

Министерство высшего и среднего специального
образования РСФСР

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени С.П.Королева

Б. А. Д а в р о в, А. С. М о с т о в о й

В И Б Р А Ц И Я Ч А С Т Е Й
С А М О Л Е Т О В И В Е Р Т О Л Е Т О В

Учебное пособие
по курсу Строительная механика
и расчет самолета на прочность

Утверждено редакционным
советом института 7.У.75 г.

КУЙБЫШЕВ 1978

Настоящее пособие написано в соответствии с программой курса "Строительная механика и расчёт самолёта на прочность" для специальностей И610 - "Техническая эксплуатация самолётов и двигателей" и 0535 - "Самолётостроение" (обучение без отрыва от производства). Оно состоит из трёх глав. В главах I и II, написанных Б.А.Лавровым, рассмотрены колебания и статическая аэроупругость частей самолёта. В главе III, написанной А.С.Мостовым, содержатся сведения о вибрациях вертолётот.

Лавров Борис Александрович,
Мостовой Анатолий Соломонович

ВИБРАЦИЯ ЧАСТЕЙ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ

Учебное пособие по курсу "Строительная механика
и расчёт самолета на прочность"

Р е д а к т о р Л. М. КАРПОВА

ЕО00218. Подписано к печати 13.8.76 г. Формат 60X84/16.
Физ. п. л. 2,75. Усл. печ. 2,58. Уч.-изд. 2,27. Тираж 500 экз.
Цена 11 коп. Заказ № 4686

Куйбышевский орден Трудового Красного Знамени авиационный институт имени академика С.П.Королева, г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.

Областная типография имени Мягк, г. Куйбышев, ул. Вейсбаха, 80.

© Куйбышевский авиационный институт, 1976 г.

На самолет действуют силы, которые в общем случае непрерывно меняются по времени. Эти силы оказывают динамическое воздействие на упругую конструкцию самолета, что приводит к возникновению вибрации различных его частей. Интенсивность колебаний зависит как от величины возмущающей силы, так и от массы и жесткости конструкции самолета. Максимальная величина вибрационной нагрузки чаще всего бывает гораздо меньше разрушающей статической, и ее действие на прочность конструкции проявляется не сразу. Иногда требуется весьма большое число циклов нагружения, чтобы появилось усталостное разрушение. Вибрация, даже не угрожая прочности конструкции, может явиться серьезной помехой для нормальной эксплуатации самолета. Подергивание ручки управления, дрожание приборов, тряска самой конструкции вызывает весьма неприятные ощущения у экипажа и пассажиров.

При анализе динамических нагрузок будем различать вынужденные и самовозбуждающиеся колебания.

Г Л А В А I

ВЫНУЖДЕННЫЕ КОЛЕБАНИЯ ЧАСТЕЙ САМОЛЕТА

Причиной вынужденных колебаний могут быть:

1. Работа двигательной установки и винта.
2. Срывное обтекание.
3. Динамическое воздействие порывов ветра.
4. Динамические нагрузки при взлете, посадке и рулении.
5. Шумы реактивных двигателей (акустические нагрузки).

Кроме того, возможны колебания конструкции при стрельбе из пушек и пуске ракет из-за отдачи.

Рассмотрим эти причины подробнее.

I.1. Колебания, вызванные работой двигательной установки и винта

Возмущающие силы от двигателя и воздушного винта носят периодический характер, и поэтому конструкция совершает также периодические колебания. Наиболее неблагоприятными являются вибрации от поршневых двигателей. Частоты этих колебаний изменяются непрерывно при изменении оборотов двигателя и винта и находятся в диапазоне сравнительно низких частот. Максимальные обороты таких двигателей составляют 2600-3000 об/мин. и частоты возбуждаемых колебаний порядка 1000 кол/сек и более.

Обороты газотурбинных двигателей изменяются от 5000 до 12000 об/мин. и более, и вибрации, передаваемые ими на конструкцию самолета, имеют частоты 5000 и более кол/сек. Вибрация на самолетах с турбореактивными двигателями (ТРД) проявляется в меньшей степени. Это объясняется высокими частотами возмущающих сил и отсутствием больших неуравновешенных масс у двигателей. В частях

самолета, находящихся далеко от места крепления ТРД, вибрация практически отсутствует.

Частоты возмущений из-за работы турбовинтового двигателя (ТВД) определяются оборотами турбины и воздушного винта и практически неизменны. Для самолетов с ТВД опасность усталостного повреждения обшивки и силового набора фюзеляжа может возникнуть из-за вибраций, вызываемых аэродинамическим воздействием винта на фюзеляж. На рис. I.I показано распределение амплитуд колебаний, характерное для самолетов с ТВД.



Рис. I.I

Зоны повышенной вибрации фюзеляжа простираются примерно на 1,5 - 2,0м по обе стороны от плоскости вращения винта. Частоты колебаний от вращения винта значительно ниже, чем от двигателя, но имеют большую амплитуду.

От вибраций двигательной установки и винта могут возникнуть резонансные колебания тяг управления. Поэтому необходимо, чтобы собственные частоты основного (первого) тона колебаний тяг управления отличались от оборотов двигателя или винта на 200-400кол/мин.

Вибрации двигателя и винта устраняются обычно постановкой демпферов и тщательной балансировкой всех вращающихся масс двигателя и винта.

1.2. Срывное обтекание

Движение самолета сопровождается срывным обтеканием и турбулизацией спутной струи. Эти явления происходят при обтекании крыла, надстроек, двигателей, установленных на крыле, тормозных щитков и т.д. Срывное обтекание проявляется в виде почти периодических ударов (импульсов), вызывающих колебания, называемые баффтингом. Таким образом, баффтинг — это неустановившиеся колебания элементов конструкции самолета из-за аэродинамических импульсов, вызванных спутной струей позади крыльев, гондол двигателей, выступов фюзеляжа и т.д. Кроме того, явление баффтинга может быть у заправляемого самолета небольших размеров при попадании его в спутную струю заправщика.

В реальных условиях наиболее часто встречается баффтинг оперения (рис. 1.2).

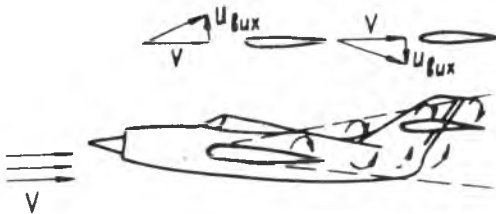


Рис. 1.2

Вихри спутной струи за крылом создают переменные вертикальные скорости $u_{\text{сдх}}$. В результате происходит почти периодическое изменение угла атаки и, следовательно, изменение подъемной силы на оперении, что приводит к возникновению колебаний оперения и фюзеляжа. Частоты этих колебаний могут быть близки к собственным частотам колебаний конструкции и приобрести опасный характер. На рис. 1.3 приводится запись колебаний при баффтинге оперения и распределение амплитуд по частотам.

До сих пор не создано достаточно надежного теоретического расчета баффтинга. Поэтому повышенные вибрации из-за срыва потока устраняются при доводке самолета. Конструктивными мерами

предотвращения бафтинга являются: устранение причин, вызывающих

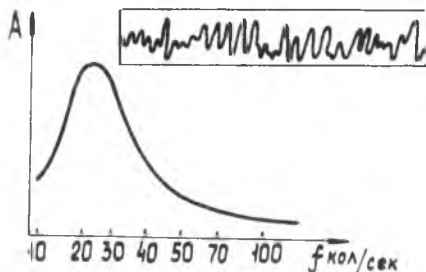


Рис. 1.3

вихреобразование; вынос оперения из зоны вихревой дорожки за крылом; изменение жесткости оперения и фюзеляжа.

Однако улучшение аэродинамики самолета является основным способом устранения бафтинга.

Следует заметить, что явление бафтинга может возникнуть на малых скоростях полета и на крыле на углах атаки, близких к критическому из-за интенсивного срыва потока. Аналогичные явления могут происходить на околозвуковых скоростях полета при появлении ударной волны и отрыва пограничного слоя. Такой бафтинг называется скоростным.

1.3. Динамическое воздействие порывов ветра

В полете самолет всегда подвергается непрерывному воздействию турбулентной атмосферы. Для любой турбулентности основными характеристиками являются масштаб и интенсивность.

До сих пор при определении перегрузок для полета в беспокойном воздухе мы считали порыв резко ограниченным, т.е. не учитывали его протяженности, формы и динамического воздействия.

В реальных условиях необходимо учитывать это воздействие. При этом можно рассматривать действие на самолет одиночного

порыва, циклических порывов синусоидальной формы с фиксированной частотой и непрерывных случайных, описываемых с помощью теории случайных процессов.

При рассмотрении динамического воздействия порывов необходимо учитывать:

- а) изменение углов атаки за счет деформации конструкции, которое приводит к появлению дополнительных воздушных нагрузок;
- б) возникновение инерционных сил;
- в) появление демпфирующих аэродинамических сил, пропорциональных скорости колебаний.

На рис. I.4 показано изменение изгибающего момента крыла при воздействии однократного порыва. Из этого рисунка видно, что изгибающий момент упругого крыла в 1,5 раза больше, чем для жесткого.

