 2021 г. В. В. Овчинников^а, Ю. В. Петров^{б,*}

^а *Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана, Москва, Россия*

^б *Московский государственный технический университет гражданской авиации, Москва, Россия*

**e-mail: doctor561@rambler.ru*

Поступила в редакцию 22.09.2019 г.

После доработки 15.10.2020 г.

Принята к публикации 25.10.2020 г.

Для исследования влияния и выбора рациональных упругодиссипативных параметров подвески двигателей самолета на пилонх под крылом разработана математическая модель аэроупругости крупногабаритного транспортного самолета с учетом кинетического момента роторов двигателей и специальным образом сконструированных узлов крепления двигателей к пилонх. Показано существенное влияние упругодиссипативных параметров узлов крепления, реализующих концепцию освобожденного двигателя, на интегральные аэроупругие и прочностные характеристики самолета. Предложены принципиальные схемы узлов крепления двигателя к пилону. Доказана целесообразность практической реализации концепции освобожденного двигателя для повышения аэроупругой устойчивости и снижения уровня усталостной повреждаемости элементов конструкции самолета.

Ключевые слова: аэроупругость, двигатель на пилоне, упругодиссипативные связи, аэроупругая устойчивость, усталостная повреждаемость

DOI: 10.31857/S0572329921010086

1. Введение. На современных крупногабаритных транспортных самолетах широко применяется аэродинамическая компоновка с двигателями на пилонх под крылом. При известных преимуществах такая компоновка приводит к определяющему влиянию на аэроупругие и прочностные характеристики самолета в целом динамического взаимодействия в системе двигатель–пилон–крыло. В частности, появляются новые формы флаттера (пилонный флаттер), существенное влияние на параметры динамической системы оказывают гироскопические эффекты от двигателей, возникает гироскопическая связанность симметричных и антисимметричных тонов колебаний. Проведенные исследования показали, что существенный положительный эффект с точки зрения аэроупругих свойств самолета может быть достигнут путем реализации концепции освобожденного двигателя. Узлы крепления двигателя к пилону модернизируются таким образом, чтобы обеспечить возможность заданных относительных перемещений двигателя и пилонх. В систему крепления вводятся также специальные упругие и демпфирующие элементы. В этом случае двигатель совмещает функции гироскопического и динамического гасителя колебаний. Следовательно, возникает задача подбора рациональных параметров введенных в конструкцию специальных упругодиссипативных связей с целью повышения динамической устойчивости и сниже-

ния уровня динамического нагружения основных конструктивных элементов планера самолета.

2. Постановка задачи. Важным этапом исследования влияния параметров подвески двигателя на пилоне под крылом на динамические и прочностные характеристики самолета является разработка математической модели аэроупругости (ММАУ). Для синтеза ММАУ самолета с работающими двигателями на пилонках используется хорошо зарекомендовавший себя метод заданных форм [1]. В соответствии с данным методом деформации конструкции при возмущенном движении находятся в виде разложения в ряд по известным координатным векторным функциям (формам). В качестве заданных форм рассматриваются обладающие свойством полноты формы собственных колебаний базовой конструкции самолета в пустоте. При разработке ММАУ необходимо учитывать, что суммарные инерционно-массовые параметры двигателей соотносятся с соответствующими характеристиками крыла, а значит, двигатели оказывают существенное влияние на динамические свойства самолета в целом. В частности, значительно изменяются частоты и формы собственных упругих колебаний планера самолета, появляются двигательные тона упругих колебаний [2].

В данной работе гондола и ротор двигателя рассматриваются как абсолютно жесткие тела, упругостью узлов крепления ротора к гондоле пренебрегаем. Пилон моделируется упругой балкой, а упругие и диссипативные свойства узлов крепления пилонка к крылу и двигателя к пилону соответствующими упругодиссипативными связями. Двигатель обладает кинетическим моментом H_p , влиянием динамических составляющих тяги двигателя пренебрегаем. Так, в работе [3] показано, что на собственные частоты и формы колебаний, а также на флаттерные характеристики ЛА влияние динамических составляющих тяги незначительно и им можно пренебречь. При расчете аэродинамических характеристик двигатель схематизируется совокупностью вертикальных и горизонтальных тонких несущих поверхностей, моделируемых семейством присоединенных и свободных вихрей.

