

УДК 629.7.03.018

О.Н. БЫЛИНКИНА**ФГУП РФ «Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова», Россия**

К СОВЕРШЕНСТВОВАНИЮ ТЕХНОЛОГИИ КОНТРОЛЯ ВИБРОНАГРУЖЕННОСТИ ВИНТОВ И ВИНТОВЕНТИЛЯТОРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

На основе обобщения опыта летных исследований вибрационного нагружения воздушных винтов и винтовентиляторов авиадвигателей на летающей лаборатории (ЛЛ) и основных летательных аппаратах (ЛА) разработана технология контроля динамического нагружения элементов винтовентиляторов в эксплуатации по штатной полетной информации. Обоснованы структура модели динамического нагружения винтовентилятора, номенклатура обследуемых режимов для ее получения.

винтовентилятор, летные испытания, токосъемник, безопасность, косой обдув, угол заклинения, модель нагружения, бортовой контроль, эквивалентное напряжение

Введение

Летные исследования воздушных винтов в натурных условиях показали, что в лопастях винта (как дюралевых, так и сделанных из композитных материалов) из-за их косоугольного обдува, возбуждаются вибрационные напряжения высокого уровня. Для таких исследований обычно используется сложный измерительный комплекс, основным элементом которого является малоресурсный токосъемник. Но даже на серийных самолетах с ГТД, имеющих штатные токосъемники реализовать непрерывный контроль уровня нагружения весьма проблематично. В результате в эксплуатации в настоящее время учет истощения ресурса усталостной прочности ведется опосредственно, без индивидуального контроля вибронаработки.

В связи с этим, в процессе выполнения исследовательских работ в Летно-исследовательском институте им. М.М. Громова (ЛИИ) по оценке вибронангруженности элементов винтов была поставлена цель получения моделей динамического нагружения элементов винтовентиляторов, позволяющих по параметрам полета, без непосредственных измерений нагрузок определять уровень вибронанпряжений в лопастях винтов в эксплуатации.

Формулирование проблемы

Решение поставленной задачи потребовало:

- выбора средств измерений деформации на вращающихся элементах винтовентиляторов;
- разработки алгоритмов определения усталостного повреждения лопастей и вибрационной наработки винтов с помощью моделей нагружения;
- выявления области режимов полета с максимальным динамическим нагружением в элементах винтовентилятора;
- разработки экспериментальной модели динамического нагружения винтов, позволяющей прогнозировать нагрузки на элементы винтовентилятора на отдельно взятых режимах полета.

2. Решение проблемы

Установление ресурса воздушного винта по условиям выносливости основано на определении напряженного состояния его конструктивных элементов непосредственно на самолете, в наземных условиях и в полете. При этом наибольшее число измерений для оценки нагружения выполняется на лопастях и вале редуктора, поскольку они являются наиболее ответственным элементом нагружения. При установлении и дальнейшем продлении ресурса требу-

ется многократное повторение тензометрирования элементов винтов на равноценных режимах работы двигателя от малого газа до максимального режима работы двигателя. Если на начальном этапе установления ресурса из всей совокупности напряжений на каждом режиме выбирается их максимальные значения, то при продлении ресурса требуется учет повторяемости напряжений в пределах каждого измерения, что приводит к необходимости проведения длительных специальных испытаний на летающих лабораториях с использованием средств измерений деформации на вращающихся элементах винтовентиляторов.

На практике, реализовать непрерывный контроль уровня вибронагружения винтов на самолетах с ТВД технически невозможно из-за малоресурсных токосъемников. Поэтому работа по оценке вибронагруженности элементов винтов при летных испытаниях ГТД велась в следующих направлениях:

разработка токосъемников; обеспечение непрерывного контроля вибронагружения винтов в испытательных полетах с целью обеспечения безопасности проведения испытаний и получения экспериментальной информации на всех исследуемых режимах полета самолета; разработка технологии контроля вибрационной наработки винтов с помощью моделей нагружения, полученных по косвенным параметрам, без непосредственных измерений нагрузок.