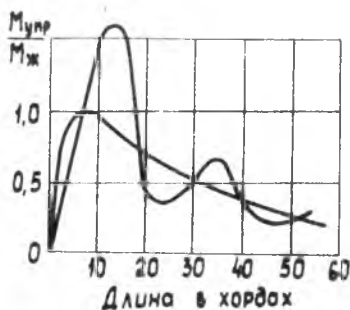


Рис. I.4

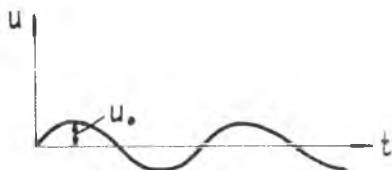


Рис. I.5

Циклические порывы наиболее опасны, если они происходят с частотой, близкой к собственной частоте основного тона колебания крыла. На рис. I.5 представлен график циклического порыва, изменяющегося по закону

$$u = u_0 \sin \Omega t.$$

Здесь u_0 — амплитуда м/сек., а Ω — пространственная частота рад/м. При восходящем порыве угол атаки растет и допод-

нительные аэродинамические силы изгибают крыло вверх. При нисходящем порыве угол атаки уменьшается и крыло изгибается вниз. Таким образом, возникает периодическая аэродинамическая сила, возбуждающая колебания крыла.

Наибольшее воздействие циклических порывов наблюдается при масштабе $L = 5 - 50m$.

Частота ν воздействия порыва на самолет пропорциональна скорости полета V и определяется по формуле

$$\nu = \frac{V}{L} \quad (I.I)$$

Для современных самолетов в диапазоне летных скоростей эта частота изменяется в пределах от 1 до 10 Гц, что соизмеримо с собственной частотой колебаний конструкции, и в случае малого демпфирования может возникнуть резонанс. Следует отметить, что даже при отсутствии резонансных явлений циклические порывы могут быть причиной усталостных повреждений.

1.4. Динамические нагрузки при взлете, посадке и рулении

При движении самолета по аэродрому возникают упругие колебания конструкции, которые возникают за счет изменения силы реакции земли. При этом на самолет действуют n сосредоточенных случайных сил $P(t)$, где n - количество стоек. Силы меняются случайно в пространстве и по времени. В общем случае этот процесс будет нестационарным, особенно при посадке. Теоретическое описание таких процессов чрезвычайно сложно, и поэтому экспериментальные методы являются основными для решения динамических задач при рулении, взлете и посадке самолета.

Частоты колебаний, возбуждаемых в конструкции при рулении (из-за местных неровностей рулевых дорожек и неравномерности торможения), имеют порядок 1-3 кол/сек. Эти частоты соответствуют первым формам изгибных колебаний конструкции крыла и фюзеляжа тяжелых самолетов.

Упругие колебания при взлете и посадке отличаются от других вынужденных колебаний большими амплитудами при тех же частотах. Это показано на рис. 1.6 для крыла.

Динамические нагрузки при взлете и посадке не являются расчетными для крыла. Но для внешних подвесок (двигатели, ракеты,

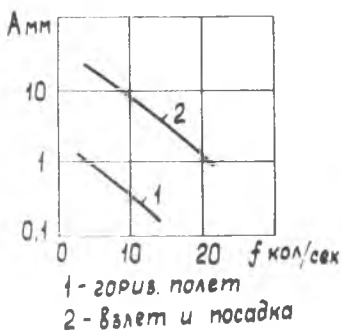


Рис. 1.6

баки) эти нагрузки достигают больших величин и для прочности конструкции крыла могут быть определяющими.

Значительные динамические нагрузки на фюзеляж при посадке могут быть у тяжелых самолетов. Это следует принимать во внимание при прочностных расчетах.

Усталостные повреждения из-за колебаний конструкции при взлете и посадке могут быть значительными. Это необходимо учитывать при определении ресурса конструкции и оборудования.

1.5. Шумы реактивных двигателей (акустические нагрузки)

Основным источником шума, создающим акустические нагрузки, является двигатель. Кроме того, источниками шума могут быть воздушные винты и ударные волны при сверхзвуковом полете. Все эти источники возбуждают колебания конструкции случайного характера с очень широким спектром частот. В связи с непрерывным увеличением мощности самолетных двигателей акустические нагрузки оказывают все большее влияние на прочность конструкции.

Характеристиками шума являются звуковое давление и сила звука. Звуковое давление p измеряется в барах. Один бар равен силе в 1 дину, действующей на 1см^2 площади. Изменение силы звука p

(или уровня звукового давления) измеряется в децибелах и определяется формулой

$$p = 20 \lg \frac{\bar{p}}{p_0}, \quad (1.2)$$

где \bar{p} - среднеквадратическое звуковое давление всего спектра шума, $p_0 = 2 \cdot 10^{-4}$ бар.

Среднеквадратическое давление равно

$$\bar{p} = \left(\frac{1}{T} \int_0^T p^2(t) dt \right)^{\frac{1}{2}}. \quad (1.3)$$

Здесь $p(t)$ - мгновенное значение звукового давления; T - интервал "усреднения".

Спектральный состав акустических нагрузок зависит от источника шума. Так спектры шума турбореактивных двигателей имеют непрерывный характер в диапазоне от 20 до 12000 герц, а шум винтов турбовинтового двигателя - дискретный (рис. 1.7 а и б).

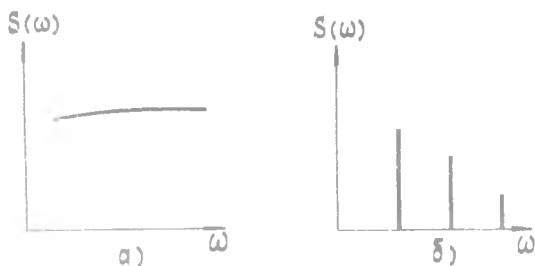


Рис. 1.7

Преобладающие частоты соответствуют угловой скорости вращения винта, причем наибольший уровень звукового давления (порядка 150 дБ) наблюдается в плоскости вращения винта.

Ударные волны вызывают большие акустические нагрузки импульсного характера при пересечении поверхности конструкции (так на участке воздухозаборника был зафиксирован уровень давления более 160 дБ).

Акустические нагрузки повторяются сотни миллионов раз. Это может вызвать усталостное разрушение обшивки рулевых поверхностей, фюзеляжа, гондол двигателей и т.д. Часто разрушаются и внутренние

элементы конструкции (лонжероны, нервюры, шпангоуты и крепежные детали), доступ к которым затруднен. В особенности это опасно для герметических кабин.

Акустические вибрации можно уменьшить рациональным размещением двигателей, увеличением толщины обшивки, усилением обшивки с помощью приклейки металлических полос вдоль линии заклепок, установкой прослойки из упругого материала между панелью и усиливающей полосой. Это увеличивает демпфирование. Также применяют панели с сотовым наполнителем, что дает увеличение жесткости и дополнительное демпфирование по сравнению с обычной панелью, усиленной нервюрами.

Г Л А В А П

АЭРОУПРУГОСТЬ

Конструкция самолета обладает конечной жесткостью и деформируется под действием внешних сил. Поэтому воздушные нагрузки и инерционные силы необходимо рассматривать с учетом влияния на них деформаций конструкции. Процессы взаимодействия аэродинамических, упругих и инерционных сил изучаются динамической аэроупругостью. К ней относятся все виды колебаний типа флаттер.

Статическая аэроупругость рассматривает взаимодействие аэродинамических и только упругих сил. Время в задаче статической аэроупругости в качестве независимой переменной не входит, поэтому инерционные силы исключаются. К статической аэроупругости относятся задачи о распределении нагрузки и дивергенции несущих поверхностей и задачи об эффективности органов управления и реверсе рулей.

Все задачи аэроупругости можно классифицировать с помощью следующей схемы [1] (рис. 2.1).

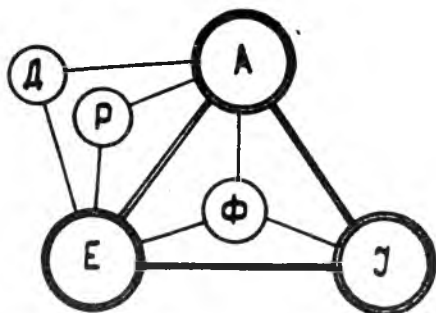


Рис. 2.1

На этом рисунке А - аэродинамические силы, Е - упругие силы, J - инерционные силы, Ф - флаттер, Д - дивергенция несущих поверхностей, Р - реверс рулей.

2.1. Дивергенция несущих поверхностей

Дивергенция - статическая неустойчивость несущей поверхности самолета в полете на скорости, называемой скоростью дивергенции.

Явление дивергенции рассмотрим для крыла.

Под воздействием аэродинамических сил крыло, как несущая поверхность, деформируется. Так как центр давления и центр жесткости не совпадают, то происходит закручивание крыла (рис. 2.2), а следовательно, и изменение угла атаки на величину $\Delta\alpha = \theta$.

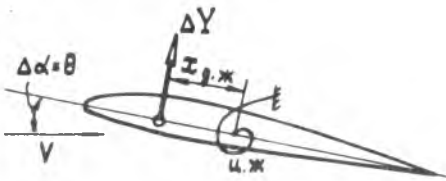


Рис. 2.2

Изменение угла атаки вызовет приращение подъемной силы на величину ΔY , что снова приведет к закручиванию крыла и изменению аэродинамической нагрузки.

Этот процесс продолжается до статического уравновешивания закручивающего момента аэродинамических сил M_a моментом упругих сил $M_{упр}$. Если $M_a > M_{упр}$, то наступает статическая неустойчивость и крыло может разрушиться. На рис. 2.2 упругие силы условно заменены пружиной.

Для оценки величины скорости дивергенции рассмотрим прямоугольное в плане крыло с постоянной жесткостью на кручение, т.е.

$GJ_{кр} = const$. Выделим отсек крыла и допустим, что часть крыла до отсека не несет аэродинамической нагрузки (рис. 2.3).