На рис. 1 изображена используемая в работе принципиальная упругая схематизация динамической системы двигатель—пилон—крыло, где 1 — балочная модель консоли крыла, 2, 4 — упругодиссипативные связи, 3 — пилон, 5 — гондола двигателя, 6 — ротор двигателя.

С концом пилонка 3 связана система координат $O^k x_1^k x_2^k x_3^k$, а с гондолой 5 и ротором 6 связаны системы $O^{o1} x_1^{o1} x_2^{o1} x_3^{o1}$ и $O^p x_1^p x_2^p x_3^p$, соответственно. Будем считать, что базовая конструкция самолета включает планер и неработающие двигатели, установленные на упругих пилонках под крылом. В этом случае двигатели на пилонке являются составной частью базовой модели самолета и их геометрические, инерционно-массовые характеристики, а также параметры узлов крепления учтены на этапе упругой и аэродинамической схематизации летательного аппарата.

Учет работающего двигателя фактически сводится к введению в уравнение возмущенного движения базовой конструкции самолета обобщенных сил, обусловленных наличием быстровращающегося ротора. Для вычисления форм и частот собственных колебаний самолета с неработающими двигателями на упругих пилонках использовались стандартные программные продукты. Внутреннее и конструкционное демпфирование в уравнениях возмущенного движения учитывается приближенно в соответствии с гипотезой вязкого трения.

Многочисленные исследования [2–6] показали, что установленные на упругих пилонках под крылом двигателя оказывают существенное влияние на аэроупругие и прочностные характеристики самолета в целом. Появляются так называемые двигательные тона аэроупругих колебаний, которые для большинства компоновок самолетов оказываются критическими по динамической устойчивости ЛА в целом. Важно, что эти колебания являются слабо демпфированными, так как рассеивание энергии

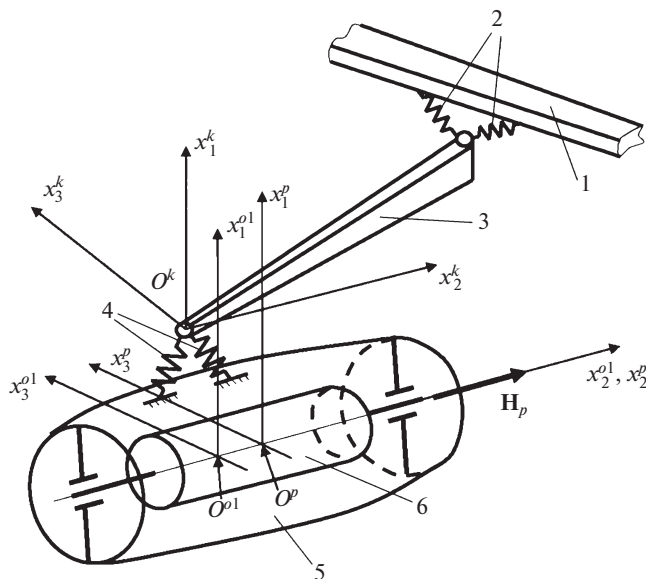


Рис. 1

упругих колебаний осуществляется лишь за счет внутреннего и конструкционного демпфирования в системе двигателя–пилон–крыло. Одним из способов управления аэроупругими колебаниями двигателей на пилонах является реализация концепции освобожденного двигателя [1]. В этом случае выполняется доработка узлов крепления двигателя к пилону, позволяющая увеличить амплитуду относительных смещений двигателя и пилона, а также ввести в конструкцию специальные демпфирующие устройства, существенно увеличивающие рассеивание энергии колебаний в системе. При такой компоновке освобожденный работающий двигатель совмещает функции гироскопического и динамического гасителей колебаний [7]. Очевидно, что необходимо решить задачу выбора рациональных упругодиссипативных параметров подвески двигателя к пилону с точки зрения аэроупругой устойчивости и усталостной прочности ЛА с целью максимально эффективного использования виброгасящих свойств освобожденного двигателя.