Практика летных испытаний показала, что большим сдерживающим фактором в развитии летно-прочностных испытаний винтов являлось использование малоресурсных ртутных и спиральных токосъемников, без которых невозможно производить передачу сигналов с вращающихся элементов винтов. В 1998г. впервые в практике летных исследований отечественных ГТД была предпринята попытка использовать бортовой измерительный комплекс, созданный фирмой «МКЛ» совместно с ЛИИ им. М.М. Громова, на основе применения лазеров. Прибор прошел успешные лабораторные испытания и апробирован при проведении наземных и летных испытаниях двигателя Д-27 на борту ЛЛ. Использование лазерного измерителя скрутки позволило определить

угол динамической скрутки пера лопасти, изменение положения плоскости винта относительно фюзеляжа, измерить колебания всех лопастей винтового комплекса. В процессе проведения испытаний были выявлены и существенные недостатки прибора:

- необходимость расположения объекта измерений в прямой видимости,
- сложность коррекции прецессирования крайней точки кока винта и амортизации подвески, на которой размещался лазерный вибромметр,
- достаточно большие габариты лазерных систем.

Параллельно с выше описанной разработкой в 1996 году в ЛИИ был подготовлен опытный образец измерительно-регистрирующего комплекса «Вихрь», предназначенный для измерения переменных деформаций на вращающихся частях винта. Передача сигналов с вращающихся частей переднего и заднего винтов производилась с помощью штатного токосъемника по экранированному электрокабелю, проложенному от носка редуктора двигателя до регистрирующей аппаратуры. Комплекс был успешно опробован при наземных и летных испытаниях соосного винта СВ-27 в компоновке двигателя Д-27 на ЛЛ Ил-76 и в 2000г. установлен на самолет Ан-70 в обеспечение ресурсных испытаний по тензометрированию винтов.

Появление микропроцессорной техники, персональных компьютеров, современных многоканальных, многоразрядных аналого-цифровых преобразователей, мощных операционных систем обеспечило реализацию бортового визуального контроля вибронапряжений в реальном времени.

В институте разработан и опробован бортовой программно-аппаратный комплекс, обеспечивающий регистрацию высокочастотной полетной информации по 96 каналам измерения с частотой дискретизации 32 кГц с одновременной визуализацией величины деформации по 32 каналам [1]. В нем реализована возможность получения экспериментальных данных в течение всего полета с оценкой наработки винтов и эквивалентных напряжений в них без пропуска информации (рис. 1).

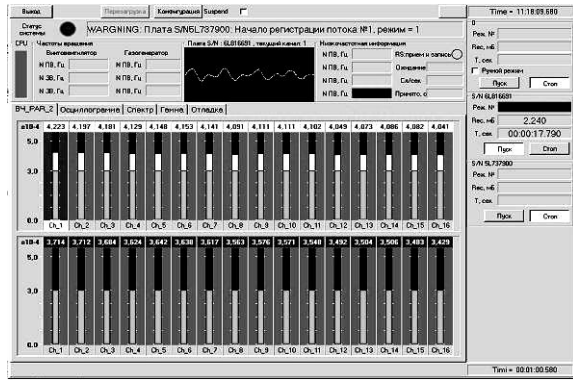


Рис. 1. Вариант рабочего окна пульта оператора-экспериментатора для контроля уровней вибронапряжений в реальном времени

При проведении прочностных испытаний винтов на ЛЛ были опробованы известные алгоритмы определения усталостного повреждения лопастей и вибронной наработки винтов [2].

$$\bar{N} = \sum \frac{N_{\text{цикл}}}{N\partial} \leq 1,$$

где $\bar{N}$ – повреждаемость; $N_{\text{цикл}} = T \cdot f_{\text{винт}}$ – количество циклов нагружения (наработка винта); $N\partial = \text{const} \sigma_{\text{экв}}^m$ – количество циклов до разрушения;

При оценке усталостной прочности, опираясь на работы Певзнера Л.М., использовались не значения самих параметров распределения напряжений, а соответствующие им значения повреждаемости в виде эквивалентного напряжения. Совокупность динамических напряжений, возникающих на режиме, заменялась напряжением одного уровня, так называемым эквивалентным напряжением $\sigma_{\text{экв}}$, которое при том же числе циклов нагружения вносит такую же повреждаемость, что и вся совокупность.

