

# ЛЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВИБРАЦИОННОЙ НАДЕЖНОСТИ ЛОПАТОК КНД АВИАЦИОННЫХ ГТД

**Борис Борисович Коровин**, начальник лаборатории НИО-3  
ОАО "Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова", д.т.н.

**На основе анализа результатов динамического тензометрирования лопаток КНД большой номенклатуры авиационных ГТД при их стендовых и летных испытаниях продемонстрирована важная роль летных исследований в совершенствовании методов вибрационной доводки этих двигателей, обоснованы условия минимизации тензометрирования в полете.**

**Resting on the results of flight and bench test LP compressor and fan blades dynamics strain-gauging for a large number of aviation GTE types the importance and application field of blade vibration flight researches is shown.**

**Ключевые слова:** газотурбинный двигатель, летные исследования, лопатка компрессора, вибронегруженность, прогноз.  
**Key word:** gas turbine engine, flight research, compressor blade, vibration loading, prediction.

Опыт летных исследований вибронегруженности лопаток КНД, полученный для большой номенклатуры ГТД дозвуковых и сверхзвуковых самолетов второго, третьего, четвертого и четвертого+ поколений, свидетельствует не только об актуальности этих дорогостоящих исследований, но и о возможности их сокращения не в ущерб безопасности полетов и срокам создания двигателей. Такая ситуация объясняется тем, что летные исследования несут в себе не только проверочные функции подтверждения допустимости реального динамического нагружения лопаток, но и служат источником новых сведений об условиях этого нагружения, обеспечивая обратную связь в совершенствовании технологии стендовой доводки авиадвигателей.

В подтверждение сказанного рассмотрим результаты проведенных в ЛИИ им. М.М. Громова исследований, которые внесли заметный вклад в обеспечение вибрационной надежности лопаток КНД авиадвигателей.

Статистическим анализом вибронегруженности лопаток КНД при работе двигателей с лемнискатным входом на стенде и в составе силовых установок сверхзвуковых маневренных самолетов пяти типов по результатам тензометрирования более 200 лопаток на 11 экземплярах двигателей шести типов оценено влияние компоновочных эффектов самолета на динамическое нагружение лопаток. При установке двигателя на самолет происходит увеличение уровня вибрационного нагружения лопаток при их вынужденных колебаниях в среднем в 2,5 раза в стартовых условиях по сравнению со стендовыми, а в некоторых достаточно редких случаях и в 5...6 раз. Эксплуатация же двигателей в высотно-скоростных условиях полета может привести к дополнительному увеличению вибрационного нагружения лопаток по сравнению с их нагружением на старте в среднем в 1,4 раза (в 2 раза в наиболее неблагоприятных случаях) [1].

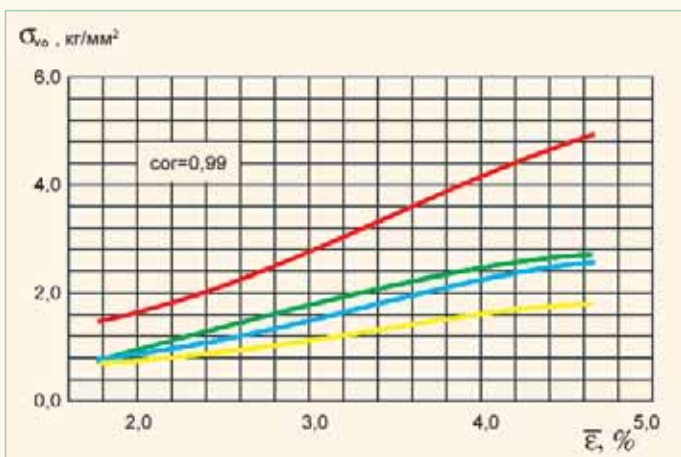


Рис. 1. Изменение интенсивности вибронегружений в комлевой части бандажированной лопатки вентилятора ТРДДФ по параметру  $\epsilon$  при воздействии турбулентности потока на входе в двигатель:  
 - - для суммарного вибропроцесса; - - для II группы форм;  
 - - для I группы форм; - - для зонтчатой формы

Летными исследованиями, предусматривавшими совмещение тензометрирования лопаток с замером параметров возмущенного потока на входе [2] установлено, что их повышенная вибронегруженность в эксплуатационных условиях, как правило, определяется неблагоприятным воздействием неоднородности потока на входе, возникающей при совместной работе двигателя и самолетного воздухозаборника. Были предложены и верифицированы экспериментально определяемые параметры этой неоднородности, которые могут быть использованы для количественной оценки возбуждения вынужденных колебаний лопаток в эксплуатации [1, 3].

