

## **ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДОПУСТИМОГО УРОВНЯ ДИНАМИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ЭКСПЛУАТАЦИИ ШТАТНЫМИ СРЕДСТВАМИ УПРАВЛЕНИЯ**

© 2019

**В. В. Червонюк** доктор технических наук, главный научный сотрудник;  
Лётно-исследовательский институт имени М.М. Громова, г. Жуковский;  
[nio3@lii.ru](mailto:nio3@lii.ru)

**Б. Б. Коровин** доктор технических наук; начальник лаборатории;  
Лётно-исследовательский институт имени М.М. Громова, г. Жуковский;  
[nio3@lii.ru](mailto:nio3@lii.ru)

Для решения проблем обеспечения прочностной надёжности элементов газотурбинных двигателей при существующих принципах нормирования, основанных на использовании коэффициентов запаса прочности для различных схем нагружения, предлагается осуществлять регулируемое воздействие на источники этого нагружения в эксплуатации, используя систему автоматического управления и штатные средства конструкции двигателя. Обсуждается использование такого подхода для минимизации динамического нагружения лопаток компрессора низкого давления двухконтурных реактивных двигателей с форсажной камерой сверхзвуковых летательных аппаратов, для борьбы с вибрационным горением в камерах сгорания, с ударным включением муфт свободного хода и автоколебаниями в системе трансмиссии вертолётов. При этом показано, что одновременно с регулированием нагружения газотурбинного двигателя необходимо повышать эффективность систем бортовой диагностики двигателей. Снижение вероятности пропуска цели и ложных срабатываний существующих средств и методов диагностики таких систем до практически необходимого уровня невозможно без использования индивидуального подхода в формировании допустимых пределов контролируемых диагностических параметров.

*Летательный аппарат; газотурбинный двигатель; динамическое нагружение; регулируемое воздействие; штатные средства управления; бортовой виброконтроль; индивидуальная вибромодель.*

---

**Цитирование:** Червонюк В.В., Коровин Б.Б. Обеспечение допустимого уровня динамического нагружения газотурбинных двигателей в эксплуатации штатными средствами управления // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 112-120. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-112-120

### **Введение**

Как известно, отказы газотурбинных двигателей (ГТД) происходят по конструктивным, производственным и эксплуатационным причинам. Подавляющее число из них имеет прочностной характер. Среди последних – большое количество усталостных поломок, к наиболее опасным из которых можно отнести разрушения рабочих лопаток.

Современная система обеспечения усталостной прочности элементов авиадвигателей сложна и трудоёмка. Она основана на обосновании соответствующих достаточно высоких значений коэффициентов запаса прочности, для чего требуется проведение большого числа разнообразных испытаний на всех этапах создания двигателя.

В работе предложен альтернативный подход к решению проблемы устранения недопустимых нагрузок путём минимизации уровня динамического нагружения некоторых ответственных элементов ГТД с использованием штатных средств управления двигателем.

### **Основная часть**

Как показывает практика, в эксплуатации достаточно остро стоит проблема повышенного динамического нагружения рабочих лопаток первых ступеней компрессора

низкого давления (КНД) для турбореактивных двигателей с форсажной камерой (ТРДФ) и двухконтурных турбореактивных двигателей с форсажной камерой (ТРДДФ) сверхзвуковых самолётов последних поколений. Если повышенные нагрузки в лопатках КНД для ГТД дозвуковых самолётов возникают в основном в стартовых условиях и при разбеге с боковым ветром, то для ТРДФ (ТРДДФ) проблемными могут оказаться как старт, так и различные условия полёта и работы силовой установки при больших числах Маха (М) [1;2].

Высокая виброн нагруженность лопаток вентилятора ТРДДФ связана с неблагоприятным воздействием на них неоднородности потока во входном сечении двигателя, генерируемой при его совместной работе со сверхзвуковым входным устройством [2;3]. Условия формирования вибрационного отклика лопаток КНД неоднородностью потока на входе поясняются модернизированной диаграммой Кемпбелла (рис. 1).