3. Метод и построение решения. При заданных инерционно-массовых параметрах двигателя, геометрических характеристиках пилона, кинетическом моменте ротора H_p , упругодиссипативных параметрах крепления двигателя к пилону, используя уравнения Лагранжа, можно сформировать уравнения возмущенного движения упругого ЛА с работающим двигателем на пилоне, как это показано в работе [1]

$$\mathbf{M}_{BD} \cdot \ddot{\mathbf{q}}_{BD} + \mathbf{D}_{BD} \cdot \dot{\mathbf{q}}_{BD} + \mathbf{B}_{BD} \cdot \mathbf{q}_{BD} = \mathbf{P}_H$$

$$\mathbf{q}_{BD} = \begin{bmatrix} \mathbf{q}_B \\ \mathbf{q}_d \end{bmatrix}, \quad \mathbf{M}_{BD} = \begin{bmatrix} \mathbf{M}_B & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_{BD} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_B & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{B}_d \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{D}_{BD} = \mathbf{D}_B + \mathbf{D}_d + \mathbf{G}_{BG}, \quad \mathbf{B}_d = \mathbf{F}_d^T \cdot \mathbf{B}_d^0 \cdot \mathbf{F}_d, \quad \mathbf{B}_d^0 = \text{diag}(b_{d1}, \dots, b_{dj}, \dots, b_{dN})$$

$$\mathbf{D}_d = \mathbf{F}_d^T \cdot \mathbf{D}_d^0 \cdot \mathbf{F}_d, \quad \mathbf{D}_d^0 = \text{diag}(d_{d1}, \dots, d_{dj}, \dots, d_{dN})$$

$$\mathbf{G}_{BG} = \mathbf{F}_d^T \cdot \mathbf{G}_G \cdot \mathbf{F}_d, \quad \mathbf{G}_G = H_p \cdot \begin{vmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{G}_{d0} \end{vmatrix}, \quad \mathbf{G}_{d0} = \begin{vmatrix} 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{vmatrix}$$

где \mathbf{M}_B , \mathbf{D}_B , \mathbf{V}_B – соответственно, матрицы обобщенных масс, демпфирования и жесткости базовой модели; \mathbf{D}_d , \mathbf{V}_d – матрицы демпфирования и жесткости дополнительных упругодиссипативных связей; \mathbf{G}_{BG} – матрица влияния работающего двигателя (гироскопической связанности по обобщенным координатам); \mathbf{F}_d – матрица, составленная из проекций векторов абсолютных линейных и угловых смещений связанной с двигателем системы координат на соответствующие оси этой системы; \mathbf{P}_H – матрица обобщенных внешних сил; $\mathbf{0}$ – нулевая матрица.

Будем считать, что смещения двигателя относительно пилона описываются обобщенными координатами q_{dj} ($j = 1 \div N$), где N – суммарное число независимых обобщенных координат ($N \leq 6$). На рис. 2 (1 – пилон, 2 – двигатель, 3 – упругодиссипативные связи) изображены составляющие вектора обобщенных координат, где q_{d1}, q_{d2}, q_{d3} – координаты, описывающие линейные смещения двигателя за счет податливости узлов его крепления к пилону; q_{d4}, q_{d5}, q_{d6} – координаты соответствующих относительных угловых смещений; b_{dk}, d_{dk} ($k = 1 \div 6$) – парциальные коэффициенты жесткости и демпфирования упругодиссипативных связей. В данном случае дополнительные упругодиссипативные связи моделируют парциальную жесткость и диссипативные характеристики специальным образом спроектированных узлов крепления двигателя к пилону в соответствии с концепцией освобожденного двигателя [1].

