

10. А. с. № 248891. Направляющий аппарат осевого компрессора/Иванов В. П., Игнатъев О. И., Фролов В. А., Федотчев А. И. — Оpubл. в Б. И. 1970, № 24.

11. Направляющий аппарат осевого компрессора. Патент США № 3754838. Оpubл. 28.08.1973.

12. А. с. № 386154. Направляющий аппарат осевого компрессора/Колесников В. А., Ошурков А. И., Фролов В. А. — Оpubл. в Б. И. 1973, № 26.

13. А. с. № 549581. Лопатка турбомашинны/Колесников В. А., Ошурков А. И., Фролов В. А. — Оpubл. в Б. И., 1977, № 9.

14. Иванов В. П., Огородов В. Т. Высокочастотный воздушный вибростенд. — Науч. тр./Куйбыш. авиац. ин-т. 1965, вып. 19. Вибрационная прочность и надежность авиационных двигателей.

15. Иванов В. П., Сердотецкий А. С. Установка для исследования резонансных колебаний лопаточных венцов турбомашин. — В сб.: Динамика и прочность механических систем. — Пермь, 1978.

УДК 629.7.036.843.8; 539.4.001.24

Т. П. Захарова, Г. П. Пименова

### РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСТАТОЧНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ЛОПАТОК ТУРБИН

Расчетное определение показателей работоспособности лопаток турбин является приближенным и должно быть дополнено оценками этих показателей экспериментальными методами.

Информация о предельной долговечности в условиях эксплуатации лопаток турбин может быть получена путем последовательного, по мере наработки, снятия лопаток с двигателя и определения изменения остаточной долговечности материала лопаток в условиях форсированных лабораторных испытаний образцов до разрушения.

Экспериментальное определение остаточной долговечности лопаток первой ступени турбины изделия ТМ было выполнено на плоских образцах, вырезанных из сердцевины пера и с сохранением поверхностного слоя в различных сечениях по высоте. Цилиндрические образцы диаметром 3 мм вырезались из сердцевин пера и из замка лопаток. Отбор лопаток с двигателей производился через 200—1000 ч эксплуатации, максимальная наработка лопаток составила 10 000 ч, что соответствовало расчетному ресурсу лопаток до первого ремонта.

Оценка остаточной долговечности производилась по временам до разрушения  $t_r$  при испытаниях образцов из лопаток на длительную прочность на режиме контрольных испытаний,

установленном для штамповок лопаток из сплава ЖС6КГ1 ( $\sigma = 270$  МПа,  $T = 900^\circ\text{C}$ ). Одновременно каждая партия лопаток исследовалась методами электронной микроскопии и микрорентгеноспектрального анализа с целью выявления таких видимых изменений в микроструктуре материала, которые можно было бы связать с разупрочнением лопаток в условиях эксплуатации. В качестве признаков повреждаемости материала лопаток рассматривались следующие:

- преобразование карбидных фаз;
- изменения в топографии и морфологии упрочняющей  $\gamma'$ -фазы;
- структурные превращения в алитированном и подповерхностном слоях основного материала;
- возникновение микронесплошностей в материале лопатки под алитированным слоем.

Комплексное изучение связи между сокращением остаточной долговечности и появлением определенных структурных признаков в металле, характеризующих повреждаемость, позволяет использовать полученные результаты для сравнительной оценки интенсивности работы и повреждений лопаток на двигателях, эксплуатируемых в разных климатических и режимных условиях. Следует отметить, что испытания на остаточную долговечность позволяют выявить влияние на ресурс работы лопатки не только предыстории комплексного воздействия эксплуатационных нагрузок, но и технологической наследственности.

Выбор опасного сечения (предполагаемого места разрушения в условиях длительной эксплуатации) для установления места вырезки образцов осуществлялся путем изучения распределения запасов по долговечности  $K_t$ , по числу циклов малоциклового усталости  $K_N$ , по переменным напряжениям  $K_\sigma$  и путем выявления доминирующего вида повреждаемости. Испытания до разрушения нагрузками доминирующего вида обеспечивают наибольшую достоверность информации о состоянии лопатки.