Вибрационный отклик лопаток на воздействие неравномерности потока в окружающем направлении турбулентности течения на входе иллюстрируется рис. 2, 3.

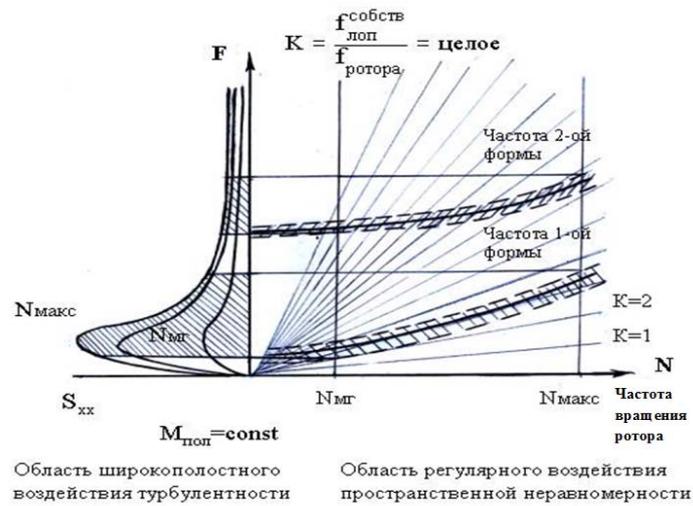


Рис. 1. Модернизированная диаграмма Кемпбелла, иллюстрирующая источники возбуждения вибрационного нагружения рабочих лопаток вентилятора ТРДДФ от неоднородности потока в компоновке сверхзвукового самолёта

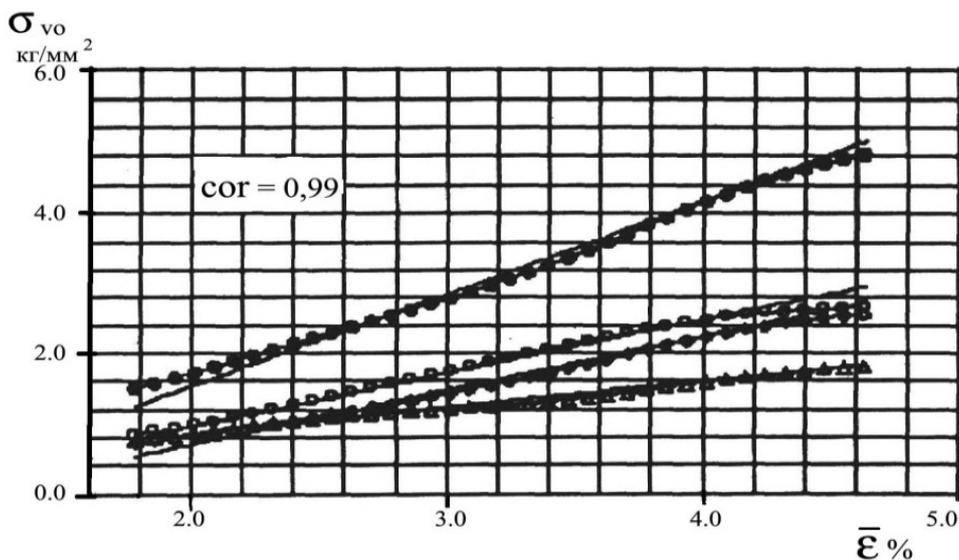


Рис. 2. Изменение интенсивности вибронпряжений в комлевой части бандажированной лопатки вентилятора ТРДДФ по параметру  $\bar{\epsilon}$  при воздействии турбулентности потока на входе в двигатель:  
 ● – суммарные значения; ○ – для I группы форм; ◇ – для II группы форм; Δ – для зонтичной формы