Проведенные исследования показали, что наибольший положительный эффект может быть достигнут, когда двигатель обладает определенной свободой угловых перемещений относительно пилона. При этом он выполняет функции и гироскопического, и динамического гасителя колебаний. На рис. 2,d узлы крепления двигателя спроектированы так, что он имеет заданную свободу угловых перемещений относительно пилона вокруг оси $O^{01}x_1^{01}$. Положение двигателя относительно пилона задается обобщенной координатой q_{d4} . На рис. 2,e приведена схема освобождения двигателя относительно оси, параллельной оси $O^{01}x_2^{01}$. Угловое смещение двигателя относительно пилона задается обобщенной координатой q_{d5} . Двигатель, обладающий свободой относительных угловых перемещений относительно оси, параллельной оси $O^{01}x_3^{01}$, изображен на рис. 2, f (обобщенная координата q_{d6}).

Приведенное матричное уравнение описывает возмущенное движение упругого самолета с работающим двигателем и учитывает диссипативные параметры узлов их крепления к пилонам. Предложенный алгоритм учета диссипативных свойств подвески справедлив для случаев малого демпфирования, когда его влиянием на собственные частоты и формы колебаний ЛА можно пренебречь. Кроме того, полученное уравнение учитывает наличие лишь одного двигателя на консоли крыла, очевидно, что не представляет большого труда сформировать ММАУ многодвигательного самолета.

Матричное уравнение возмущенного движения упругого самолета с работающими двигателями использовалось для оценки влияния кинетического момента роторов и упругодиссипативных параметров подвески на аэроупругие и прочностные характеристики крупногабаритного самолета типа Ан-124. Учитывается общая податливость пилона и узлов его крепления к крылу самолета. При вычислении аэроупругих характеристик ЛА система уравнений решалась на собственные значения $\{\lambda_j\} = \{\sigma_j \pm i\omega_j\}$ ($j = 1 \div N_C$), где σ_j , ω_j – соответственно, коэффициент затухания и частота собствен-

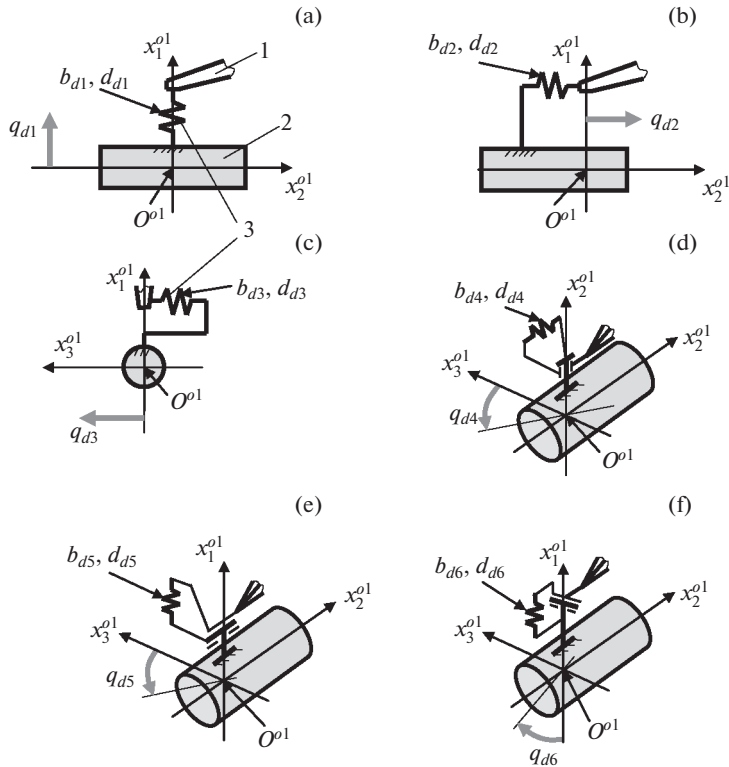


Рис. 2

ных колебаний j -го тона, N_C – число удерживаемых тонов. Логарифмический декремент конструкционного демпфирования принимался равным 0.05.