Именно в летном эксперименте еще в 1973 г. впервые была выявлена необходимость учета воздействия турбулентности воздушного потока на динамику лопаток в условиях совместной работы ТРДФ со сверхзвуковыми входными устройствами. Материалы этого уникального эксперимента с размещением охлаждаемого ртутного токосъемника в обтекателе турбины позволили теоретически обосновать и с привлечением методов спектрального анализа экспериментально подтвердить механизм трансформации в область высоких частот спектра турбулентных пульсаций, вычисленного по их замерам на статоре, при восприятии этого спектра рабочими лопатками [3]. Указанным эффектом, в частности, объясняется то обстоятельство, что значимый вибрационный отклик лопаток нередко наблюдается в полосе частот в  $W/C$  раза превышающей полосу частот спектра турбулентности, вычисленного по замерам пульсаций давления на статоре [4] ( $W$  и  $C$  - относительная и абсолютная скорости потока в венце).

На основе анализа вибронегруженности лопаток при их существенной отстройке от резонансов установлена экспериментально определяемая мера нестационарного силового воздействия на лопатки турбулентности потока на входе в двигатель [3, 4]. Указанная мера суть величина среднеквадратического отклонения  $\epsilon$  или полуразмаха  $A$  широкополосных пульсаций полного давления в безразмерном виде  $\bar{\epsilon} = \epsilon/P_1^*$  ( $A = A/P_1^*$ ), полученных по замерам пульсации  $\Delta P_1^*$  на периферии ( $\bar{r} = 0,9$ ) входного сечения. Линейность вибрационного отклика лопатки вентилятора с густым спектром для двигателя 4-го поколения на воздействие турбулентности, оцениваемой по параметру  $\bar{\epsilon}$ , показана на рис. 1.

Полученные результаты способствовали активизации исследований в отрасли по изучению случайных колебаний и характеристик сопротивления усталости лопаток при таких колебаниях [5, 6].

Серьезное влияние на работы в отрасли оказали результаты проведения специально спланированного цикла летных исследований вибронегруженности лопаток КНД и неоднородности течения на входе для одного и того же ТРДФ, установленного на сверхзвуковых самолетах различного типа: с воздухоподводящим каналом, имеющим два осесимметричных участка (СУ № 4) и с боковым плоским воздухозаборником (СУ № 5).

В результате этих исследований не только выявлено существенное влияние самолетной компоновки двигателя и условий полета на динамическое нагружение лопаток и дисков КНД, но и показано,

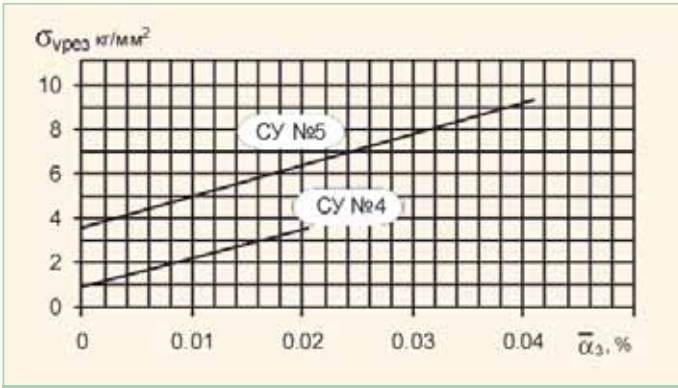


Рис. 2. Линии регрессии  $\sigma_{y,rez}$  на  $\bar{\alpha}_3$  для лопаток I ступени КНД полученные в условиях работы двигателя одного и того же типа в компоновке СУ № 5 и СУ № 4 на режиме резонанса лопаток, вызываемого третьей гармоникой возбуждения

что их вибрационная надежность может определяться комбинированным воздействием неоднородности воздушного потока и повторно-статического нагружения, определяемого полетным циклом. При более жестком полетном цикле для самолета с СУ № 4 разрушения рабочих колес первой ступени компрессора КНД в эксплуатации, наблюдавшиеся в месте выкружки паза диска под установку лопаток, происходили только для двигателей, работавших в компоновке СУ № 5. При этом вибронпряжения, вызываемые резонансом третьей гармоники возбуждения в месте разрушения для двигателей, работавших в СУ № 5, оказались в 2 раза больше, чем для двигателей, установленных в СУ № 4 (рис. 2).