Анализ нагруженности лопаток I ступени турбины изделия ТМ показал, что доминирующим видом является длительная статическая повреждаемость материала, а опасной зоной — средняя зона профильной части лопатки у входной кромки. Распределение запасов  $K_t$  по высоте лопатки на входной кромке в т. А и на спинке в т. В, приведенное на рис. 1, позволяет рассматривать сечение IV как опасное, и предположить, что разрушение должно начинаться от входной кромки — на

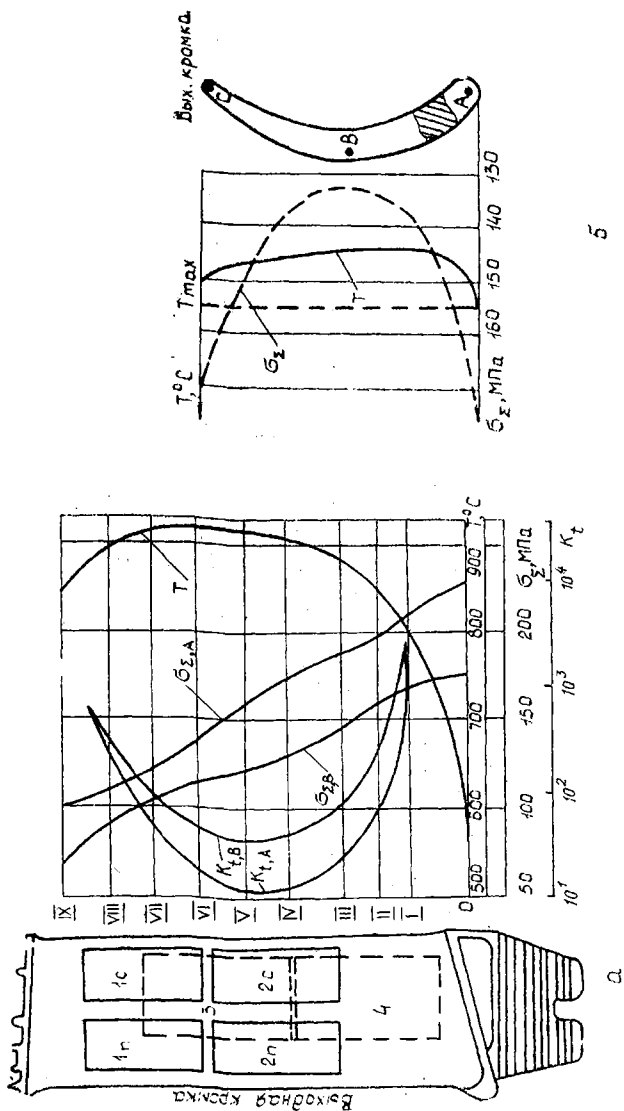


Рис. 1. Распределение суммарных напряжений от растяжения и изгиба  $\sigma_z$  температуры  $T$ , запасов по долговечности  $K_t$  в лопатке I ступени турбины изделия ТМ на ресурс 8000 ч: а — по высоте лопатки; б — по сечению IV; в — место вырезки образца

и более напряженного и нагретого участка в сечении профиля лопатки. Расчетный запас по долговечности  $K_t$  на ресурс 10 000 ч в т. А на входной кромке примерно в 5 раз ниже, чем запас  $K_t$  в т. В на спинке в опасном сечении лопатки.

Повреждаемость материала в корневом сечении указанных лопаток может быть оценена величиной обратной  $K_t$  [1]. Если  $K_t = t_p/t_s$ , где  $t_p$  — время до разрушения на одном, обычно максимальном режиме, а  $t_s$  — длительность наработки в эксплуатации, приведенная к максимальному режиму, то повреждаемость может быть оценена величиной  $\Pi = t_s/t_p = 1/K_t$ . Данная оценка основана на линейной гипотезе суммирования повреждаемости.

На рис. 1, а видно, что величина  $K_t$ , а следовательно, и  $\Pi$  в корневом и среднем сечениях может отличаться на 1—2 порядка. При этом состояние микроструктуры в корневом сечении в зоне входной кромки практически не отличается от исходного. Отсюда следует, что в условиях лабораторных испытаний «доламывание» на усталость рассматриваемых лопаток с наработкой с целью определения накопленной повреждаемости является малоэффективным средством оценки уровня накопленной повреждаемости. Если испытания проводятся при колебаниях лопаток по первой изгибной форме, то разрушение происходит в корневом сечении, вдали от наиболее поврежденной зоны. Кроме того, усталостная повреждаемость из-за низкого уровня переменных напряжений не является в данном случае доминирующей.