Оценивалось влияние упругодиссипативных параметров узлов крепления двигателя к пилону на демпфирование двигательных тонов упругих колебаний самолета. В качестве исходной рассматривалась модель ЛА, в которой податливость узлов крепления двигателей выбрана так, чтобы обеспечить соответствие низших парциальных частот колебаний двигателя частотам колебаний базового варианта самолета (f_B^k). В процессе расчетов изменялись коэффициенты жесткости b_{dk} и демпфирования d_{dk} упругодиссипативных элементов, моделирующих податливость и диссипативные свойства узлов крепления двигателя к пилону, и вычислялись коэффициенты затухания двигательных тонов (действительная часть собственных значений).

4. Анализ результатов и примеры. Некоторые результаты расчетов приведены на рис. 3 и 4, где σ_B – коэффициент затухания для тона SD^B (симметричные вертикальные колебания внешних двигателей и кручение крыла); σ_V – коэффициент затухания для тона SD^V (симметричные боковые колебания внешних двигателей); $\bar{f}_{dk} = f_{dk}/f_B^k$ ($k = 1 \div 6$) – относительная парциальная собственная частота и δ_{dk} ($k = 1 \div 6$) – логарифмический декремент затухания колебаний по k -й обобщенной координате относительных смещений двигателя q_{dk} , определяемые параметрами b_{dk} и d_{dk} (рис. 2). Данные графики построены при следующих исходных значениях: $\bar{H}_p = 1.0$; $V_\infty = 0$.

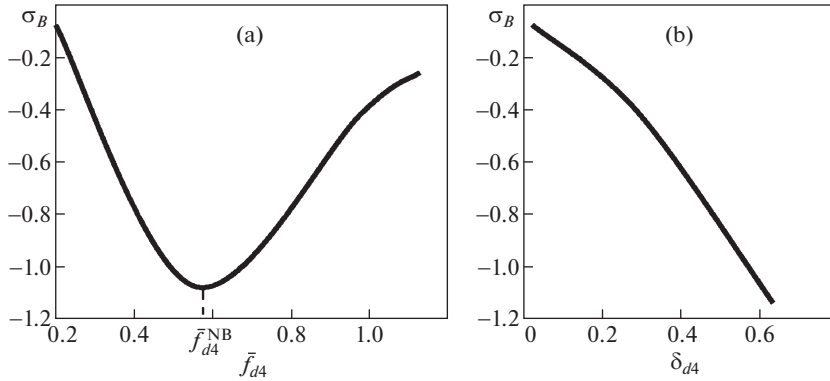


Рис. 3

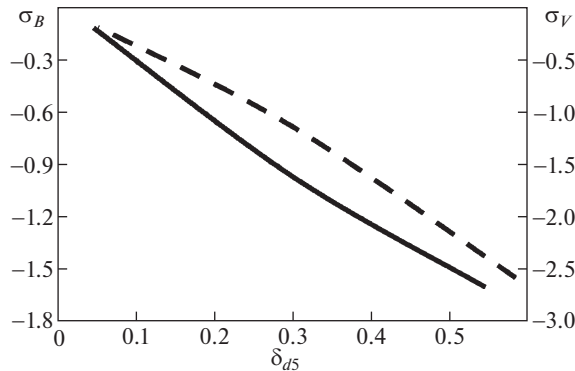


Рис. 4

Причем $\bar{H}_p = H_p / H_{p \max}$, где H_p – текущее значение кинетического момента, определяемое режимом работы двигателя, $H_{p \max}$ – соответствующее максимальное значение. Для рис. 3,а значение логарифмического декремента затухания $\delta_{d4} = 0.6$, для рис. 3,б $\bar{f}_{d4} = \bar{f}_{d4}^{NB}$, на рис. 4 сплошной линией показано изменение σ_B при $\bar{f}_{d5} = \bar{f}_{d5}^{NB}$, штриховой – зависимость σ_V от логарифмического декремента затухания δ_{d5} при $\bar{f}_{d5} = \bar{f}_{d5}^{NV}$.