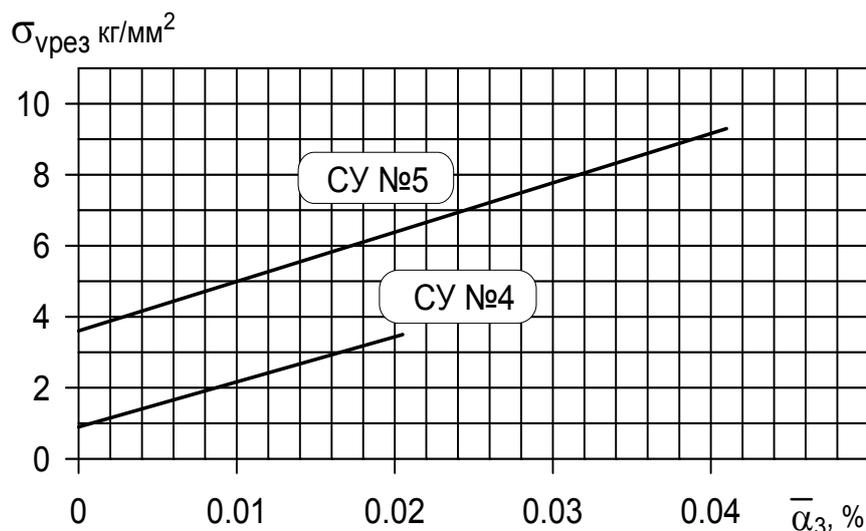


Рис. 3. Линии регрессии  $\sigma_{\text{врез}}$  на  $\bar{\alpha}_3$  для рабочих лопаток первой ступени КНД, полученные в условиях работы двигателя одного и того же типа в компоновке СУ №5 и СУ №4 на режиме резонанса лопаток, вызываемого третьей гармоникой возбуждения

Из рассмотрения рис. 2, 3, в частности, видна возможность снижения уровня динамического нагружения лопаток уменьшением интенсивности параметров временной и пространственной неравномерностей потока воздуха на входе. При этом отличие в протекании уровня резонансных колебаний рабочих лопаток КНД одного и того же двигателя в зависимости от величины третьей гармоники окружной неравномерности полного давления в периферийном сечении входа (рис. 3) связано с отличиями интенсивности турбулентного течения в сверхзвуковых воздухозаборниках силовых установок (СУ) № 4 и 5.

Для устранения вибрационной проблемы в лопатках КНД применимы следующие способы:

- ограничение времени режимов работы двигателя, сопровождающихся повышенной вибронгруженностью лопаток из-за резонанса или случайных колебаний, вызываемых турбулентностью;
- изменение конструкции лопаток и (или) воздухозаборника летательного аппарата (ЛА);
- изменение структуры и уровня неоднородности потока управляемым воздействием на неё.

Реализация первого способа приводит к эксплуатационным ограничениям в части ресурса и к снижению основных характеристик ГТД. Второй способ требует значительных материальных и временных затрат.

Наиболее перспективным и наименее обследованным представляется третий способ. Его можно реализовать путём активного подавления колебаний в эксплуатации, например, методом фазировки. Сущность способа, предложенного авторами [4], иллюстрируется рис. 4. Эффект подавления резонансных колебаний достигается за счёт реализации векторного взаимодействия исходного  $A_{\text{исх}}$  (недопустимого) и внесённого  $A_{\text{вн}}$  уровней влияющего фактора. В данном случае это дополнительно внесённая в неоднородность потока гармоника окружной неравномерности полного давления потока перед ступенью, потребный уровень которой, ввиду высокой добротности лопаток, незначительно влияет на эффективность двигателя.

Чтобы не привести к увеличению вибронегруженности при начале регулирования, первая процедура его алгоритма сводится к пробному повороту вектора  $A_{вн}$ . Логика последующих шагов для минимизации уровня колебаний сначала путём установления положения векторов  $A_{исх}$  и  $A_{вн}$  в противофазе, а затем увеличением в случае необходимости интенсивности  $A_{вн}$ , поясняется рис. 4, на котором показаны траектории результирующего вектора  $A_{\Sigma}$  вызывающей резонанс гармоники в ответ на регулируемое воздействие.