Одним из структурных признаков ранней повреждаемости лопаток турбин из сплава ЖС6КП является формирование микронесплошностей по границам зерен основного металла под алитированным слоем сначала на входной, а позднее — по наработке — на выходной кромках. Зарождение единичных микротрещин (рис. 2) происходит после суммарной наработки 2500—3500 ч в средней зоне лопаток. Глубина отдельных микротрещин при наработке 8000—10 000 ч может достигать 0,2—0,2 мм без выхода на поверхность за алитированный слой. Средствами контроля после зачистки кромок на глубину 0,1 мм при ремонте исключается пропуск для дальнейшей эксплуатации лопаток с микротрещинами.

На рис. 2 показано также расположение трещин усталости, полученных в условиях лабораторных испытаний по первой изгибной форме лопаток I ступени турбины изделия ТМ. Как видно, «слабое» место или зона наиболее интенсивного

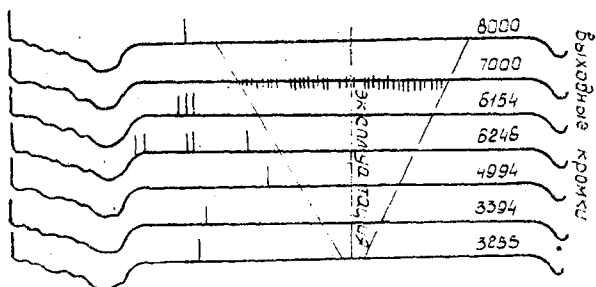
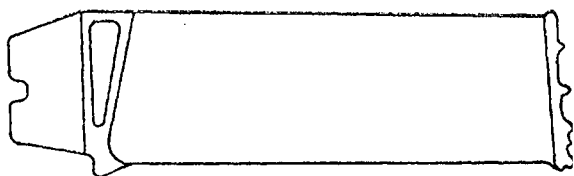
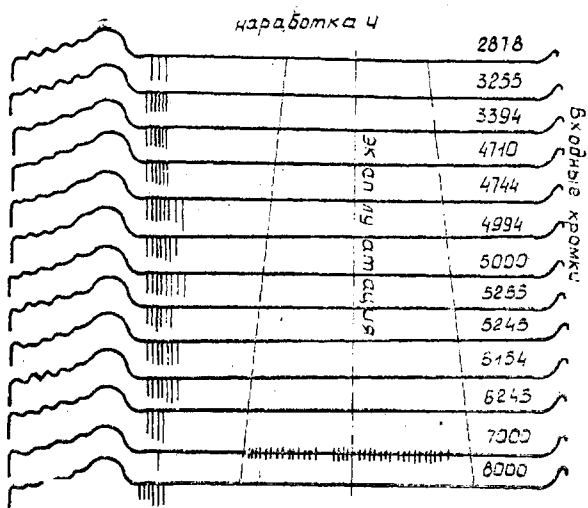


Рис. 2. Распределение микротрещин на кромках лопаток I ступени турбины:  
 --- граница распространения микротрещин в эксплуатации; ≠ микротрещины; |≡ трещины усталости

накопления повреждаемости в эксплуатации не совпадает с началом разрушения при испытаниях на усталость.

Кинетику развития повреждаемости от кромок к центральной части опасного сечения лопатки можно выявить по изменению топографии и морфологии упрочняющей  $\gamma'$ -фазы в зависимости от наработки. На рис. 3 показано смещение граничных линий вытянутой, расположенной у кромок и слегка скоагулированной  $\gamma'$ -фазой, расположенной ближе к центру профиля, и затем  $\gamma'$ -фазой кубической формы, типичной для исходного состояния и расположенной в средней части профиля. Очевидно, что несущая способность лопатки в условиях действия центробежных сил определяется интегрально накопленной повреждаемостью, ослабляющей сечение, а также скоростью распространения трещины от микрповреждений по границам зерен на кромках под алитированным слоем. Необходимым условием для ускоренного распространения трещины является охрупчивание материала в процессе наработки.