Используя гипотезу линейного суммирования повреждаемости определялось эквивалентное напряжение и количество циклов нагружения. Вычисление проводилось двумя способами.

В первом случае при выполнении начальных условий входа в алгоритм $\sigma > \sigma_{\text{доп}}$, выбиралось текущее измеренное значение σ_i и по указанному ниже алгоритму вычислялось эквивалентное напряжение $\sigma_{\text{экв}}$ на каждом шаге вычисления (при этом параллельно подсчитывалось количество циклов):

$$\sigma_{\text{экв}} = \sqrt[m]{M^{N+1} \sigma_{i(n\partial, 3\partial)}^m} -$$

эквивалентное напряжение переднего (заднего) винта;

$$\sigma_i = K_{\text{тар}} \cdot \sqrt{2D_{\sigma}} -$$

текущие напряжения;

$$M_{\sigma_i}^{N+1} = \frac{N}{N+1} M_{\sigma_i}^N + \frac{\sigma_{N+1}^m}{N+1},$$

где $M_{\sigma_i}^{N+1}$ – среднее значение, m – показатель кривой усталостной прочности.

При достижении порога, обеспечивающего достаточную точность вычисления ($N_{\text{цикл}} = N_{\text{задн}}$) система автоматически переходила к определению расчетного эквивалентного напряжения $\sigma_{\text{экв}}^{\text{расч}}$ посредством модели

$$Y = A \cdot X + B,$$

где $X = \alpha_{\text{сам}} \cdot V_{i_3}^2$ – комплекс параметров, определяющих уровень нагружения; $\alpha_{\text{сам}}$ – угол атаки самолета; V_{i_3} – индикаторная земная скорость;

$$Y_i = \sigma_i = \sqrt{2D_{\sigma}} \cdot K_{\text{тар}},$$

где Y_i – измеряемое напряжение; D_{σ} – значение дисперсий вибронапряжений; $K_{\text{тар}}$ – тарифовочный коэффициент; A , B – коэффициенты линейной регрессионной зависимости между уровнем напряжения в лопасти и аэродинамическими силами, действующими на лопасти винта в условиях кривой обдувки;

$$\sigma_{\text{экв}}^{\text{расч}} = \sqrt[m]{M \cdot Y_{n\partial(3\partial)}^m} -$$

расчетное эквивалентное напряжение.

Данная модель была использована в качестве первого приближения до получения экспериментальной модели вибронгружения винтов по косвенным параметрам. Использование разработанной бортовой системы контроля уровня нагружения винта и предложенной математической модели на 1-м цикле испытаний винта СВ-36 на ЛЛ позволило предотвратить наработку винтов в условиях интенсивного нагружения, обеспечив планомерное расширение диапазонов полета.

Выше указывалось, что для установления начального ресурса воздушного винта достаточно учи-

тывать напряжения на “верхнем пределе”, т.е. напряжения, соответствующие максимальному взлетному весу самолета, а для продления ресурса необходимо учитывать опыт эксплуатации.

При продлении ресурса винтов во время проведения летно-прочностных испытаний в соответствии с АП-35 п.35.5, используются значения нагружения элементов винтовентилятора, полученные при выполнении полетов по типовому профилю: взлет, набор высоты, выполнение площадок на разных высотах и скоростях полета, посадка самолета, а также на режимах, допускаемых техническими возможностями самолета (предельные перегрузки, глубокие скольжения и т.д.). Количество маневров и их интенсивности при выполнении профиля полета не определены, поэтому возникает необходимость в уточнении подходов к проведению испытаний ТВД (ТВВД) и необходимости прогнозирования условий максимального нагружения элементов винта (выполнении эволюций самолетом, полетов на большие углы атаки, влияния косого обдува лопастей при малых и больших скоростях полета). Так при испытаниях винта СВ-27 на ЛЛ при разгонах самолета были получены недопустимые уровни вибронпряжений, достигавшие на вале редуктора 30 кг/мм^2 , а в элементах заднего винта 17 кг/мм^2 . В результате двигатель получил значительные повреждения.