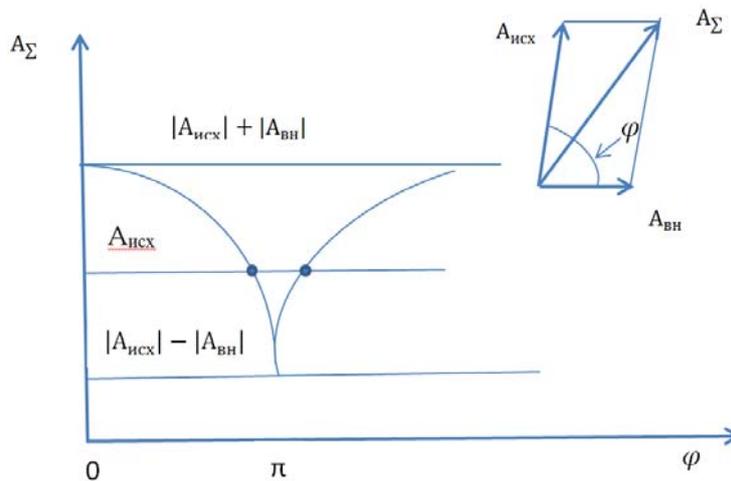


Рис. 4. Иллюстрация минимизации уровня резонансных колебаний методом фазировки

Для генерации внесённой гармоники потребуется разработка штатного поворотного интерцептора с равномерно равномерно расположенными по окружности выдвижными элементами. Их число должно соответствовать кратности проблемной гармоники. В качестве генератора внесённой гармоники может быть использовано специальное устройство для управляемой струйной подачи воздуха, размещённое перед рабочим колесом КНД. Но наиболее предпочтительным при регулировании резонансного отклика рабочих лопаток представляется использование регулируемого входного направляющего аппарата. Для этой цели в его конструкции должна быть предусмотрена возможность управляемого изменения индивидуальных углов установки лопаток в венце, позволяющая создавать требуемое (по кратности, интенсивности и фазе) гармоническое воздействие на рабочие лопатки.

Предлагаемый метод регулирования колебаний может быть реализован с использованием измерения (в качестве обратной связи) вибрационного отклика лопаток на силовое воздействие либо неравномерности потока в окружном направлении.

Для внедрения метода необходимо решение следующих задач, которые не представляются непреодолимыми при использовании современных технологий:

1. Разработка высокоресурсных измерительных средств, таких как тензорезисторы, токосъёмники, тензоусилительная аппаратура (для прямого контроля динамического нагружения рабочих лопаток при его регулировании в эксплуатации).

2. Разработка методов и устройств генерации гармонического воздействия неоднородности потока на входе в ступень на рабочие колеса КНД.

3. Осуществление многоточечных измерений параметров потока перед рабочим колесом для организации косвенного контроля нагружения лопаток по параметрам неоднородности при наличии ранее полученной зависимости от них вибрационного отклика лопаток.

В заключение рассмотренных способов решения проблем высокой виброн нагруженности лопаток КНД уместно кратко остановиться на непригодности для контроля этой нагруженности акустического отклика вибрирующих лопаток.

Дело в том, что лопатка (комплект лопаток) колеблется как единое целое, а акустическое излучение различных сечений происходит по эффекту Доплера. Так как скорость движения различных сечений лопатки относительно точки измерения разная, то лопатка при вращении в составе рабочего колеса излучает звук в широком диапазоне. Именно поэтому акустический контроль уровня и механизма акустического возбуждения колебаний лопаток практически невозможен.

Методами регулирования успешно может быть решена и проблема динамического нагружения ГТД, вызываемая вибрационным горением в основной или форсажной камере сгорания (КС) этих двигателей. Характерные признаки виброгорения – интенсивные периодические колебания статического давления в форсажной или основной КС на собственных частотах акустических форм колебаний. В эксплуатации это явление проявляется в широком диапазоне режимов полёта (по высоте  $H$  и числу  $M$ ) и работы двигателя (рис. 5).