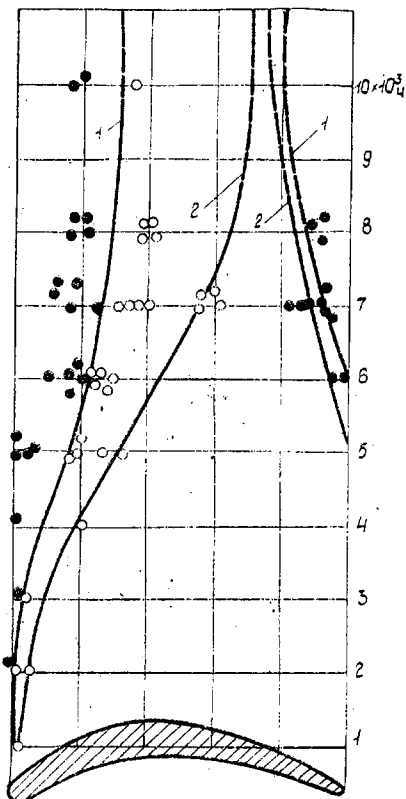


Рис. 3. Смещение по хорде в зависимости от наработки граничных линий между зонами, где  $\gamma'$ -фаза находится в исходном состоянии и в слегка коагулированной форме (линия 2), а также между последней зоной и зоной с вытянутой коагулированной  $\gamma'$ -фазой (линия 1): ●, ○ — экспериментальные точки

отношение  $\bar{t}_r/\bar{t}_0$  вычислено по средним значениям  $\bar{t}_r$  до разрушения при испытании на длительную прочность при постоян-

ном напряжении  $\sigma = 270$  МПа и  $T = 900^\circ\text{C}$  образцов, вырезанных из лопаток. В качестве  $\bar{t}_0$  принято осредненное значение времени до разрушения при контрольных испытаниях на длительную прочность образцов, вырезанных из штамповок лопаток данной плавки. Точки, отнесенные к кривой «1», получены по образцам, соответствующим зонам I и IV (см. рис. 2 и 3).

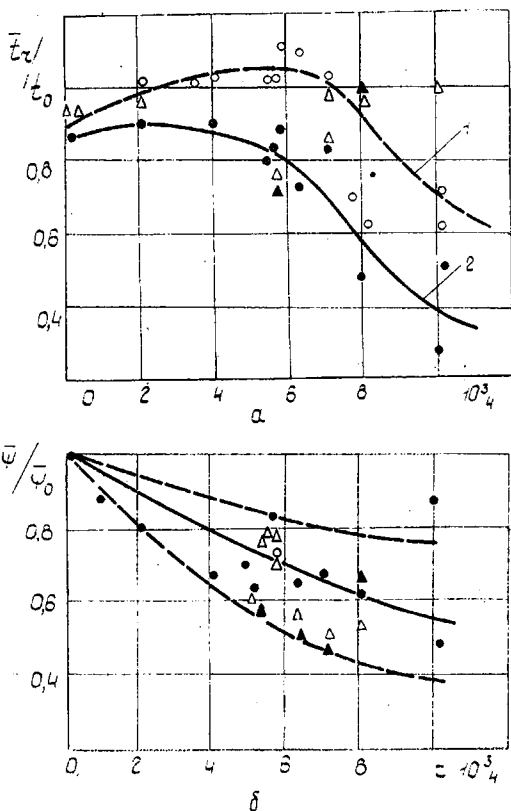


Рис. 4. Зависимость относительной остаточной долговечности  $\bar{t}/t_0$  при  $900^\circ$  и пластичности  $\psi/\psi_0$  при  $20^\circ\text{C}$  материала лопатки в опасном сечении от наработки  $t$  ч: а — кривые остаточной долговечности: 1 — верхняя и нижняя зоны пера лопатки; 2 — центральная зона пера лопатки; б — кривая остаточной пластичности и границы рассеяния. Плоские образцы  $3 \times 1,5$  мм вырезаны из зон:  $\Delta$  — I с;  $\blacktriangle$  — II п; цилиндрические образцы  $\varnothing 3$  мм:  $\circ$  — из зоны 4,  $\bullet$  — из зоны 3

Пластичность материала снижается под действием температуры и напряжений. На рис. 4, б показано изменение относительного поперечного сужения  $\bar{\Psi}/\Psi_0$  при 20°C образцов, вырезанных из средней части лопаток после наработки в эксплуатации. Видно, что наибольшее снижение пластичности получено на плоских образцах (▲), вырезанных с сохранением наружной поверхности лопатки. Степень снижения свойств под влиянием состояния поверхности тесно связана с толщиной профиля лопатки турбины. Чем меньше относительная толщина поврежденного слоя, тем слабее проявляется его влияние.