Другим не менее важным результатом указанного цикла работ было установление экспериментально определяемой меры нестационарного силового воздействия на лопатки возбуждающей их резонанс пространственной неравномерности потока. Показано, что при возбуждении резонансных колебаний лопаток по первым изгибным формам с частотой кратности  $k$  к частоте вращения ротора, в качестве такой меры может служить величина относительной амплитуды  $k$ -ой гармоники окружной неравномерности полного давления воздуха на входе  $P_1^*$ , определяемая, как  $\alpha_k = \bar{\alpha}_k / P_1^*$ . Величину  $\alpha_k$  получают в результате гармонического анализа кривых окружной неравномерности полного давления на относительном радиусе  $\bar{r} = 0,9$  входного сечения двигателя при обеспечении не менее  $5k$  числа замеров этого давления на указанном радиусе. Максимальные значения параметров  $\bar{\alpha}_k$  для обследованных силовых установок сверхзвуковых самолетов, соответствующие максимальным режимам работы двигателей, приведены в табл. 1.

Таблица 1

№ СУ	Максимальные значения параметра $\bar{\alpha}_k$ , %								Отношение величин одноименных гармоник $\bar{\alpha}_k$ в полете и на старте		
	на старте				в полете						
	$\bar{\alpha}_1$	$\bar{\alpha}_2$	$\bar{\alpha}_3$	$\bar{\alpha}_4$	$\bar{\alpha}_1$	$\bar{\alpha}_2$	$\bar{\alpha}_3$	$\bar{\alpha}_4$	$k=2$	$k=3$	$k=4$
2	-	3,4	0,6	0,1	-	4,1	-	0,6	1,2	-	6,0
3	-	-	-	-	8,0	6,7	4,1	-	-	-	-
4	1,5	0,7	0,7	0,6	1,7	1,2	2,0	2,2	1,7	2,85	3,66
5	2,8	1,6	2,1	0,8	4,7	3,4	4,1	3,0	2,12	1,95	3,75
5*	2,7	2,1	2,8	1,9	4,6	1,9	3,7	1,9	0,9	1,3	0,96
5**	-	-	2,9	-	-	-	3,8	-	-	1,3	-
6	4,75	0,3	0,56	-	5,29	3,01	2,4	-	9,1	4,37	-
6*	5,41	1,6	1,1	-	-	-	-	-	-	-	-
6**	4,95	2,5	0,52	-	-	-	-	-	-	-	-

Цифры в колонке (№ СУ) означают базовые версии воздухозаборников, а индексы \* и \*\* при этих цифрах в таблице соответствуют модификациям воздухозаборников.

При рассмотрении таблицы обращает на себя внимание соизмеримость амплитуд 2, 3 и 4 гармоник возбуждения для каждой из обследованных силовых установок 2-го и 3-го поколений (СУ № 2-5) и увеличение интенсивности одноименных гармоник для всех силовых установок, включая СУ № 6 четвертого поколения. Отметим, что увеличение уровня одноименных гармоник в условиях полета относительно стендовых не противоречит статистическим данным об увеличении вибронпряжения лопаток при их вынужденных колебаниях в условиях работы двигателей на сверхзвуковых самолетах.

Анализ изменения фазы для гармоник общей неравномерности, ответственных за возбуждение интенсивных резонансных колебаний лопаток КНД в эксплуатационных условиях, позволил сформулировать направление исследований по разработке методов активной виброзащиты лопаток [7]. Идея метода состоит в том, чтобы вибрации лопаток, вызываемые  $k$ -ой гармоникой окружной неравномерности потока, снижать путем подавления этой гармоники с по-