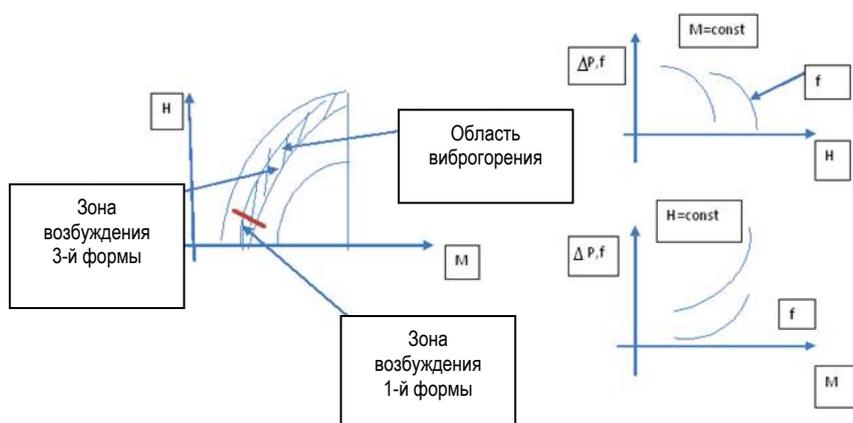


Рис. 5. Условия проявления вибрационного горения в камере сгорания ТРДФ (ТРДДФ)

Известно, что интенсивные акустические колебания при виброгорении поддерживаются системой подачи топлива в камеру сгорания. Наиболее просто устранение вибрационного горения может быть достигнуто для газового топлива. Это осуществляется обеспечением сверхзвукового течения на топливных форсунках за счёт создания соответствующего перепада давления на них. В случае жидкого топлива необходима управляемая система его дозирования с изменяемой задержкой подачи топлива в камеру по специально разработанной программе, учитывающей запаздывания в процессах воспламенения и различных фаз горения.

Достаточно очевидно, что учётом временных задержек при управлении частотой вращения можно также устранять автоколебания крутильной природы в достаточно протяжённых системах трансмиссий вертолётных ГТД (за счёт адаптивного учёта в канале управления подачи топлива в системе автоматического управления сдвига фазы между изменением крутильной деформации вала и парирующим воздействием канала управления подачи топлива).

Проблемным является и исключение ударного включения муфты свободного хода после её расстыковки в результате раскрутки винта на динамических режимах полёта вертолёт, когда частота вращения винта  $n_v$  превышает частоту вращения свободной турбины  $n_{cm}$  (рис. 6).

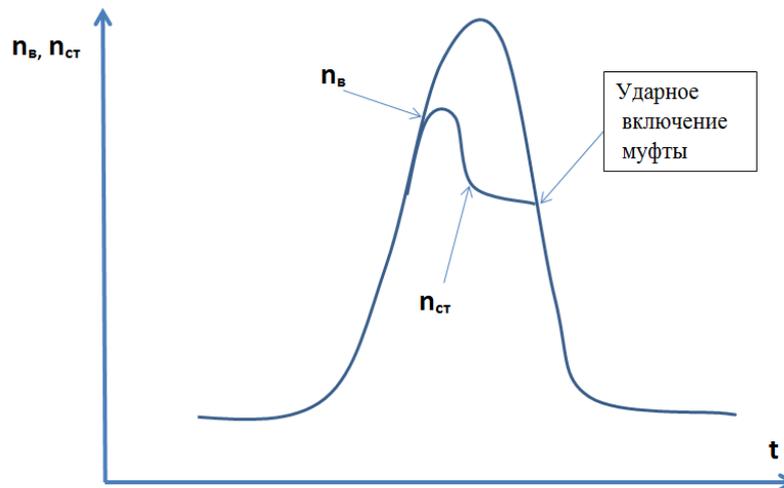


Рис. 6. Иллюстрация ударного включения обгонной муфты вертолётного ГТД при манёвре ЛА вследствие неоптимального выбора режима полётного малого газа

Указанную проблему на одном из отечественных вертолётных двигателях удалось решить введением штатного контроля частоты вращения свободной турбины, корректировкой управления режимами полёта, а также ограничением раскрутки винта за счёт повышения режима полётного малого газа.