Сопоставление расчетного запаса по долговечности  $K_{t,p}$  и экспериментального  $K_{t,u}$ , оцененного по данным испытаний на остаточную долговечность образцов из среднего сечения лопаток с применением данных, показало, что экспериментальное определение является надежным способом оценки повреждаемости лопатки. Определение предельной долговечности лопаток турбин с помощью испытаний на «доламывание» образцов из лопаток, имевших наработку в эксплуатации, является все-таки косвенным методом экспериментальной оценки ресурса. Прямым способом, более точно отвечающим на вопрос о несущей способности лопатки в целом, можно считать испытание ступени на стенде в составе двигателя по эквивалентно-циклическим программам с имитацией полетных циклов, разработанных применительно к лопаткам турбин [2] с доведением этих испытаний до разрушения лопаток.

При вычислении длительности безопасной работы лопаток  $t_{6p}$  по данным испытаний на остаточную долговечность должен быть учтен ряд факторов, который невозможно воспроизвести полностью или частично при форсированных испытаниях образцов в лаборатории или лопаток на стенде. Ниже приведен один из способов учета этих факторов.

Длительность безопасной работы  $t_{6p}$ , вычисленная как суммарная наработка на всех режимах, может быть оценена для лопаток, имевших наработку в эксплуатации равную  $t_3$ , по следующей формуле:

$$t_{6p} = t_3 + \frac{t_u K_3}{p K_{t,r}}. \quad (1)$$

Она включает время прошлой наработки лопатки в эксплуатации до начала испытаний  $t_3$  и остаточную долговечность, определенную при испытаниях  $t_u$  с коэффициентами  $K_3$  и  $K_{t,r}$ :



$K_3 = \frac{t_{\text{пр max}}}{t_u}$  — коэффициент эквивалентного перехода от режима испытания (напряжение  $\sigma_u$ , температура  $T_u$ ) к максимальному режиму в эксплуатации ( $\sigma_{3 \text{ max}}$ ,  $T_{3 \text{ max}}$ ), где  $t_{\text{пр max}}$  — время до разрушения лопатки или образца на режиме испытания, приведенное к времени до разрушения того же материала в условиях, соответствующих зоне опасного сечения лопатки на максимальном режиме

Пересчет выполняется по формуле

$$\lg t_{\text{пр max}} = \frac{T_{\text{пр max}}}{\lambda T_u} (\lg t_u + 20) - 20, \quad (2)$$

$$\text{где } \lambda = \frac{P_{\text{пр max}}}{P_u};$$

$P$  — значение параметра Ларсона—Миллера для соответствующего режима, которое определяется по кривой  $P=f(\sigma)$ , при этом  $P = T (\lg t + 20)$ , где  $T [^\circ\text{K}]$ ,  $t$  — время до разрушения при напряжении  $\sigma$  и температуре  $T$  (ч).

Если повреждаемость материала в опасном сечении лопатки на режимах эксплуатации соизмерима с повреждаемостью на других режимах (условные номера 1, 2, 3...), то коэффициент  $K_3$  равен:

$$K_3 = \frac{t_{\text{пр max}} (1 + t_{\text{р max}}/t_{\text{р2}} + t_{\text{р max}}/t_{\text{р3}} + \dots)}{t_u}, \quad (3)$$

где  $t_{\text{р max}}$  — время до разрушения материала лопатки на максимальном режиме;  $t_{\text{р2}}$ ,  $t_{\text{р3}}$  — то же на режимах ( $\sigma_2, T_2$ ) и ( $\sigma_3, T_3$ ).

В формуле (1) величина коэффициента использования максимального режима  $p$  равна отношению максимально допустимого за ресурс времени наработки двигателя на максимальном режиме к суммарной наработке за ресурс. Обычно предельная длительность использования максимального режима двигателя в эксплуатации оговаривается в технической документации.