Анализ приведенных результатов показывает наличие некоторой рациональной (“N” – настроечной) жесткости подвески \bar{f}_{dk}^{NB} (\bar{f}_{dk}^{NV}), при которой коэффициенты затухания двигательных тонов σ_B и σ_V достигают своего максимального по абсолютной величине значения. В общем случае \bar{f}_{dk}^{NB} и \bar{f}_{dk}^{NV} не совпадают.

Положительный эффект, наблюдаемый при настроечной жесткости подвески и парциальном логарифмическом декремента затухания колебаний $\delta_{dk} > 0.1$, обусловлен тем, что двигатель совмещает функции инерционного динамического гасителя колебаний и гироскопического стабилизатора, перераспределяя энергию колебаний

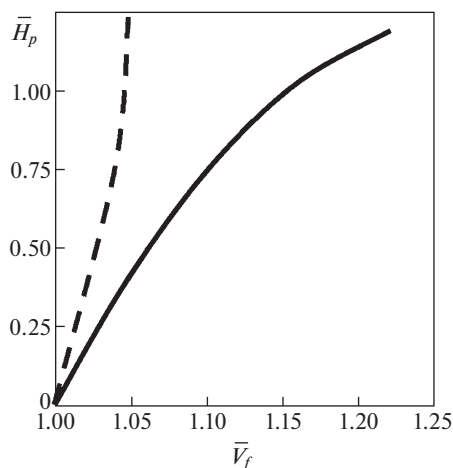


Рис. 5

между обобщенными координатами и рассеивая ее. Следует подчеркнуть, что известные схемы подвески, у которых диссипация энергии колебаний осуществляется лишь за счет внутреннего и конструкционного демпфирования, не позволяют реализовать выявленный эффект, следовательно, требуются принципиальные конструктивные доработки узлов крепления в соответствии с методом освобожденного двигателя.

Учет параметров работающего двигателя, изменение характеристик подвески двигателя к пилону приводят к изменению частот и форм собственных упругих колебаний самолета, перераспределению энергии колебаний между обобщенными координатами и изменению фазовых сдвигов флаттирующих тонов, что в конечном итоге оказывает влияние на динамическую аэроупругую устойчивость ЛА, а также на повторяемость динамических нагрузок. Ниже приводятся некоторые результаты расчетов, полученные с использованием ММАУ крупногабаритного самолета типа Ан-124.

На рис. 5 приведены зависимости относительной критической скорости флаттера $\bar{V}_f = V_f/V_{f0}$ изгибно-крутильной (штриховая линия) и пилонной (сплошная линия) форм от значения относительного кинетического момента \bar{H}_p , где V_{f0} – значение критической скорости флаттера для базовой модели. Гироскопические эффекты, как следует из графиков, в большей степени проявляются на пилонных формах флаттера и практически не влияют на классический изгибно-крутильный флаттер.

Исследования показали, что значительное влияние на характеристики аэроупругой устойчивости ЛА оказывает жесткость подвески при доработке узлов крепления двигателя. Так, на рис. 6 приведена зависимость критической скорости флаттера \bar{V}_f от парциальной собственной частоты колебаний двигателя \bar{f}_{d4} по обобщенной координате q_{d4} при значении логарифмического декремента $\delta_{d4} = 0.9$, где PF – пилонный флаттер; ИКФ – изгибно-крутильный флаттер. В рассматриваемом диапазоне изменения \bar{f}_{d4} при модели неработающего двигателя (штриховая линия) происходит смена формы флаттера, являющейся критической. При учете работающих двигателей (сплошная линия) критической является изгибно-крутильная форма во всем диапазоне значений \bar{f}_{d4} , причем при $\bar{f}_{d4} < 0.75$ и $\bar{f}_{d4} > 0.95$ \bar{V}_f выше, чем при неработающих двигателях, а при $0.75 < \bar{f}_{d4} < 0.95$ – ниже. Следовательно, при выборе настроенной