Остановимся кратко ещё на одной проблеме, актуальность которой ограничивает освоение силовых установок перспективных ЛА. Речь идёт о повышении эффективности бортового виброконтроля двигателей перспективных ЛА в обеспечение безопасности их эксплуатации за счёт уменьшения ложных срабатываний и невыявления дефектов. Эта задача может быть успешно решена путём внедрения цифровых технологий автоматизированного контроля виброхарактеристик, индивидуально полученных для каждого экземпляра двигателя. Такой подход предложен в [5], успешно апробирован для двигателей Д30КП на самолёте Ил-76 [6] и получил дальнейшее развитие в работах ЛИИ по двигателям поколения 4+ с использованием современных технических средств, позволяющих обеспечивать контроль и прогноз в реальном времени при лётных испытаниях и эксплуатации.

Сущность метода индивидуального виброконтроля заключается в том, что вместе с предельно допустимым уровнем вибраций, назначенным для всего парка (типа) двигателей, на начальной стадии эксплуатации каждого экземпляра двигателя автоматически формируется диапазон изменения уровня и фазового угла диагностической составляющей спектра, соответствующий исправному состоянию двигателя.

Такая процедура выполняется отдельно для каждого типового режима работы двигателя. По достижении требуемой достоверности при формировании индивидуальных границ изменения вышеуказанных диагностируемых вибропараметров двигатель переводится в режим автоматического контроля их изменения относительно полученных границ. Заметим, что при этом одновременно осуществляется и традиционный контроль по уровню вибраций для типа двигателя.

Принципы формирования индивидуальных границ изменения уровня и фазового угла вибраций с частотой вращения ротора ГТД поясняются рис. 7, 8.

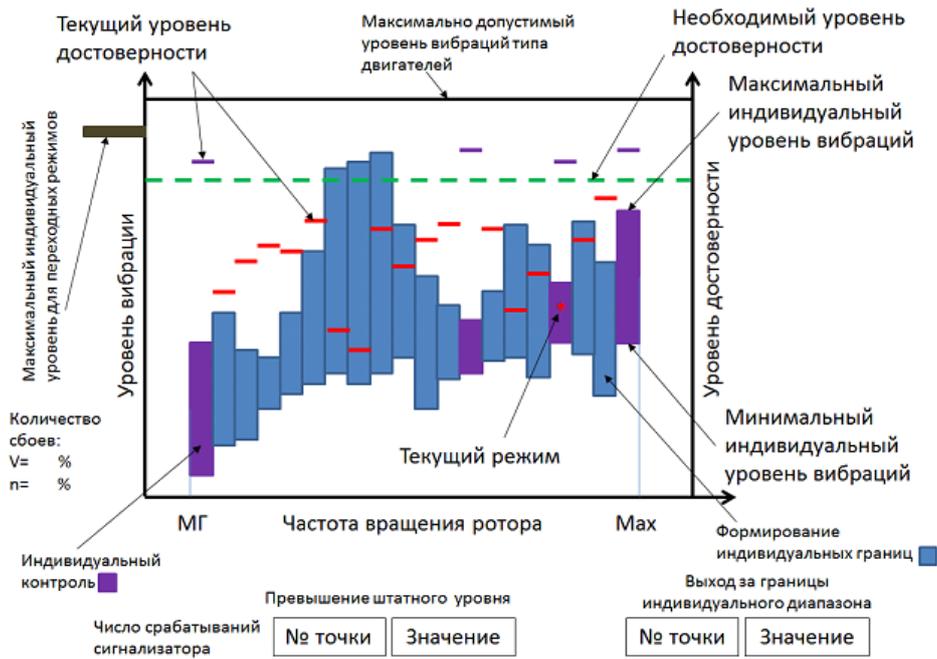


Рис. 7. Иллюстрация характера вибромодели и сопровождающей информации при организации индивидуального автоматизированного контроля уровня роторных вибраций ГТД