С помощью величин  $K_{l,r}$  (запаса на остаточную долговечность) в формуле (1) учитывается разброс фактических условий эксплуатации по разным экземплярам двигателей эксплуатируемого парка, а также уровень качества и стабильность изготовления лопаток. Кроме этого, запасом  $K_{l,r}$  должно быть учтено рассеяние механических свойств материала

лопаток. Этот коэффициент может быть представлен в виде произведения

$$K_{t,r} = K_1 \dots K_n. \quad (4)$$

Значения членов произведения  $K_1 \dots K_n$  зависят от отклонений указанных факторов для лопаток данной ступени от соответствующих среднестатистических оценок.

Если значения остаточной долговечности были определены на образцах, вырезанных из стенок лопатки таким образом, что толщина рабочей части образца отличается от толщины в опасном сечении, то в состав коэффициентов  $K_i$  включается поправка на влияние поверхностного слоя  $K_\delta$  связи с толщиной сечения лопатки. Приблизительно для лопаток турбины из сплава ЖС6КП с толщиной профильной части пера  $0,1 \leq \delta < 2,0$  мм зависимость отношения времени до разрушения  $t_n$ , определенного на образцах с сохранением поверхностного слоя лопатки, от  $t_c$ , полученного на образцах из сердцевины профиля лопатки, может быть представлена в следующем виде:

$$\frac{t_n}{t_c} = 0,1 \delta [\text{мм}] + 0,6. \quad (5)$$

Коэффициент  $K_\delta$  равен отношению  $t_{n_0}$  (времени до разрушения образца толщиной  $\delta_0$ ) к  $t_{n_a}$  (времени до разрушения образца толщиной  $\delta_a$ ), т. е. толщиной профиля в опасном сечении лопатки).

Для лопаток из сплава ЖС6КП с аэлитированной поверхностью и толщиной профиля в опасном сечении  $\delta_a \approx 2,0$  мм коэффициент  $K_\delta \approx 0,8$  при  $\delta_0 = 1,0$  мм.

Точность расчетно-экспериментальной оценки длительности безопасной работы  $t_{\delta,r}$  зависит от наработки лопаток и количества испытанных образцов, вырезанных из этих лопаток. Чем длительнее наработка, тем точнее эта оценка. Повторение испытаний на остаточную долговечность лопаток, снимаемых с двигателей с разной наработкой, а также уточнение значения эмпирических коэффициентов  $K_i$  методами математической статистики дает возможность точнее оценить предельное время эксплуатации лопаток турбины, повысить их надежность и избежать преждевременного прекращения эксплуатации годных лопаток.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Захарова Т. П., Пименова Г. П., Красникова Л. Н. Остаточная долговечность неохлаждаемых лопаток турбины большого ресурса. — Тр. ЦИАМ, 1981, вып. 11. Проблемы прочности и динамики в авиадвигателестроении.
2. Кузнецов Н. Д., Цейтлин В. И. Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей. — М.: Машиностроение, 1976.

УДК 539.3

Г. Г. Карташов, В. А. Юдин

### ОСНОВНЫЕ ЭТАПЫ И НЕКОТОРЫЕ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ КОМПОЗИТНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ГТД

Развитие авиационной техники, улучшение весовых, технических характеристик ГТД, снижение стоимости и повышение надежности неразрывно связано с достижениями в области материаловедения и, в частности, с созданием новых конструкционных материалов — композитных материалов (КМ). Представляя собою сочетание двух или нескольких химически различных материалов, композиты обладают высокой удельной прочностью и жесткостью, а также другими специальными полезными свойствами.

Однако, применение композитов в конструкции ГТД связано с проблемами, которые можно разделить на три группы:

- проблемы, связанные с характером и условиями работы элементов конструкции ГТД и вызванные предъявляемыми к конструкции требованиями;
- проблемы, обусловленные спецификой свойств и особенностями структуры композитных материалов;
- проблемы организационного характера.

Наиболее целесообразно изготовление из КМ элементов конструкции ГТД типа пластин, замкнутых и незамкнутых оболочек постоянной и переменной жесткости. К таким элементам относятся направляющие и рабочие лопатки компрессоров, трактовые оболочки, кожухи, капюты, панели шумоглушения, решетки реверса тяги и т. д. [1], [2]. Проблемы, относящиеся к первой группе, связаны с обеспечением при эксплуатационных условиях и длительном ресурсе прочности элементов как при статическом, так и при динамическом нагружении в широком диапазоне частот (до  $10 \div 15$  кГц), а неко-