Если угол атаки $\alpha \neq 0$, то подъемная сила создает аэродинамический момент, равный

$$M_a = C_y^\alpha \alpha q S x_{g.ж}, \quad (2.1)$$

$$x_{g.ж} = x_{ж} - x_g,$$

где C_y^α - производная от коэффициента подъемной силы по углу атаки; q - скоростной напор; S - площадь крыла

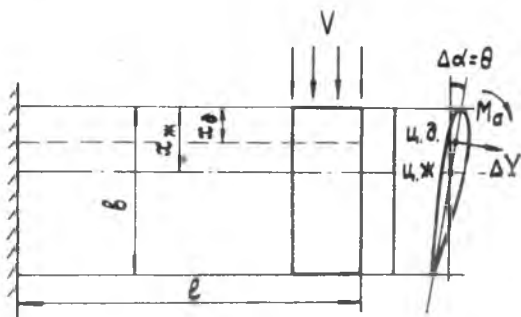


Рис. 2.3

Под действием этого момента угол атаки увеличится на величину $\Delta\alpha = \theta$. Условие статического равновесия запишется в виде равенства

$$M_a = M_{упр}$$

или

$$C_y^\alpha (\alpha + \theta) q S x_{гж} = - \frac{GJ_{кр}}{e} \theta. \quad (2.2)$$

Отсюда

$$\theta = \frac{C_y^\alpha \alpha q x_{гж}}{\frac{GJ_{кр}}{e} - C_y^\alpha q S x_{гж}} \quad (2.3)$$

Из этого выражения видно, что угол θ растёт при увеличении скоростного напора q . При некотором значении скоростного напора q_d угол кривки обращается в бесконечность. Приравняв нулю знаменатель формулы (2.3), получим

$$q_d = \frac{GJ_{кр}}{C_y^\alpha S x_{гж} e} \quad \psi: \frac{\rho V^2}{2} \quad (2.4)$$

Соответствующая скорость V_d будет равна

$$V_d = \sqrt{\frac{2GJ_{кр}}{C_y^\alpha S x_{гж} \rho e}} \quad (2.5)$$

Скорость полета V_d , при которой угол закрутки $\theta \rightarrow \infty$, называется критической скоростью дивергенции. На этой скорости упругое равновесие становится невозможным и углы кривки увеличи-

валятся до разрушения крыла.

Найдём изменение момента аэродинамических и упругих сил на единицу угла закрутки

$$\frac{dM_a}{d\theta} = C_y^\alpha q S x_{g.ж} , \quad \frac{dM_{упр}}{d\theta} = \frac{GJ_{кр}}{l}$$

и построим графики зависимости этих величин от q_d (рис.2.4).

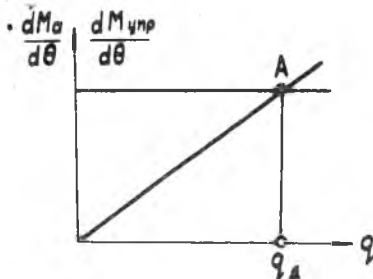


Рис.2.4

Из рисунка видно, что слева от точки A пересечения прямых

$$\frac{dM_{упр}}{d\theta} > \frac{dM_a}{d\theta}$$

и углы крутки конечны, т.е. равновесие устойчивое. В точке A

$$\frac{dM_{упр}}{d\theta} = \frac{dM_a}{d\theta}$$

и скоростной напор равен q_d .

Для стреловидного крыла (рассматриваем только прямую стреловидность) скорость дивергенции зависит от угла стреловидности и будет равна

$$V_d = \sqrt{\frac{2GJ_{кр}}{C_y^\alpha S x_{g.ж} l \rho \cos \chi}} \quad (2.6)$$

Из формул (2.5) и (2.6) видно, что критическая скорость дивергенции увеличивается при:

- 1) увеличении жёсткости крыла на кручение;
- 2) увеличении высоты полёта, т.к. уменьшается плотность воздуха. ρ

- 3) увеличении скорости полета (или числа M), т.к. при этом произведение $C_y^a \cdot X_{gж}$ падает;
- 4) увеличении стреловидности.

Явление дивергенции может быть не только у крыла и оперения, но и у любой поверхности, находящейся в потоке воздуха (у пилонов, подвески бомб, ракет, топливных баков и т.д.). Скорость дивергенции у них может быть мала, т.к. величина $X_{gж}$ большая, а жесткость подвески (особенно боковая) мала. Установкой специальных стабилизаторов можно уменьшить $X_{gж}$ и тем самым увеличить критическую скорость дивергенции.

2.2. Явление реверса рулей

Упругие деформации конструкции крыла, оперения и фюзеляжа значительно влияют на эффективность органов управления (алеронов, рулей высоты и поворота), которая из-за деформации конструкции падает.

Рассмотрим сечение крыла с алероном (рис. 2.5).

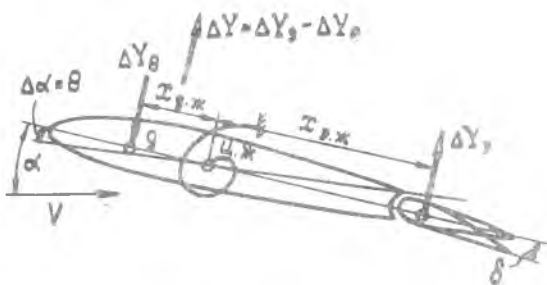


Рис. 2.5

При отклонении алерона вниз на жестком крыле возникает подъемная сила, равная ΔY_3 . Эта сила на плече $X_{эж}$ создает крутящий момент, вызывая закрутку упругого крыла на угол $\Delta\alpha = 0$, направленную на уменьшение угла атаки. За счет этого подъемная сила упругого крыла уменьшается на величину ΔY_0 . Таким образом, эффективность алерона можно определить суммарным приращением

$$\Delta Y = \Delta Y_3 - \Delta Y_0 \quad (2.7)$$

Приращение ΔY тем меньше, чем больше угол закрутки θ .
Случай $\Delta Y < 0$ соответствует обратному действию элерона, или явлению реверса. Скорость полета, соответствующая $\Delta Y = 0$, называется скоростью реверса (V_p).

Рассмотрим определение скорости реверса на примере отсека прямоугольного крыла (рис. 2.6) постоянной жесткости на кручение ($GJ_{кр} = \text{const}$).

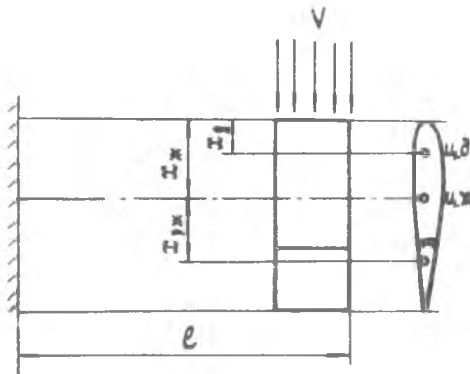


Рис. 2.6

Аэродинамическая сила, возникающая за счет отклонения элерона:

$$\Delta Y_{\delta} = C_y^{\delta} \delta q S \quad (2.8)$$

Здесь C_y^{δ} - производная от коэффициента подъемной силы крыла по углу отклонения элерона; δ - угол отклонения элерона; S - площадь крыла.

Аэродинамическая сила за счет закрутки крыла:

$$\Delta Y_{\theta} = C_y^{\theta} \theta q S \quad (2.9)$$

Суммарное приращение подъемной силы крыла:

$$\Delta Y = \Delta Y_{\delta} + \Delta Y_{\theta} = (C_y^{\delta} \delta + C_y^{\theta} \theta) q S \quad (2.10)$$

Момент аэродинамических сил относительно центра жесткости

$$M_a = C_y^{\delta} \delta q S \cdot x_{э.ж} + C_y^{\theta} \theta q S (x_{ж} - x_g) \quad (2.11)$$

Момент упругих сил

$$M_{упр} = GJ_{кр} \frac{\theta}{l} \quad (2.12)$$

Из уравнения равновесия

$$M_0 - M_{упр} = 0$$

определим угол θ

$$\theta = \frac{C_y^\delta \cdot \delta \cdot q \cdot S \cdot X_{эж}}{\frac{GJ_{кр}}{l} - C_y^\alpha \cdot q \cdot S \cdot X_{г.ж}} \quad (2.13)$$

Подставляя это значение θ в уравнение (2.10), получим

$$\Delta Y = C_y^\delta \cdot \delta \cdot q \cdot S \left[1 - \frac{C_y^\alpha \cdot q \cdot S \cdot X_{эж}}{\frac{GJ_{кр}}{l} - C_y^\alpha \cdot q \cdot S \cdot X_{г.ж}} \right] \quad (2.14)$$

Из условия $\Delta Y = 0$ определяем скоростной напор q_p и критическую скорость реверса V_p :

$$q_p = \frac{GJ_{кр}}{C_y^\alpha \cdot S \cdot X_p \cdot l} \quad (2.15)$$

$$V_p = \sqrt{\frac{2GJ_{кр}}{C_y^\alpha \cdot S \cdot X_p \cdot l \rho}} \quad (2.16)$$

Здесь $X_p = X_{эж} + X_{г.ж}$.

Из (2.16) следует, что скорость реверса не зависит:

- 1) от угла атаки, т.е. от режима полета;
- 2) от угла отклонения элерона, т.е. от степени дифференциальности элеронов;

3) от положения центра жесткости (т.к. аэродинамический момент, закручивающий крыло, представляет пару сил).

Скорость реверса пропорциональна $\sqrt{GJ_{кр}}$ и растет с увеличением высоты полета, т.е. зависит от тех же величин, что и скорость дивергенции.

Сжимаемость воздуха влияет на параметры C_y^α , $X_{эж}$ и $X_{г.ж}$. При околозвуковых скоростях C_y^α увеличивается, а следовательно, падает эффективность элеронов и скорость реверса. При сверхзвуковом полете C_y^α уменьшается, а X_p увеличивается, так что скорость реверса почти не меняется.