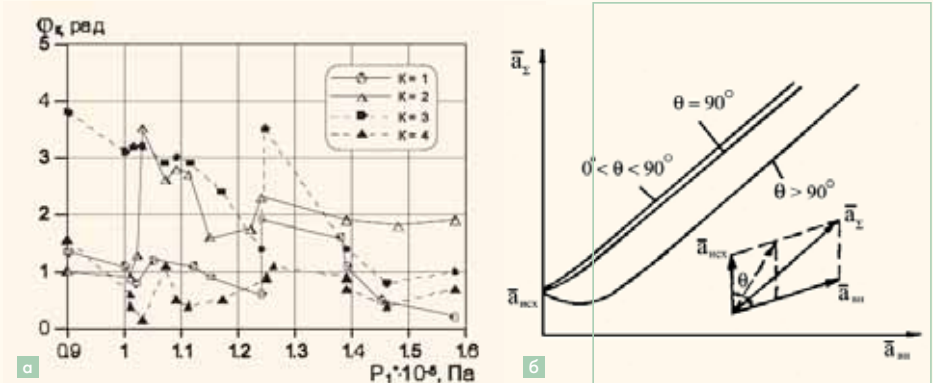


Рис. 3. Изменение фазы первых четырех гармоник  $\alpha_k$  в разгоне самолета с СУ № 5 (а); взаимосвязь модулей результирующей  $\bar{a}_z$  и внесенной  $\bar{a}_{вн}$  гармоник при фиксированном значении исходной регулируемой (подавляемой) гармоники  $\bar{a}_{исх}$  (б)

мощью искусственно созданного управляемого по фазе и интенсивности конкурирующего периодического воздействия той же частоты. Так как максимальный уровень параметра  $\bar{\alpha}_k$  находится для современных СУ в диапазоне величин 0,5...4 %, можно ожидать, что создание окружной неравномерности с гармоничностью заданной кратности и интенсивности может быть достигнуто с приемлемыми потерями.

Амплитуду результирующей гармоники возбуждения  $a_z$  при заданной интенсивности исходной регулируемой (подавляемой) гармоники  $a_{исх}$  и внесенной имитатором  $a_{вн}$  можно рассчитать с помощью известного соотношения для модуля суммы векторов

$$a_z = \sqrt{a_{исх}^2 + a_{вн}^2 + 2a_{исх}a_{вн}\cos\theta}, \quad (1)$$

где  $\theta$  - фазовый угол между векторами  $\bar{a}_{исх}$  и  $\bar{a}_{вн}$ .

Изменение  $a_z$  для трех характерных ситуаций взаимного расположения векторов  $\bar{a}_{исх}$  и  $\bar{a}_{вн}$  при  $\bar{a}_{исх} = \text{const}$ , которые могут встретиться на начальной стадии процедуры регулирования, показано на рис 3,б. Рисунок, в частности, иллюстрирует существование нижнего предела регулирования колебаний, зависящего от соотношения между модулями  $\bar{a}_{исх}$  и  $\bar{a}_{вн}$ . Из рисунка также видно, что в случае тупого угла между векторами  $\bar{a}_{исх}$  и  $\bar{a}_{вн}$  имеет место зона неоднозначных значений  $a_z$  для достаточно широкой области значений  $\bar{a}_{вн}$ . Из выражения (1) следует, что при любой заданной неравномерности потока можно добиться минимизации интенсивности периодического воздействия потока на лопаточный венец, обеспечив положение векторов  $\bar{a}_{исх}$  и  $\bar{a}_{вн}$  в противофазе и равенство их модулей. Это обеспечивается последовательным вращением внесенной неравномерности  $\bar{a}_{вн}$  и изменением ее модуля до получения минимума  $a_z$  при контроле вибрационного отклика лопаток в реальном времени.

Высокая степень линейной корреляции между параметрами  $\bar{\epsilon}$ ,  $(\bar{A})$ ,  $\bar{\alpha}_k$  и переменными напряжениями в лопатках [1, 2, 4] позволила ввести понятие коэффициентов виброчувствительности лопаток отдельно к турбулентности и пространственной неравномерности.

Коэффициент виброчувствительности лопаток к турбулентности может быть определен как

$$K_T = \sigma_{\bar{v}_0} / \bar{A}_{cp} \quad (2)$$

Здесь  $\bar{A}_{cp}$  - среднее (по числу замеров в мерном сечении зна-

чение полуразмаха относительных пульсаций полного давления перед ступенью в %);

$\sigma_{\text{во}}$  - максимальные зафиксированные при тензометрировании нерезонансные вибрационные напряжения в лопатках (вибрационный фон) в Па.