На основе полученных в полетах на ЛЛ экспериментальных данных были выбраны полиномиальные модели связи уровня динамического нагружения лопастей с различной группой физических параметров и внешних условий в многофакторном пространстве [3]:

$$\sigma = f(\alpha_{сам}, M, Mкр);$$

$$\sigma = K(\alpha_{сам} + \delta_{закл}) V_i^2 \text{ и т.д.}$$

Установлено, что наиболее сильное влияние на нагружение элементов винта оказывают угол атаки самолета, скорость полета (либо любой аналог скорости: число М полета, скорость набегающего потока на элемент лопасти W, скоростной напор), углы заклинивания и скольжения, изменение механизации крыла, веса самолета и перегрузок.

На основе экспериментальных данных, полученных при проведении летных испытаний винта СВ-27 на ЛЛ и теоретического анализа механизма нагружения винтов, была идентифицирована модель динамического нагружения элементов винтовентилятора следующей структуры [4]:

$$\sigma = \kappa_{\alpha}(\alpha_{сам} + \delta) V_{iz}^2 + \kappa_{\beta} \cdot \beta \cdot V_{iz}^2 + k_{реж} \cdot G_{сам}, \quad (1)$$

где σ – уровень вибрационных напряжений; $\alpha_{сам}$, β – углы атаки и скольжения самолета; δ – угол заклинивания двигателя относительно строительной горизонтали самолета; V_{iz} – индикаторная земная скорость; $k_{реж}$ – коэффициент влияния режима; κ_{α} , κ_{β} – коэффициенты влияния углов атаки и скольжения; $G_{сам}$ – вес самолета.

Методика определения зависимости динамических напряжений от условий полета и уточнения области режимов полета с максимальным динамическим нагружением в элементах винтовентилятора рассмотрена ниже на примере соосного винта СВ27.

При проведении динамических испытаний соосного винта СВ-27 в компоновке двигателя Д-27 на самолете Ан-70 были получены параболические зависимости вибрационного нагружения элементов винтовентилятора от скорости полета с характерным минимумом при скорости, соответствующей отсутствию “косого” обдува, позволяющие определить, как диапазон безопасных скоростей полета, так и правильность выбранного угла заклинивания двигателя на самолете (рис. 2).

Введение величины относительных напряжений $\bar{\sigma}$, представляющих собой отношение динамических нормальных напряжений к индикаторной скорости (скоростному напору), как показано на рис. 3, позволило получить однопараметрическую зависимость от угла атаки крыла.

С этой целью анализировались участки полета в спокойной атмосфере при $n = 1$. Видно, что величина $\bar{\sigma}$ пропорциональна величине кривой обдувки.

Проведение испытаний с разным весом самолета от минимального до максимального показали, что от

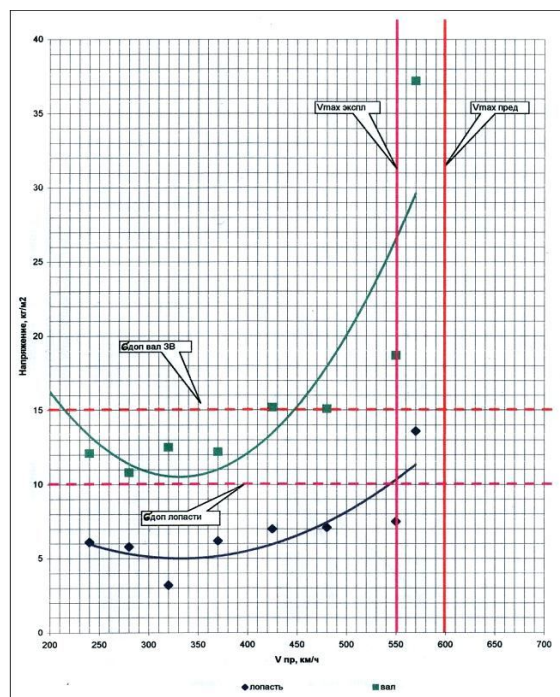


Рис. 2. Изменение величины вибрационных напряжений в лопастях винтовентилятора и вале редуктора при выполнении самолетом разгона до $V_{max\text{ перед}}$ (ЗВ – задний винт, ПВ – передний винт)