Выражения (2.15) и (2.16) аналогичны (2.4) и (2.5). Из сравнения этих формул получаем

$$\frac{q_d}{q_p} = \frac{X_p}{X_{г.ж}} \quad \text{и} \quad \frac{V_d}{V_p} = \sqrt{\frac{X_p}{X_{г.ж}}} \quad (2.17)$$

Так как $X_p > X_{г.ж}$, то $q_d > q_p$ и $V_d > V_p$.

Для стреловидных крыльев критическая скорость реверса меньше,

чем для прямых. Это объясняется тем, что угол атаки стреловидного крыла уменьшается не только за счет закрутки, но и за счет изгиба. Поэтому вопрос об эффективности элеронов для стреловидных крыльев имеет особую важность. Для сравнения на рис. 2.7 приводится график изменения q_p по углу стреловидности для

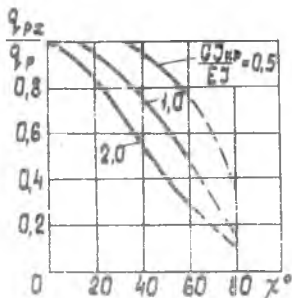


Рис. 2.7

различных соотношений крутильной и изгибной жесткостей крыла.

Из этого графика видно, что с увеличением угла стреловидности q_p быстро падает и при $\chi = 60^\circ$ для $\frac{GJ_{кр}}{EJ} = 1,0$ имеем $q_{p\alpha} = 0,5$ и $V_p = 0,71 V_{p\chi=0}$.

2.3. Флаттер

Флаттер представляет собой весьма опасные колебания, в возникновении которых существенную роль играет упругость конструкции. При некоторых условиях конструкция становится динамически неустойчивой, что может явиться причиной быстрого разрушения. Формы флаттера весьма многообразны. Определяющими безопасностью конструкции будут формы флаттера с наименьшими критическими скоростями. Наиболее типичной формой является изгибно-крутильный флаттер крыла. Рассмотрим механизм его возникновения.

Пусть крыло находится под малым углом атаки в невозмущенном

потоке воздуха. Допустим, что под воздействием какой-либо причины (порыв ветра, резкое движение рулями и т.д.) крыло изогнулось вверх. При этом некоторое сечение из положения равновесия перешло в положение I (рис. 2.8). После прекращения действия изгибающего импульса упругие силы $P_{упр}$ будут стремиться вернуть крыло в прежнее положение. Это движение будет ускоренным, в результате чего появится инерционная сила $P_{ин}$, направленная вверх. Под действием этой силы крыло начнет закручиваться в угол атаки уменьшится на величину $\Delta\alpha < 0$. При этом появится дополнительная аэродинамическая сила ΔY_9 , направленная в сторону движения, т.е. вниз, и увеличивающая ускорение и закрутку (положения II и III, рис. 2.8). Имея запас кинетической энергии, крыло по инерции пройдет нейтральное положение. Упругие силы изменят свое направление, и, следовательно, изменятся ускорение и инерционные силы. Крыло начнет раскручиваться и достигнет некоторого крайнего нижнего положения V, после чего начнется обратное движение вверх. Тогда ускорение будет направлено вверх, а инерционная сила - вниз и крыло под действием этой силы начнет закручиваться на увеличение угла атаки. В результате появится дополнительная аэродинамическая сила, направленная вверх. Это еще больше увеличит крутку крыла и ускорение, а следовательно, и силу инерции (положения VI и VII). Крыло по инерции снова пройдет положение равновесия и начнет раскручиваться из-за изменения направления ускорения (положение VIII) и придет в крайнее верхнее положение IX. Таким образом, завершится цикл одного колебания, и далее все будет повторяться. Мы видим, что рассматриваемое явление сопровождается изгибными и крутильными деформациями крыла и происходит взаимодействии аэродинамических, упругих и инерционных сил. При некотором соотношении между этими силами рассматриваемые колебания происходят с возрастающими амплитудами, что может привести к очень быстрому разрушению крыла.

При флаттере не требуется внешнего периодического воздействия. Энергия для колебаний черпается из набегающего потока за счет взаимодействия его с крылом.

При движении крыла, кроме сил внутреннего трения и трения в соединениях, будет возникать демпфирующая аэродинамическая сила ΔY_9 , которая зависит от вертикальной скорости движения элементов крыла $\frac{dy}{dt}$. При движении крыла вниз появляется добавочная вертикальная скорость потока, равная по абсолютной величине $\frac{dy}{dt}$ но противоположно направленная. Это эквивалентно увеличению угла атаки на величину $\Delta\alpha = \frac{1}{V} \frac{dy}{dt}$. При движении крыла вверх угол

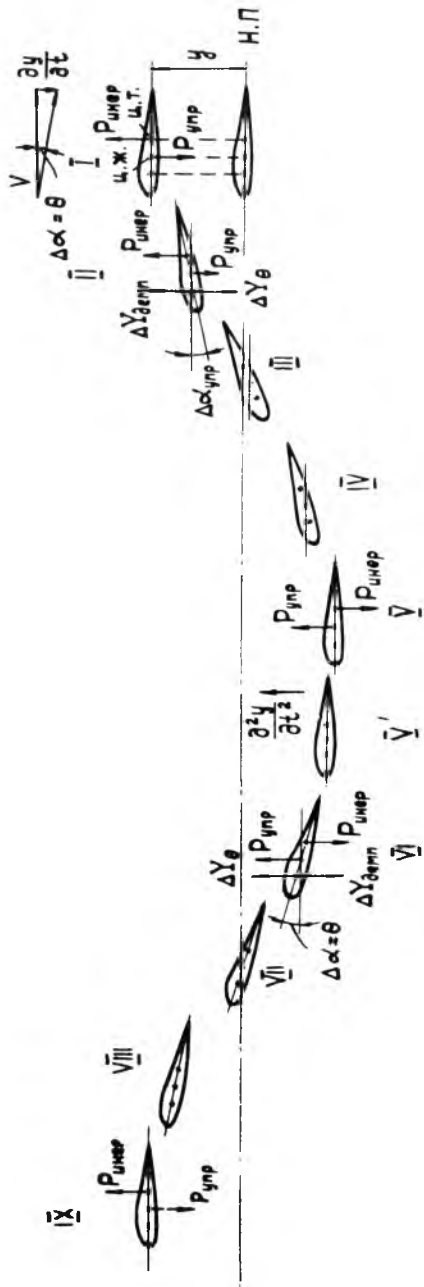


Рис. 2.8

атаки уменьшается на эту же величину. Таким образом, демпфирующая сила всегда направлена против движения крыла, т.е. стремится гасить колебания.

При малых скоростях полета возбуждающая сила ΔY_{θ} меньше, чем демпфирующая ΔY_g , и колебания затухают.

Для отсека крыла единичной длины можно записать:

$$\Delta Y_g = C_y^{\alpha} \cdot \Delta \alpha \frac{\rho V^2}{2} b = C_y^{\alpha} \frac{1}{V} \frac{\partial y}{\partial t} \frac{\rho V^2}{2} b = \kappa_1 V, \quad (2.18)$$

$$\Delta Y_{\theta} = C_y^{\alpha} \theta \frac{\rho V^2}{2} b = \kappa_2 \cdot V^2;$$

как видим, демпфирующая сила пропорциональна скорости полета, а возбуждающая – пропорциональна квадрату скорости. В зависимости от скорости полета работы сил ΔY_g и ΔY_{θ} за один период колебания будут изменяться по такому же закону (рис. 2.9).

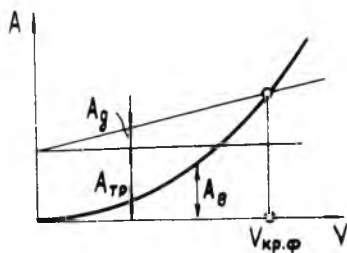


Рис. 2.9

На рисунке 2.9 через $A_{тр}$ обозначена работа внутренних сил трения, через A_g – работа демпфирующих сил, через A_{θ} – работа сил возбуждения. Из рисунка видно, что с увеличением скорости полета работа возмущающих сил быстро растет, и, когда она превысит работу демпфирующих сил, возможен изгибно-крутильный флаттер. Скорость, при которой работа возмущающей силы равна работе сил демпфирования, является критической скоростью флаттера. При этом возможны гармонические колебания с постоянной амплитудой.

Для возбуждения возрастающих колебаний необходим приток энергии в систему извне. Это происходит за счет сдвига фаз между прогибом и углом закрутки, а следовательно, между изгибными и крутильными колебаниями. Пусть, например, возбуждающая сила сдви-

нута относительно прогиба на угол $\frac{\pi}{2}$ и совпадает по знаку с прогибом (рис. 2.10). Это означает, что при минимальном прогибе угол закручивания будет максимальным и наоборот. При этом работа силы ΔY_{θ} на перемещении y положительна и происходит приток энергии (потенциальной энергии деформации) в колеблющуюся систему. В действительности сдвиг фаз может быть другим. Поэтому, воздействуя на сдвиг фаз, можно бороться с флаттером.

Из рис. 2.10 видно, что при сдвиге фаз от нуля до $\psi = -\frac{\pi}{2}$ сила ΔY_{θ} демпфирует, а при $0 < \psi < \frac{\pi}{2}$ возбуждает колебания.

Для оценки критической скорости флаттера рассмотрим прямоугольное крыло постоянной изгибной и крутильной жесткостей. Запишем силы и моменты для единичного отсека крыла (рис. 2.11).

1. Аэродинамические силы ур. (2.18)

$$\Delta Y_g = -k_1 V, \quad \Delta Y_{\theta} = k_2 V^2 \quad (2.19)$$

Сила ΔY_g - демпфирующая, направлена против скорости и имеет знак минус.