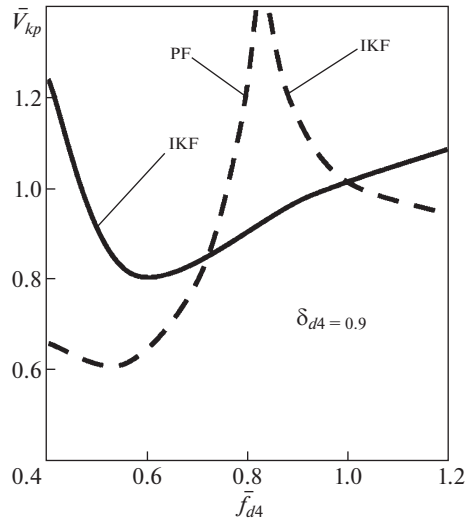


Рис. 6

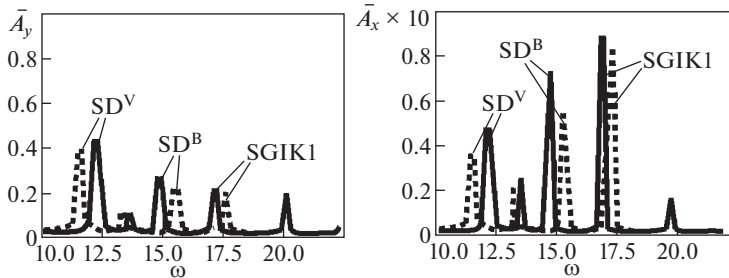


Рис. 7

парциальной жесткости узлов подвески двигателя необходимо исследовать систему на динамическую аэроупругую устойчивость.

Особую важность при вычислении интегральных аэроупругих и прочностных характеристик самолета представляют исследования динамической реакции ЛА с работающими двигателями на внешние воздействия. Так, на рис. 7 показаны амплитудно-частотные характеристики (АЧХ) по симметричным упругим тонам для концевой сечения крыла самолета Ан-124 при приложении вертикальной сосредоточенной силы в центре масс ЛА (ω в рад/с), где SGIK1 – первый тон симметричных горизонтально-изгибных колебаний крыла. Исходные данные: $V_\infty = 0$; заправка топлива $\bar{G}_T = 13.4\%$. Сплошной линией показаны АЧХ при неработающих двигателях, штриховой – при работающих. Нормировка проведена по максимальной амплитуде вертикальных колебаний крыла A_y^{\max} , тогда $\bar{A}_x = A_x/A_y^{\max}$ – нормированная АЧХ горизонтальных колебаний концевой сечения крыла. Как следует из графиков, при учете работающих двигателей за счет перераспределения энергии колебаний между обобщенными координатами возрастают диссипативные свойства системы, а также наблюдается эффект

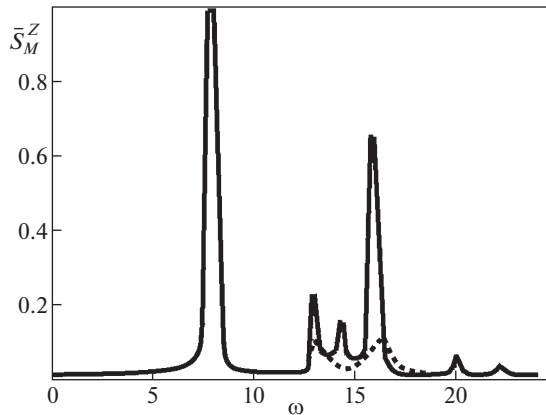


Рис. 8

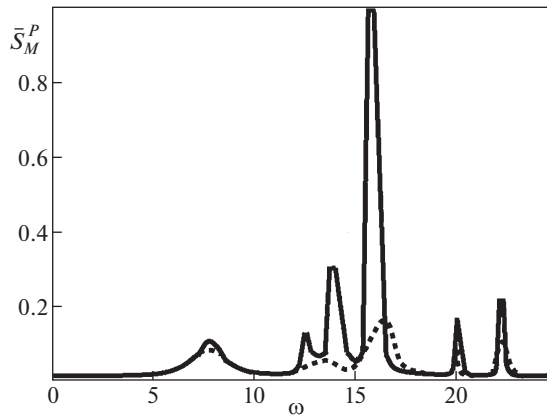


Рис. 9

расхождения собственных частот гироскопически связанных упругих тонов, в частности, SD^B и SD^V .