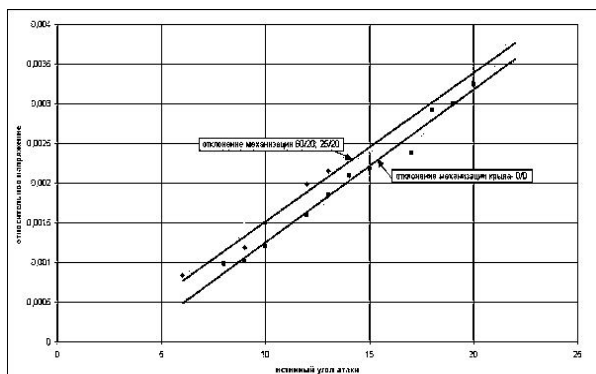


Рис. 3. Изменение величины относительного напряжения в зависимости от изменения угла атаки

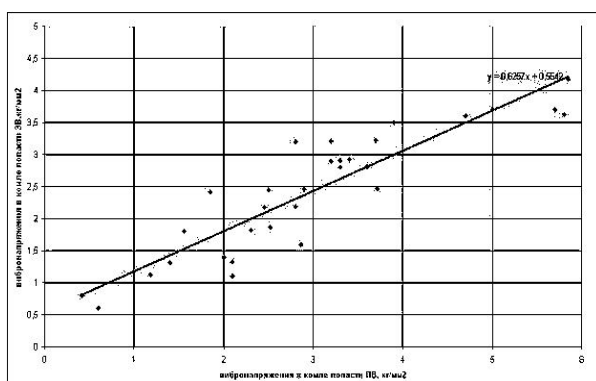


Рис. 4. Изменение нагружения лопасти переднего винта при выполнении полетов с разным весом самолета

изменения угла атаки самолета при той же скорости полета зависит в основном от уровня нагружения переднего винта, т.е. только для переднего винта имеет место «чистая» косая обдувка (рис. 4).

Уровень нагружения лопасти заднего винта слабо зависит от угла атаки и в основном определяется квадратом индикаторной скорости (рис. 5).

Кроме того, значительное снижение вибронапряжений в переднем винте при полете ЛЛ с максимальным весом не привело к соответствующему снижению вибронапряжений в лопастях заднего винта и вале редуктора. Это указывает на то, что нагружение вала винта в основном определяется работой заднего винта. Дополнительным аргументом в пользу такого вывода является наличие меньшей корреляции (большого разброса) между уровнями виброн нагружения переднего и заднего винтов по сравнению с аналогичной зависимостью для разных точек одного винта (рис.6).

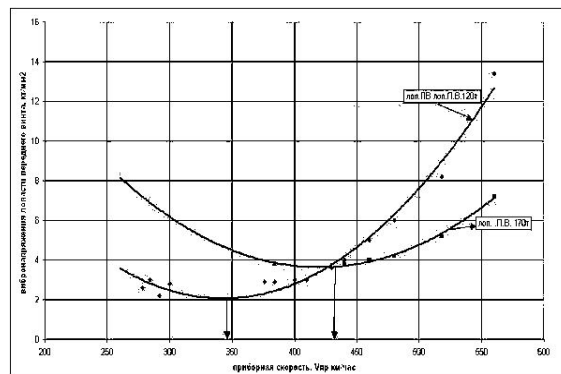


Рис. 5. Изменение нагружения лопасти заднего винта и вала редуктора при выполнении полетов с разным весом самолета

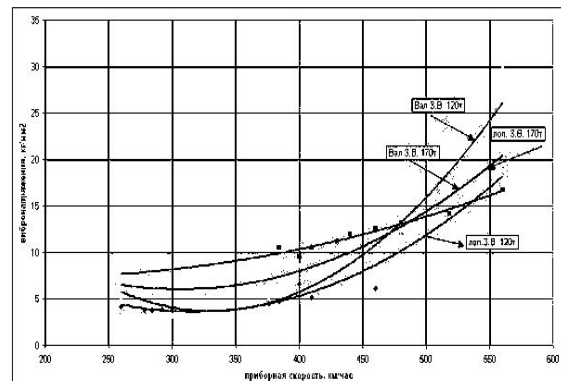


Рис. 6. Взаимосвязь вибронапряжений, замеренных в комлевых сечениях переднего и заднего винтов в одинаковых полетных условиях