Сила ΔY_{θ} имеет знак угла θ .

2. Упругая сила

$$P_{упр} = -k y, \quad k = \frac{3EJ}{l^3} \quad (2.20)$$

3. Инерционные силы:

$$P_{ин изг} = -m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} \quad (2.21)$$

за счет изгибных колебаний (на рис. 2.11 элемент крыла движется вниз и ускорение $\frac{\partial^2 y}{\partial t^2} < 0$) и

$$P_{ин кр} = m \frac{\partial^2 \theta}{\partial t^2} (x_T - x_{ж}) \quad (2.22)$$

за счет крутильных колебаний.

Сила $P_{ин кр}$ перпендикулярна хорде сечений крыла и составляет некоторый угол с $P_{ин изг}$, которым ввиду малости будем пренебрегать.

Моменты сил относительно центра жесткости:

1. Момент аэродинамических сил

$$M_a = (\Delta Y_g - \Delta Y_{\theta})(x_{ж} - x_g) \quad (2.23)$$

2. Момент инерционных сил

$$M_{ин} = \left[m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} - m \frac{\partial^2 \theta}{\partial t^2} (x_T - x_{ж}) \right] (x_T - x_{ж}) \quad (2.24)$$

3. Момент сил упругости

$$M_{упр} = -\frac{6J_{кр}}{l} \theta = -C \theta \quad (2.25)$$

Уравнение равновесия в проекции на ось y :

$$-k \cdot y - m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} - m \theta (x_T - x_{ж}) - \Delta Y_{\theta} + \Delta Y_g = 0. \quad (2.26)$$

Уравнение равновесия моментов

$$C \cdot \theta + m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} (x_T - x_{ж}) + m \frac{\partial^2 \theta}{\partial t^2} (x_T - x_{ж})^2 - (\Delta Y_{\theta} - \Delta Y_g)(x_{ж} - x_g) = 0. \quad (2.27)$$

Подставляя (2.19) в (2.27), получим систему дифференциальных уравнений, описывающую совместные изгибно-крутильные колебания крыла:

$$-k y - m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} - m \frac{\partial^2 \theta}{\partial t^2} (x_T - x_{ж}) - k_2 V^2 + k_1 V = 0, \quad (2.28)$$

$$\frac{GJ_{кр}}{\rho} \theta + m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} (x_T - x_{ж}) + m \frac{\partial^2 \theta}{\partial t^2} (x_T - x_{ж})^2 - (k_2 V^2 - k_1 V)(x_{ж} - x_g) = 0.$$

Решение этой системы для случая флаттера ищем в таком виде:

$$y = y_0 e^{i\omega t} \quad \text{и} \quad \theta = \theta_0 e^{i\omega t} \quad (2.29)$$

(считаем, что колебания гармонические, с постоянной амплитудой).

Здесь y_0 и θ_0 - начальные значения прогиба и угла закручивания, ω - круговая частота.

Подставляя (2.29) в систему (2.28), определим ω и $V_{кр \phi}$ - критическую скорость флаттера:

$$V_{кр \phi} = \sqrt{\frac{2GJ_{кр}}{C_y^{\alpha} (x_T - x_g) \rho S \ell}}. \quad (2.30)$$

Можно качественно проанализировать влияние отдельных параметров на критическую скорость флаттера.

1. Флаттер невозможен при любых скоростях, если $x_T - x_g = 0$, т.е. когда центры тяжести и центры давления сечений крыла совпадают.

2. Увеличение жесткости на кручение увеличивает критическую скорость. Изгибная жесткость незначительно влияет на $V_{кр \phi}$. Влияние крутильной и изгибной жесткости на $V_{кр \phi}$ показано на рис. 2.12а и б.

3. Критическая скорость существенно зависит от положения центра тяжести (рис. 2.13). Необходимо стремиться к более переднему положению центра тяжести, особенно в концевых сечениях крыла. Этого можно достигнуть постановкой грузов в носке крыла.

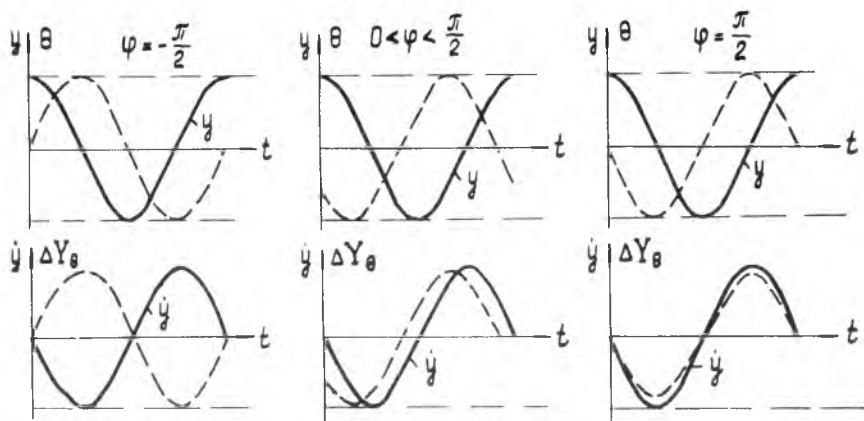


Рис. 2.10

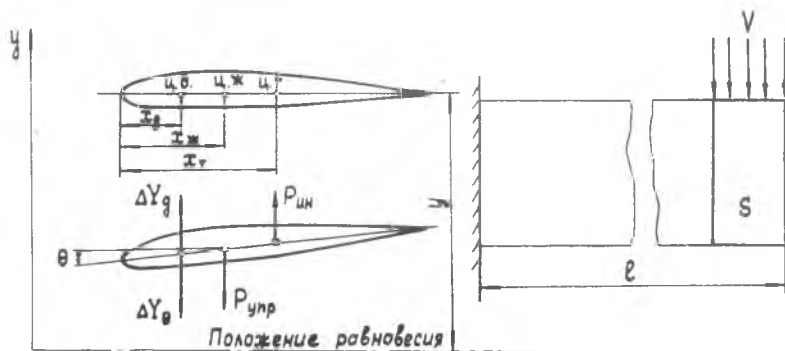


Рис. 2.11

4. Изменение положения центра жесткости сечений крыла незначительно влияет на $V_{кр\phi}$. Сильное влияние на критическую скорость флаттера оказывает взаимное положение центра давления и центра жесткости.

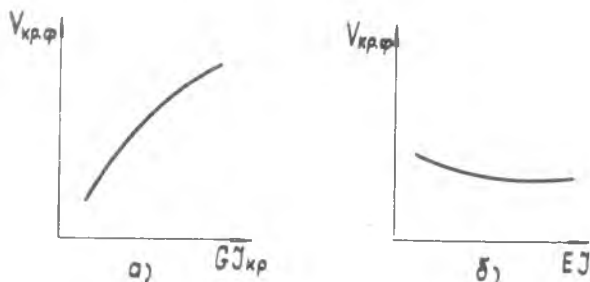


Рис. 2.12

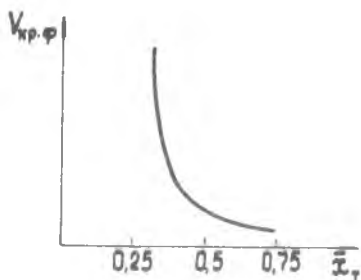


Рис. 2.13

5. При совпадении частот изгибных и крутильных колебаний критическая скорость флаттера минимальна. Это явление называется внутренним резонансом. Поэтому необходимо проверять безопасность в отношении совместных колебаний.

6. На критическую скорость флаттера существенно влияет отношение жесткости к массовому моменту инерции $\left(\frac{GJ_{кр}}{J_m}\right)$, называемая частотной характеристикой крыла. Обычно частотная харак-

теристика уменьшается к концу крыла (рис.2.14).

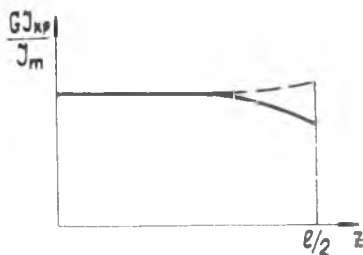


Рис. 2.14

желательно, чтобы она оставалась постоянной по размаху крыла или возрастала (пунктирная линия на рис. 2.14).

7. С увеличением сужения $V_{кр.ф}$ растет. Это характерно для крыльев малого удлинения и треугольных.

8. На критическую скорость флаттера большое влияние оказывают сосредоточенные грузы на крыле, т.к. они изменяют массу крыла и массовый момент инерции. В зависимости от веса груза и его положения по хорде $V_{кр.ф}$ может как увеличиваться, так и уменьшаться.

9. С увеличением высоты полета $V_{кр.ф}$ растет.

10. С увеличением стреловидности крыла критическая скорость флаттера возрастает:

$$\frac{V_{кр.ф \chi}}{V_{кр.ф \chi=0}} = \sqrt{\frac{1}{\cos \chi}}$$

Изгибно-крутильный флаттер может возникнуть и на лопасти несущего винта вертолета, что более подробно рассмотрено в следующей главе.

Г Л А В А Ш

ВИБРАЦИИ ВЕРТОЛЕТОВ

3.1. Общие сведения. Силы, действующие на лопасть несущего винта

Прочность и долговечность вертолета и его частей обусловлены в основном вибрационными нагрузками. Напряжения, вызываемые вибрациями частей вертолета в сечениях его элементов, могут быть умеренными по величине, однако действие их при длительной эксплуатации может привести к усталостным повреждениям.