Очевидно, что снижение уровня и повторяемости динамических нагрузок, действующих на систему крыло–пилон–двигатель, приводит к уменьшению усталостной повреждаемости элементов конструкции. Важной количественной характеристикой нагруженности конструкции ЛА является спектральная плотность изгибающего момента в расчетных сечениях. Некоторые результаты расчета таких характеристик приведены на рис. 8 и 9.

В частности, на рис. 8 изображена нормированная спектральная плотность изгибающего момента \bar{S}_M^Z в сечении крыла самолета Ан-124 (ω в рад/с), соответствующем месту крепления внешнего двигателя, при рулении самолета по аэродрому со скоростью $V_0 = 10$ м/с и при заправке топливом $\bar{G}_T = 0$.

Сплошной линией показана кривая при исходной схеме крепления двигателя, штриховой – для освобожденного относительно горизонтальной оси (рис. 2,е) по

обобщенной координате q_{d5} и при рациональной парциальной жесткости и коэффициенте демпфирования $\delta_{d5} = 0.9$. Аналогичная зависимость для корневого сечения пилона внешнего двигателя при полете самолета в турбулентной атмосфере \bar{S}_M^P со скоростью $V_0 = 150$ м/с приведена на рис. 9.

Оценка влияния освобожденного двигателя на усталостную повреждаемость элементов конструкции крыла проводилась в соответствии с гипотезой спектрального суммирования усталостных повреждений. В частности, расчеты показали, что при доработке узлов крепления двигателя к пилону и рациональных упругодиссипативных параметрах подвески можно ожидать снижения относительной усталостной повреждаемости нижней панели крыла на 10–15%.

5. Заключение. В работе получена математическая модель аэроупругости крупногабаритного транспортного самолета, позволяющая учитывать влияние кинетического момента роторов двигателей, а также исследовать влияние упругодиссипативных параметров узлов крепления двигателей к пилонам на интегральные аэроупругие и прочностные характеристики самолета. Доказана целесообразность реализации концепции освобожденного двигателя для повышения аэроупругой устойчивости и снижения уровня усталостной повреждаемости элементов конструкции ЛА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Овчинников В.В., Петров Ю.В.* Численные методы исследования аэроупругости летательных аппаратов: монография. М: ИД Академии имени Н.Е. Жуковского, 2017. 160 с.
2. *Rodden, William P.* Theoretical and Computational Aeroelasticity. Crest Publishing, 1st Edition, 2011. 347p.
3. *Stefan Waitz, Holger Hennings.* The Aeroelastic Impact of Engine Thrust and Gyroscopics on Aircraft Flutter Instabilities. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. June 28–July 02. 2015. P. 1–15.
4. *Michimasa Fujino, Hiroki Oyama, Hideo Omotani.* Flutter Characteristics of an Over-the-Wing Engine Mount Business-Jet Configuration/ 4th AiAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 8-10 April 2003, Norfolk, Virginia (AIAA 2003-1942). P. 1–12.
5. *Libo Wang, Zhigiang Wan, Qiang Wu, Chao Yang.* Aeroelastic Modeling and Analysis of the Wing/Engine System of a Large Aircraft. Procedia Engineering 31 (2012). P. 879–885.
6. *John Skelly, Alexis Laporte.* Engine pylon for aircraft. US 20110204179 A1 (патент) Aug 25, 2011. 13 p.
7. Вибрации в технике: Справочник. В 6-ти т. / Ред. совет: В.Н. Челомей (пред.). М.: Машиностроение, 1981. Т. 6. Защита от вибрации и ударов / Под ред. К.В. Фролова, 1981. 456 с.