Параллельность линий регрессии  $\sigma_{\text{врез}}$  на  $\bar{\sigma}_k$ , полученных для рабочих лопаток первой ступени КНД одного и того же типа двигателя при работе в аналогичных высотно-скоростных условиях в составе силовых установок маневренных самолетов различного типа [1, 2] и совпадение необъясняемых однофакторной линейной моделью уровней переменных напряжений (для  $\bar{\sigma}_k = 0$ ) с уровнями вибрационного фона в лопатках в окрестности резонанса (рис. 5) позволяют определить коэффициент виброчувствительности лопаток к пространственной неравномерности  $K_{\text{рез}}$  из соотношений

$$K_{\text{рез}} = \sigma_{\text{вк}} / \bar{\sigma}_k \quad (3)$$

$$\sigma_{\text{вк}} = \sigma_{\text{врез}} - \sigma_{\text{во}} \quad (4)$$

где  $\sigma_{\text{врез}}$  - максимальные замеренные вибрационные напряжения в лопатках при их резонансе, а  $\sigma_{\text{во}}$  - вибрационный фон в лопатках при их отстройке от резонанса в окрестности режима работы двигателя, соответствующему указанному резонансу.

С помощью соотношений (2), (3) и (4) можно прогнозировать динамическое нагружение лопаток на различных этапах создания двигателя и самолета. Прогнозирование вибронгруженности лопаток с использованием коэффициентов их виброчувствительности наиболее актуально для максимальных режимов работы двигателя, как при резонансе лопаток, вызываемом 2-й, 3-й и 4-й гармониками, так и без резонанса [4]. Процедура прогнозирования осуществляется по формулам, полученным из (2), (3), (4) и переписанным в виде

$$\bar{\sigma}_{\text{во}} = K_T^* \cdot \bar{\epsilon}_{\text{ср}}^c \quad (5)$$

$$\sigma_{\text{врез}} = K_{\text{рез}} \cdot \bar{\sigma}_k^c + \sigma_{\text{во}} = K_{\text{рез}} \cdot \bar{\sigma}_k^c + K_T^* \cdot \bar{\epsilon}_{\text{ср}}^c \quad (6)$$

Здесь  $\bar{\epsilon}_{\text{ср}}^c$ ,  $\bar{\sigma}_k^c$  и  $\bar{\sigma}_k^c$  - оценки соответствующих параметров неоднородности потока перед КНД (вентилятором), предварительно определенные в ожидаемых условиях работы двигателя на самолете, а величина  $K_T^* = 3K_T$  (т.к.  $\bar{A}_{\text{ср}} = 3\bar{\epsilon}_{\text{ср}}$  при допущении нормального закона распределения мгновенных значений турбулентных пульсаций полного давления).

Индекс "-" соответствует режиму с максимальной физической частотой вращения ротора  $N_{\phi \text{ max}}$

При прогнозировании вибрационного нагружения с помощью соотношений (5) и (6) предполагается, что коэффициенты  $\bar{\sigma}_k^c$ ,  $K_T^*$  и  $K_{\text{рез}}$  получены по формулам (2), (3) и (4) при тензометрировании лопаток КНД (вентилятора) на наземном или высотном стенде и не меняются существенно в условиях работы двигателя на самолете, а величины  $\bar{\epsilon}_{\text{ср}}^c$ ,  $\bar{\sigma}_k^c$  и  $\bar{\sigma}_k^c$  заранее определены при одном из перечисленных ниже видов испытаний:

- при продувках самолетных каналов или их моделей в аэродинамических трубах;
- при испытаниях натурных воздухозаборников на основном самолете или летающей лаборатории.

Широкое применение методов прогнозирования вибронгруженности лопаток при резонансе по параметру  $\sigma_k$  затруднено вследствие инструментальных ограничений в получении требуемого числа точек замера параметров потока в окружном направлении перед двигателем. Указанное ограничение может быть снято при замене экспериментальных замеров расчетными благодаря использованию результатов 3-D методов газодинамического расчета параметров течения в воздухозаборнике.

В работах [1] и [8] показана возможность прогнозирования и контроля вибронгруженности лопаток КНД при их резонансных колебаниях и с помощью регрессионных моделей нагружения, входными параметрами которых в дополнение  $\bar{\sigma}_k$  и  $\bar{\epsilon}$ , служит приведенная частота вращения ротора (модели I типа) либо параметры полета и работы двигателя (модели II типа).