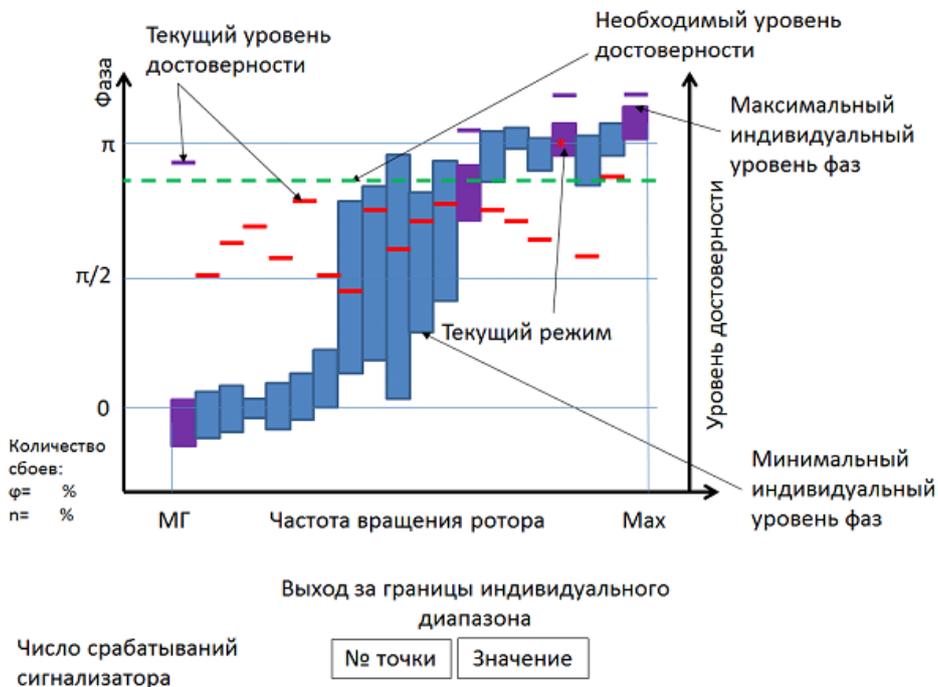


Рис. 8. Иллюстрация характера вибромодели и сопровождающей информации при организации индивидуального автоматизированного виброконтроля ГТД по изменению фазового угла роторной составляющей вибраций относительно статора

Как можно видеть из рис. 7, 8, индивидуальный контроль вибрации ГТД может осуществляться на режимах работы двигателя, для которых наработка достигла или превысила необходимый уровень достоверности (приемлемый уровень значений вероятности пропуска дефекта и ложного срабатывания). Диапазон минимальных и максимальных значений контролируемого по уровню и фазе вибропараметра для этих режимов окрашен в фиолетовый цвет. При этом для остальных режимов двигателя формирование индивидуальных допустимых границ продолжается.

Особо следует отметить, что привлечение в эксплуатационный контроль вибраций фазового угла диагностических роторных составляющих ГТД существенно повышает эффективность контроля ввиду высокой чувствительности этого параметра к отказу.

### Заключение

Развитие методов активного подавления колебаний различной природы путём адаптивного снижения возбуждающих сил и создания программ (систем) управления задержками в штатных автоматических системах двигателя – перспективное направление обеспечения прочностной надёжности ГТД в эксплуатации.

Для повышения чувствительности обнаружения отказов на ранней стадии (снижения вероятности пропуска цели и ложного срабатывания) в дополнение к традиционной системе вибрационного контроля с нормативами для типа двигателя целесообразно внедрять индивидуальный контроль с автоматической самонастройкой границ контроля для каждого экземпляра двигателя.