Источниками вибраций на вертолете являются:

периодические аэродинамические силы, действующие на лопасть несущего винта, обусловленные суммированием поступательной скорости вертолета и окружной скорости вращения винта;

инерционные силы колеблющихся лопастей;

силовая установка и трансмиссия, создающие неуравновешенные моменты вращающихся масс;

взаимодействие потока, отбрасываемого несущим и рулевым винтами, и набегающего потока, приводящее к вихреобразованию (эти колебания называются бафтингом, по аналогии с колебаниями оперения в зоне возмущенного крылом потока);

неуравновешенность масс рулевого и несущего винтов;

автоколебания – флаттер лопастей несущего винта, природа которого аналогична описанному выше флаттеру крыла, и земной резонанс – самовозбуждающиеся колебания несущего винта в плоскости вращения и фюзеляжа на упругих опорах-шасси.

При рассмотрении вибраций лопастей несущего и рулевого винтов следует учитывать упругость конструкции, к которой они крепятся. Так, например, рулевые винты могут иметь возрастающие амплитуды колебаний вследствие вибраций самой хвостовой балки. Вибрация

винтов в свою очередь стимулирует увеличение амплитуд колебаний хвостовой балки (автоколебания).

Ввиду сложности теоретического описания колебаний с учетом взаимодействия частей вертолета применяют наряду с теоретическими и экспериментальные методы исследования колебаний на стендах и в процессе летных испытаний.

Вибрации вертолета являются весьма нежелательными для экипажа, пассажиров, оборудования и вызывают в конструкции частей вертолета переменные напряжения, хотя в большинстве случаев незначительные по величине, но тем не менее определяющие его ресурс. Автоколебания могут быть причиной внезапного разрушения из-за быстро возрастающих амплитуд колебаний.

Уровень вибраций может быть снижен с помощью упругого крепления втулки винта к фюзеляжу, постановки демпферов колебаний, виброизоляции отдельных элементов конструкции, применением анти-вибраторов - устройств, создающих силы, находящиеся в противофазе с силами, вызванными несущим винтом.

Рассмотрим силы, действующие на лопасть несущего винта, на примере трехлопастного винта.

На рис. 3.1 показано суммирование поступательной V и окружной ωr скоростей элементов лопастей винта. Равнодействующая

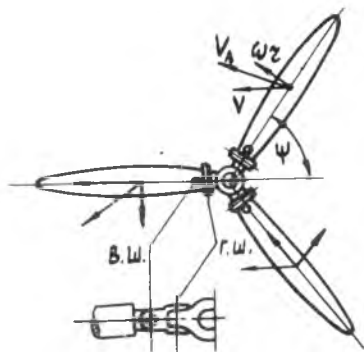


Рис. 3.1

скорость V_A обусловлена угловым положением лопасти несущего винта - углом ψ , называемым азимутом. Очевидно, что на лопасть действует аэродинамическая сила, зависящая от азимута и повторяющаяся с периодом 2π .

Погонная аэродинамическая сила, перпендикулярная хорде лопасти, определяется из выражения

$$q_{\tau} = \frac{nG}{k\tau_{\Lambda}} \bar{\Gamma}_{\tau}, \quad (3.1)$$

где n - расчетная перегрузка; k - число лопастей; τ_{Λ} - радиус ометаемого диска (радиус окружности, описываемой концом лопасти); $\bar{\Gamma}_{\tau}$ - относительная циркуляция лопасти, зависящая от относительной координаты сечения τ/τ_{Λ} и азимута ψ .

Кроме аэродинамических сил q_{τ} на лопасти действует погонная массовая сила

$$q_{\Lambda} = nq_{\Lambda} \quad (3.2)$$

и погонная сила инерции

$$q_N = \frac{g_{\Lambda}}{g} \omega^2 \tau f, \quad (3.3)$$

где τ - расстояние до рассматриваемого сечения;
 f - коэффициент безопасности; g - ускорение силы тяжести;
 g_{Λ} - погонный вес;
 ω - угловая скорость вращения винта.

Массовые силы имеют равнодействующую nG_{Λ} , где G_{Λ} - вес лопасти. Равнодействующая центробежных сил инерции

$$N = \frac{G_{\Lambda}}{g} \omega^2 \tau_{\tau} f, \quad (3.4)$$

где τ_{τ} - расстояние от центра тяжести лопасти до оси вращения.

Для разгрузки корневой (комлевой) части лопасти от пульсирующих изгибающих моментов крепление лопасти к втулке осуществляется с помощью горизонтальных (г.ш.) и вертикальных (в.ш.) шарниров (рис. 3.1). Поэтому при вращении несущего винта лопасть устанавливается под действием аэродинамических и других сил в направлении их равнодействующей R_{Λ} под углом β к горизонтальной плоскости (рис. 3.2).

Для предотвращения "складывания" лопастей при их вращении относительно вертикального шарнира последний снабжен упругой втулкой, обладающей определенной жесткостью.

Так как силы R_{Λ} периодически меняются по величине и направлению (с частотой $f = \omega/2\pi$), то периодически меняется и угол β , т.е. лопасть совершает маховые движения относительно

горизонтального шарнира. Последние совершаются с ускорением и обус-

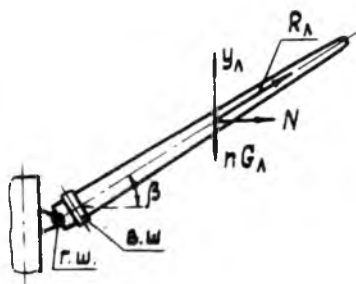


Рис. 3.2

ловливают силы инерции, погонное значение которых

$$q_\beta = \frac{g_A}{g} \frac{d^2 \beta}{dt^2} r f \quad (3.5)$$

Силы R_A , действующие на каждую лопасть, различны по величине и направлению, поэтому лопасть в каждый момент времени составляют разные углы β с горизонтальной плоскостью, образуя "тюльпан", а равнодействующая R всех сил R_A наклонена к оси несущего винта под некоторым углом, зависящим от соотношения сил, действующих на лопасть (рис. 3.3). Изменяя угол установки лопасти с помощью устройства, называемого автоматом-перекосом, пилот меняет

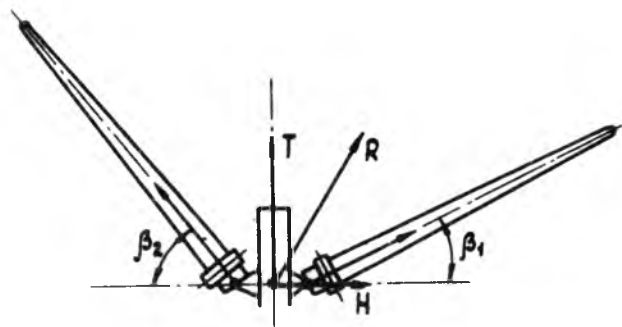


Рис. 3.3

величину и направление силы R и ее составляющие T и H . Таким образом обеспечивается управление вертолетом относительно

продольной и поперечной осей.

Кроме указанных выше сил на несущий винт действуют в плоскости вращения периодически меняющиеся кориолисовы силы инерции, обусловленные ускорением Кориолиса.

Периодические составляющие сил, действующих на лопасть, обуславливают ее колебания относительно горизонтальных и вертикальных шарниров и через эти шарниры передаются на втулку винта, вызывая колебания фюзеляжа вертолета. Аналитическое описание этих колебаний представляет значительные трудности, и поэтому большая роль в изучении их отводится эксперименту. Наибольшую опасность, как известно, представляют резонансные колебания, когда совпадают (или оказываются близкими) частоты собственных и вынужденных колебаний.

Характер изменения амплитуд колебаний лопастей в плоскости взмаха в зависимости от скорости полета показан на рис. 3.4. Такой же характер имеют колебания фюзеляжа.

Возрастание амплитуд в области малых скоростей ($V = 20-40 \frac{\text{км}}{\text{час}}$) связано, по-видимому, со срывным оттеканием лопастей, с взаимным влиянием частей вертолета при полете на больших углах атаки.

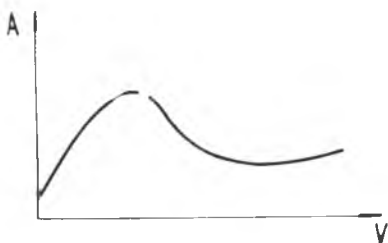


Рис. 3.4

3.2. Определение собственной частоты изгибных колебаний лопасти в плоскости взмаха

Для лопасти несущего винта наибольшее значение имеют колебания в плоскости меньшей жесткости, т.е. в плоскости взмаха.

Для определения собственной частоты изгибных колебаний в плоскости взмаха воспользуемся энергетическим методом Релея, который

основан на том, что при пренебрежении потерями на трение сумма потенциальной и кинетической энергий в любой момент времени есть постоянная величина.

Примем для упрощения, что лопасть имеет постоянное по длине сечение.

Рассмотрим два положения лопасти в процесс колебаний (рис.3.5)- положение ab при прогибах, равных нулю, и деформированное положение ac - при максимальных прогибах.

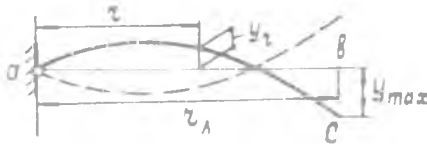


Рис. 3.5

В положении ab потенциальная энергия $U = 0$, кинетическая энергия V максимальна и равна

$$V_{max} = \int_0^{l_A} \frac{\rho_A}{g} \frac{U_{max}^2}{2} dr, \quad (3.6)$$

где $U_{max} = (dy/dt)_{max}$ - максимальная вертикальная скорость произвольного сечения лопасти.