Влияние угла скольжения было отмечено при выполнении самолетом координированного скольжения «влево». Уровень нагружения при этом изменялся прямо пропорционально значению угла скольжения. Такой характер нагружения при скольжении самолета «влево» связан, по-видимому, с возникновением перед винтом значительной неравномерности параметров набегающего потока из-за особенностей обтекания фюзеляжа самолета. Следует иметь в виду, что влияние фюзеляжа на нагружение лопастей зависит от взаимного расположения винта и фюзеляжа и проявляется по – разному на различных самолетах в зависимости от места размещения винта, наиболее нагруженными являются винты внутренних двигателей.

При описании модели нагружения винтов коэффициенты влияния углов атаки и скольжения были рассчитаны исходя из имеющихся экспериментальных данных по следующим алгоритмам:

$$\kappa_{\alpha} = \Delta\sigma / \Delta\alpha \cdot V_{из}^2;$$

$$K_{\beta\alpha} = \Delta\sigma / \Delta\beta \cdot V_{из}^2,$$

которые позволили с достаточной точностью описать модель нагружения винтов.

В процессе испытаний было установлено, что в полете коэффициент влияния режима работы двигателя значимого влияния на экстремальное нагружение винтов не оказывает. Изменение положения механизации крыла и шасси влияют на уровень нагружения (за счет изменения $\alpha_{сам}$). Однако, эффект влияния будет зависеть от того, выполняется ли эта уборка на конкретном самолете до $V_{пр}$, соответствующей минимуму нагружения ($\alpha = \alpha_{сам} + \delta = 0$), либо после.

В целом можно сделать вывод, что выше указанная модель пригодна для оценки напряжений в условиях превалирования «чистой» кривой обдувки (большие скорости, прямолинейный полет без скольжения). В условиях малых скоростей «чистая» кривая обдувки винта определяет вибронгружение совместно с местными искажениями потока переднего винта, возникающего из-за обтекания фюзеляжа, крыла и мотогондолы.

Использование указанной модели позволило выполнить расчетную оценку ожидаемого уровня нагружения винтовентилятора СВ-27 и вала редуктора двигателя Д-27 на самолете Ан-70 по косвенным (самолетным) параметрам и дать рекомендации по проведению вибрационных испытаний винтов.

Заключение

При подготовке к проведению испытаний следует ориентироваться не только на традиционное измерение напряжений в полете по типовому профилю, но и на определение зависимостей, связывающих величину динамических напряжений в лопасти с параметрами полета. Построением полиномиальных регрессионных моделей связи уровня динамического нагружения лопастей с различной группой физических параметров и внешних условий выявлены основные факторы, влияющие на нагружение винтов в полете, уточнены области режимов полета с максимальным нагружением. Модель вибрационного нагружения соосных винтов, полученная по материалам летно-прочностных испытаний на ЛЛ, позволила расчетным путем оценить нагрузки, ожидаемые на основном самолете.

Литература

1. Программно-аппаратный комплекс для летно-прочностных испытаний авиационных ГТД нового поколения / О.Н. Былинкина, Б.Б. Коровин и др. // Авиационно-космическая техника и технология: Научн. техн. журн. – 2005. – № 10/26. – С. 116-124.
2. Былинкина О.Н., Штепина Л.И., Червонюк В.В. Обеспечение непрерывного контроля вибронгруженности винтов в полете // Материалы отраслевой конференции НТК. – М.: ЛИИ, 1989. – С. 189.
3. Былинкина О.Н. Козлов А.С. Задачи контроля вибрационной наработки винтов в эксплуатации // Материалы НТК. Летные исследования силовых установок ЛА. – М.: ЛИИ, 1992. – С. 150-151.

Поступила в редакцию 5.06.2007

Рецензент: д-р техн. наук, ст. науч. сотр. Б.Б. Коровин, ЛИИ им. М.М. Громова, Жуковский, Россия.