Прогнозирование вибронгруженности лопаток КНД на различных этапах создания двигателя и самолета позволяет своевременно корректировать стратегию вибрационной доводки, оптимально распределять работы по тензометрированию на стенде, летающей лаборатории и основном самолете, исходя из результа-

тов прогноза и технических возможностей располагаемых средств испытаний.

Опыт летных исследований вибронгруженности лопаток компрессоров авиационных ГТД на летающих лабораториях и основных самолетах свидетельствует о различной актуальности динамического тензометрирования лопаток КНД в полете в зависимости от типа и назначения создаваемого двигателя. Так, для ТРД и ТРДД с невысокой степенью двухконтурности, устанавливаемых на дозвуковых самолетах с расположением двигателей на подкрыльевых пилонах (Ил-76) на боковых пилонах в задней части фюзеляжа (Ту-134, Ил-62), а также для силовых установок самолетов типа Як-40, Ту-154 актуальность оценки динамического нагружения лопаток КНД в летных условиях минимальна.

Для ТРДД большой и сверхбольшой степени двухконтурности максимальная вибронгруженность лопаток вентилятора, вызываемая гармониками общей неравномерности воздушного потока на входе соответствует стартовым условиями и усугубляется боковым ветром, что и определяет обязательные условия проверки вибронгруженности, позволяя в ряде случаев отказаться от тензометрирования в полете.

Для группы ТРДД большой размерности и большой степени двухконтурности, куда естественно отнести и винтовентиляторные двигатели большой тяги, нет альтернативы оценки вибронгруженности рабочих колес вентиляторов (винтовентиляторов) ГТД в летных условиях, включая и проверку устойчивости лопаток к флаттеру, ввиду отсутствия термобарокамер соответствующей мощности.

Важным представляется и проведение летного эксперимента по динамическому тензометрированию лопаток КНД ТРДФ (ТРДДФ) сверхзвуковых маневренных самолетов, если в стартовых условиях работы с самолетным воздухозаборником уровень переменных напряжений в лопатках при их вынужденных колебаниях, увеличенный в 1,4 раза окажется больше нормативных значений. ▣

### Литература

1. Коровин Б.Б. К совершенствованию методологии вибрационной доводки лопаток компрессоров авиационных ГТД. Труды ЛИИ № 409. - 1981, 56с.
2. Коровин Б.Б. Оценка нагружения элементов конструкции ГТД в условиях полета. В кн. Летные исследования газотурбинных двигателей (под редакцией Г.П.Долголенко). - Москва: Машиностроение, 1983. -С. 83-91.
3. Коровин Б.Б. Идентификация аэроупругих явлений в лопатках турбомашин методами спектрального анализа. В кн. Аэроупругость турбомашин. - Киев: Наукова Думка, 1980. -С. 159-168.
4. Коровин Б.Б., Колотников М.Е., Кудашин В.С. К выбору предельного эксплуатационного параметра для прогнозирования вибронгруженности лопаток вентилятора, вызываемого турбулентностью потока на входе в ГТД. Авиационно-космическая техника и технология №9/25.- Харьков: ГАУ "ХАИ".- 2005. - С. 173-180.
5. Кулагина В.А., Коровин Б.Б., Максимов В.П., Набатова Н.А., Родов А.Я. Исследование колебаний лопаток компрессора, возбуждаемых случайными пульсациями потока. В сб. Аэроупругость лопаток турбомашин.- Труды ЦИАМ №953, 1981.- С.166-181.
6. Tumanov N.V. Fatigue and Crack Kinetics in Aero Engine Fan Blades under Random Vibration. Fatigue Testing and Analysis under Variable Amplitude Loading Conditions. (ASTM STP 1439). Eds. P.C. Mckeighan and N. Ranganathan/ West Conshohocken, PA. ASTM International.
7. Коровин Б.Б., Червонюк В.В. О возможности регулирования уровня вынужденных колебаний лопаток турбомашин с помощью управляемого воздействия на поток. В сб. Вибрационная прочность и надежность двигателей и систем летательных аппаратов.-Куйбышев.-1983.-С.79-84
8. Коровин Б.Б. Методы прогнозирования и контроля лопаток КНД авиационных ГТД при испытаниях и в эксплуатации. Авиационно-космическая техника и технология №8/34.- Харьков: ГАУ "ХАИ".- 2006. - С. 74-79.

Связь с автором: kulakov-ii@mtu-net.ru