Принимая изменение прогибов по времени в виде

$$y = y_r \sin \omega t, \quad (3.7)$$

где y_r - амплитудное значение прогиба, получим

$$\frac{dy}{dt} = \omega y_r \cos \omega t \quad \text{и} \quad \left(\frac{dy}{dt}\right)_{max} = \omega y_r$$

Тогда

$$V_{max} = \int_0^{l_A} \frac{\rho_A}{g} \frac{\omega^2 y_r^2}{2} dr. \quad (3.8)$$

Выражение для y_r , удовлетворяющее граничным условиям

$$y = y_{max} \quad \text{при} \quad r = l_A \quad \text{и} \quad y = 0 \quad \text{при} \quad r = 0.$$

примем в виде:

$$y_r = y_{max} \left(\sin \frac{\pi r}{l_A} - \frac{r}{l_A} \right). \quad (3.9)$$

Подставляя это выражение в (3.8), получим для лопасти постоянного сечения ($g_{\Lambda} = \text{const}$)

$$V_{\max} = \left(\frac{5}{6} - \frac{2}{\pi} \right) \frac{g_{\Lambda}}{2g} \omega^2 y_{\max}^2 \tau_{\Lambda} \approx 0,1 \frac{g_{\Lambda}}{g} \omega^2 y_{\max}^2 \tau_{\Lambda} \quad (3.10)$$

В положении ас кинетическая энергия равна нулю, а потенциальная энергия деформации U максимальна.

При деформации изгиба

$$dU = \frac{M_u^2 dz}{2EJ},$$

где M_u - изгибающий момент, EJ - изгибная жесткость лопасти.

Учитывая уравнение упругой линии

$$\frac{d^2 y}{dz^2} = \frac{M}{EJ},$$

можем записать, что

$$dU = \left(\frac{d^2 y}{dz^2} \right)^2 \frac{EJ}{2} dz$$

Для лопасти постоянного сечения, учтя, что U_{\max} имеет место при $y = y_z$, имеем

$$dU = \frac{EJ}{2} \int_0^{\tau_{\Lambda}} \frac{d^2 y_z}{dz^2} dz. \quad (3.11)$$

Из (3.9) следует, что

$$\frac{d^2 y_z}{dz^2} = y_{\max} \frac{\pi^2}{\tau_{\Lambda}^2} \sin \frac{\pi z}{\tau_{\Lambda}}$$

Тогда после интегрирования (3.11) получаем

$$U_{\max} = \frac{EJ}{2} \frac{\pi^4 y_{\max}^2}{2\tau_{\Lambda}^3} \approx 24,5 EJ \frac{y_{\max}^2}{\tau_{\Lambda}^3}. \quad (3.12)$$

Приравнивая суммы кинетической и потенциальной энергий в положениях аb и ас лопасти несущего винта и используя выражения (3.10), (3.12), получим

$$V_{\max} = U_{\max};$$

$$0,1 \frac{g_{\Lambda}}{g} \omega^2 y_{\max}^2 \tau_{\Lambda} = 24,5 EJ \frac{y_{\max}^2}{\tau_{\Lambda}^3};$$

$$\omega = \frac{15,65}{r_{\Lambda}^2} \sqrt{\frac{EJ}{m_{\Lambda}}} \left(\frac{\text{рад}}{\text{сек}} \right), \quad (3.13)$$

здесь $m_{\Lambda} = \frac{\rho_{\Lambda}}{g}$ — погонная масса лопасти.

Таким образом, на собственную частоту колебаний лопасти сильно влияет радиус лопасти r_{Λ} и менее значительно изгибная жесткость и погонная масса лопасти.

3.3. Колебания фюзеляжа, обусловленные производственными отклонениями

Рассмотрим колебания фюзеляжа вследствие производственных отклонений при изготовлении несущего винта. К этому виду относятся колебания с частотами, равными числу оборотов винта и вызванные статической несбалансированностью (несовпадением центра тяжести винта с осью вращения, рис. 3.6а), динамической несбалансированностью (смещением центров тяжести отдельных лопастей вдоль оси

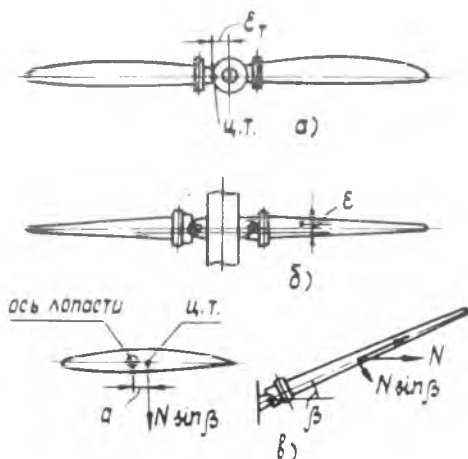


Рис. 3.6

вращения винта, рис. 3.6б) и поперечной несбалансированностью (несовпадением центра тяжести с продольной осью вращения лопастей

ти, рис.3.6в).

При статической несбалансированности возникает центробежная сила инерции (рис.3.6а):

$$P_{ц} = \sum \frac{G_{\Lambda}}{g} \omega^2 \varepsilon_{\tau} \quad (3.14)$$

При динамической несбалансированности общий центр тяжести винта лежит на оси вращения, но центры тяжести лопастей находятся в разных плоскостях, перпендикулярных оси вращения. Момент инерционных сил

$$M_{ц} = \frac{G_{\Lambda}}{g} \omega^2 r_{\tau} \varepsilon \quad (3.15)$$

действует в плоскости, проходящей через ось винта.

В случае поперечной несбалансированности момент составляющей центробежных сил

$$M = N \sin \beta a \quad (3.16)$$

вызывает поворот лопасти относительно осевого шарнира. При этом отклоняется кольцо автомата-перекоса, управляющее поворотом лопасти, что может усилить момент M и вызвать автоколебания (см. ниже о флаттере лопастей).

Все отмеченные виды колебаний передаются на втулку несущего винта и на фюзеляж.

Естественной мерой уменьшения колебаний, связанных с производственными отклонениями, является уменьшение последних до допустимых величин. Уровень вибраций может быть снижен также мерами, указанными в 3.1.

3.4. Земной резонанс

Земным резонансом называется самовозбуждающиеся колебания (автоколебания), при которых лопасти несущего винта колеблются относительно вертикальных шарниров, а фюзеляж вертолета колеблется на упругом шасси ^{*}), причём оба эти движения связаны между собой и поддерживают друг друга.

Пусть какая-либо случайная причина (например, удар о землю

^{*}) Земной резонанс, названный так по причине обнаружения его впервые в наземных условиях, может иметь место и в полете — при совпадении частот колебаний фюзеляжа и колебаний лопастей относительно вертикальных шарниров.

при посадке) вызвала инерционные силы лопастей несущего винта, под действием которых лопасти смещаются относительно вертикальных шарниров (рис.3.7). При этом смещается центр тяжести всего винта и возникает периодическая центробежная сила инерции

$$P_{ц} = \sum \frac{G_{л}}{g} \omega^2 \zeta_{т}, \quad (3.17)$$

раскачивающая вертолёт. Если частота собственных колебаний фюзеляжа на упругом шасси близка к числу оборотов винта или кратна

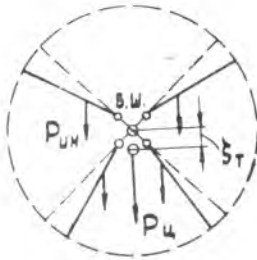


Рис.3.7

ему, то амплитуды колебаний вертолётá возрастают, имеет место земной резонанс. Причиной земного резонанса может явиться также весовая разбалансировка несущего винта, приводящая к смещению его центра тяжести относительно оси вращения, т.е. к появлению плеча $\zeta_{т}$

Теоретический расчёт земного резонанса представляет собой сложную задачу, тем более, что собственные частоты фюзеляжа на упругом шасси зависят от силы тяги винта T , разгружающей шасси. Поэтому земной резонанс изучают главным образом экспериментальными методами. Однако приближённое аналитическое исследование условий, при которых он возникает, имеет большое значение для оценки факторов, влияющих на его возникновение и развитие.

Рассмотрим упрощённую схему, представляющую собой несущий винт, закреплённый на фюзеляже, связанном в свою очередь с землёй с помощью пружины и демпфера, моделирующих упругость амортизатора и его демпфирующие свойства (рис.3.8).

Дифференциальное уравнение движения массы фюзеляжа M_0 имеет вид

$$\frac{d^2 x}{dt^2} + 2n_0 \frac{dx}{dt} + p_0^2 x = \frac{P_x}{M_0}. \quad (3.18)$$

Здесь n_0 - относительный коэффициент демпфирования амортизатора; $p_0 = \sqrt{\frac{c}{m_0}}$ - собственная частота колебаний массы; c - жесткость пружины (амортизатора); P_x - сила, действующая на фюзеляж со стороны несущего винта.

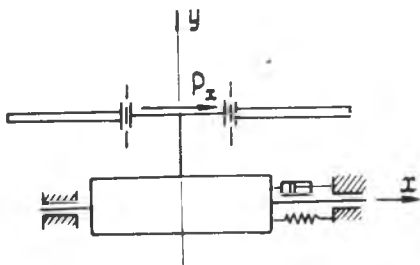


Рис. 3.8

Дифференциальное уравнение вращения лопасти несущего винта относительно вертикального шарнира имеет аналогичный уравнению (3.18) вид

$$\frac{d^2 \xi}{dt^2} + 2n_\lambda \frac{d\xi}{dt} + \nu^2 \omega^2 \xi = f(\mathcal{J}_{B\omega} \frac{dx^2}{dt^2}), \quad (3.19)$$

ξ - угол поворота лопасти; $\mathcal{J}_{B\omega}$ - массовый момент инерции лопасти относительно вертикального шарнира; n_λ - относительный коэффициент демпфирования лопасти; ν - некоторый параметр, зависящий от $\mathcal{J}_{B\omega}$ и других характеристик лопасти.

Число уравнений (3.19) равно числу лопастей несущего винта.

Для оценки возможности земного резонанса необязательно совместно решать уравнения (3.18), (3.19). Достаточно проанализировать корни характеристического уравнения. Из этого анализа [1] следует, что существуют такие значения угловой скорости ω несущего винта, определяемые неравенствами $\omega < \omega_1$ и $\omega > \omega_2$, при которых земной резонанс невозможен. Граничные значения ω_1 и ω_2 зависят от собственной частоты фюзеляжа p_0 , коэффициентов демпфирования n_0 , n_λ и геометрических и массовых характеристик лопастей и фюзеляжа.

График, изображенный на рис. 3.9 в координатах $n_\lambda = \frac{n_\lambda}{p_0}$ и $\bar{\omega} = \frac{\omega}{p_0}$, где параметром является значение $\bar{n}_0 = \frac{n_0}{p_0}$, соответствующее различным кривым, показывает границы значений $\bar{\omega}$, внутри которых возможен земной резонанс.

С увеличением \bar{n}_A при фиксированном \bar{n}_0 зона неустойчи-

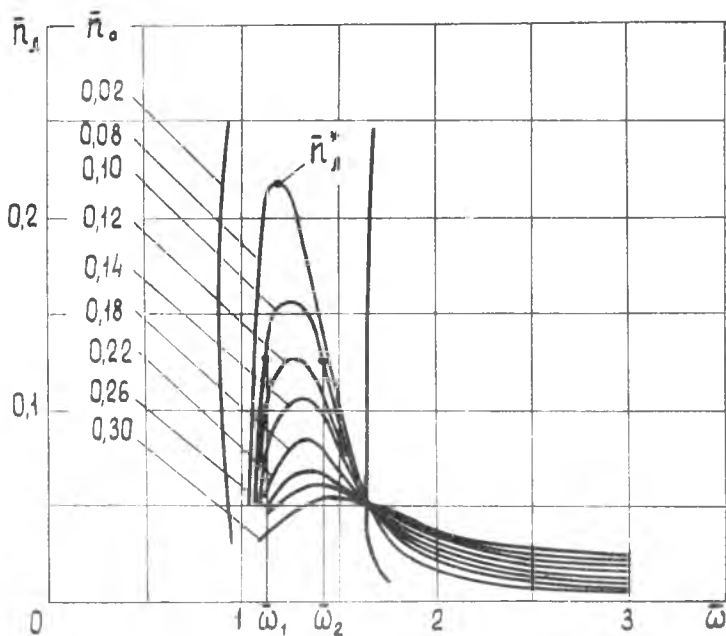


Рис. 3.9

вости $\bar{\omega}_1 \div \bar{\omega}_2$ сужается, и при некотором $\bar{n}_A = \bar{n}_A^*$, называемом критическим, земной резонанс отсутствует при любых значениях $\bar{\omega}$. На рис. 3.9 показаны значения $\bar{\omega}_1$, $\bar{\omega}_2$, соответствующие $\bar{n}_A = 0,125$ и $\bar{n}_0 = 0,1$, а также значение \bar{n}_A^* при $\bar{n}_0 = 0,08$. С увеличением \bar{n}_0 при фиксированном \bar{n}_A зона неустойчивости также сужается. Следовательно, для обеспечения отсутствия земного резонанса оба коэффициента \bar{n}_A и \bar{n}_0 должны быть достаточно велики.

Число оборотов несущего винта связано с граничным значением угловой скорости соотношением

$$n_1 = \frac{\bar{\omega}_1}{2\pi} = \frac{\bar{\omega}_1 P_0}{2\pi}, \quad n_2 = \frac{\bar{\omega}_2 P_0}{2\pi}.$$

Отсюда следует, что с увеличением собственной частоты фюзеляжа P_0 граница зоны неустойчивости ($\bar{\omega}_1$ или $\bar{\omega}_2$) сдвигается

гается на большие числа оборотов винта, что позволяет при данных числах оборотов избегать земного резонанса.

Основными мерами предотвращения земного резонанса являются выбор надлежащего демпфирования лопастей несущего винта относительно вертикальных шарниров (установка фрикционных или гидравлических демпферов) и надлежащего демпфирования амортизации шасси. При этом демпфирующие характеристики лопастей и шасси должны быть минимально необходимыми, так как увеличение демпфирования в вертикальных шарнирах увеличивает изгибающий момент лопасти и снижает ее ресурс, а увеличение демпфирования шасси связано с увеличением жесткости амортизатора и, следовательно, приводит к увеличению нагрузок при посадке.

Так как при колебаниях вертолета в каждый момент времени одна из стоек совершает обратный ход, то увеличение демпфирования шасси достигается торможением на обратном ходе.

В некоторых конструкциях амортизаторов шасси в целях ограничения перегрузки применяется пружинный клапан, который открывается при больших усилиях и обеспечивает дополнительный проток жидкости (рис. 3.10). При малых усилиях демпфирование, предотвращаю-

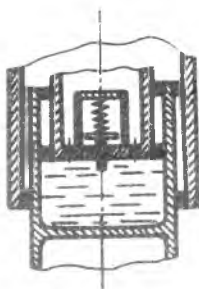


Рис. 3.10

щее земной резонанс, обеспечивается отверстиями в доннышке плунжера.

При большом числе оборотов несущего винта сила тяги разгружает шасси. Поэтому если сила тяги такова, что усилие в стойке шасси меньше усилия предварительной затяжки и силы трения, то стойка не работает. В этом случае предотвращение земного резонанса должно быть обеспечено таким выбором параметров вертолета, чтобы

зона неустойчивости соответствовала числу оборотов несущего винта, превышающему максимальное число оборотов при работе его на земле.

3.5. 0 флаттере лопастей несущего винта

Флаттер лопастей несущего винта может быть изгибно-крутильным и маховым. Физическая картина изгибно-крутильного флаттера лопастей несущего винта подобна изгибно-крутильному флаттеру крыла, описанному в главе II.

Маховой флаттер лопасти несущего винта имеет место, если при колебаниях лопасть поворачивается относительно горизонтального шарнира как твердое тело. При этом инерционные силы, возникающие из-за махового движения лопасти, создают крутящий момент относительно осевого шарнира; последний вызывает изменение углов атаки, усиливающее маховое движение. При некоторых условиях взаимное влияние кручения и махового движения может привести к неустойчивости - нарастанию амплитуд углов закручивания и взмаха. Это имеет место при критическом числе оборотов несущего винта.

Предотвращение флаттера несущего винта обеспечивается следующими мероприятиями:

1. Передним расположением центра тяжести сечения лопасти. В этом случае момент инерционных сил, направленный на увеличение угла атаки лопасти, уменьшается или меняет знак.

2. Подбором размеров компенсатора взмаха. При маховом движении лопасти относительно горизонтального шарнира (г.ш), например вверх (рис.3.II), компенсатор взмаха 1, связанный с тягой 2 автомата-пере-

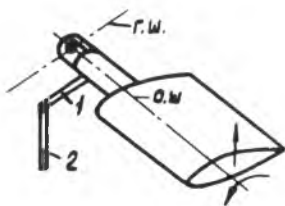


Рис. 3.II

коса, обуславливает поворот лопасти относительно осевого шарнира (о.ш.) на уменьшение угла атаки.

3. Увеличением жесткости лопастей на кручение.

Л и т е р а т у р а

1. БИСПЛИНГХОФФ Р.Д., ЭШЛИ Х. и ХАЛФМЭН Р.Д. Аэроупругость, под ред. Григолюка Э.Н. И.Л., Москва, 1958.
2. КАН С.Н., СВЕРДЛОВ И.А. Расчет самолета на прочность. Изд. "Машиностроение", Москва, 1966.
3. ГУДКОВ А.И., ЛЕШАКОВ П.С. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. Машиностроение, 1968.
4. Конструкция и прочность самолетов и вертолетов. Под ред. МИРТОВА К.Д. и ЧЕРНЕНКО Ж.С. "Транспорт", 1972.
5. ОДИНОКОВ Ю.Г. Расчет самолета на прочность. Изд. "Машиностроение", Москва, 1973.
6. СТРИГУНОВ В.М. Расчет самолета на прочность, (конспект лекций) часть П. Изд. МАИ, Москва, 1974.
7. МИХЕЕВ Р.А. Расчет вертолетов на прочность. Изд. МАИ, Москва, 1974.

О Г Л А В Л Е Н И Е

ГЛАВА I. ВИНУЖДЕННЫЕ КОЛЕБАНИЯ ЧАСТЕЙ САМОЛЕТА	
§ I.1 Колебания, вызванные работой двигательной установки и винта	4
§ I.2 Срывное обтекание.....	6
§ I.3 Динамическое воздействие порывов ветра.....	7
§ I.4 Динамические нагрузки при взлете, посадке и рулении.....	9
§ I.5 Шумы реактивных двигателей (акустические нагрузки).....	10
ГЛАВА II. АЭРОУПРУГОСТЬ	
§ 2.1 Дивергенция несущих поверхностей.....	14
§ 2.2 Явление реверса рулей.....	17
§ 2.3 Флаттер.....	20
ГЛАВА III. ВИБРАЦИИ ВЕРТОЛЕТОВ	
§ 3.1 Общие сведения. Силы, действующие на лопасть несущего винта.....	29
§ 3.2 Определение собственной частоты изгибных колебаний лопасти в плоскости взмаха.....	33
§ 3.3 Колебания фюзеляжа, обусловленные производственными отклонениями.....	36
§ 3.4 Земной резонанс.....	37
§ 3.5 О флаттере лопастей несущего винта.....	42
ЛИТЕРАТУРА.....	43