### Библиографический список

1. Коровин Б.Б. Оценка нагружения элементов конструкции ГТД в условиях полёта. В кн.: «Лётные испытания газотурбинных двигателей самолётов и вертолётов». М.: Машиностроение, 1983. С. 159-168.
2. Коровин Б.Б., Червонюк В.В. Некоторые особенности вибрационного нагружения элементов ГТД в условиях работы на сверхзвуковых самолётах // Труды ЛИИ. 1976. № 300. 36 с.
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., Червонюк В.В. О возможности регулирования уровня вынужденных колебаний лопаток турбомашин с помощью управляемого воздействия на поток // В сб.: «Вибрационная прочность и надёжность двигателей и систем летательных аппаратов». Куйбышев: КуАИ, 1983. С. 79-84.
5. Червонюк В.В. Причины виброактивности ГТД в компоновке летательного аппарата и методология лётных вибрационных испытаний и обеспечения эксплуатационного виброконтроля авиационных двигателей. Дис. ... д-ра техн. наук. Жуковский, 1991. 308 с.
6. Червонюк В.В., Акопян Э.Г. Индивидуальный контроль двигателей Д-30КП как составная часть ресурсосберегающей эксплуатации самолётов Ил-76 авиакомпании «Илавия» // Труды 5-го международного научно-технического симпозиума «Авиационные технологии 21 века» (17-22 августа 1999 г., Жуковский, Россия). Жуковский: ЦАГИ, 1999.

## ENSURING PERMISSIBLE LEVEL OF GAS TURBINE DYNAMIC LOADING IN OPERATION BY MEANS OF STANDARD ENGINE CONTROL DEVICES

© 2019

**V. V. Chervonyuk** Doctor of Science (Engineering); Head Researcher;  
Gromov Flight Research Institute, Zhukovsky, Russian Federation;  
[nio3@lii.ru](mailto:nio3@lii.ru)

**B. B. Korovin** Doctor of Science (Engineering); Head of Science Laboratory;  
Gromov Flight Research Institute, Zhukovsky, Russian Federation;  
[nio3@lii.ru](mailto:nio3@lii.ru)

To solve the fatigue resistance problems of gas turbine engine elements using the existing principles of regulation based on the use of safe load factors for various loading schemes we suggest exercising controlled influence upon the loading sources in operation using a system of automatic control and standard devices for engine monitoring. The article discusses the use of this approach to minimize the dynamic loading of the LPC (low pressure compressor) blades of afterburning turbojet engines installed on supersonic aircraft, as well as to combat oscillatory combustion in combustion chambers with shock actuation of free wheel clutches and self-induced oscillation in the helicopter transmission system. Besides, it is shown that the monitoring of GTE (gas turbine engine) dynamic load should be accompanied by improving the efficiency of the on-board engine diagnostic system. It is impossible to reduce the probability of target drop-out or faulty actuation of the existing standard means and facilities of such systems down to the required level without applying an individual approach to the determination of permissible levels of adjustable diagnostic parameters.

*Aircraft; gas turbine engine; dynamic load; controlled influence; standard means of control; on-board vibration monitoring; individual vibration model.*

---

*Citation:* Chervonyuk V.V., Korovin B.B. Ensuring permissible level of gas turbine dynamic loading in operation by means of standard engine control devices. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 112-120. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-112-120

### References

1. Korovin B.B. Otsenka nagruzheniya elementov konstruktсии GTD v usloviyakh poleta. *V kn.: «Letnye ispytaniya gazoturbinnnykh dvigateley samoletov i vertoletov»*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1983. P 159-168. (In Russ.)
2. Korovin B.B., Chervonyuk V.V. Some features of GTE elements loading while working in configured of supersonic aircraft. *Trudy LII*. 1976. No. 300. 36 p. (In Russ.)
3. Korovin B.B. Identifikatsiya aerouprugikh yavleniy v lopatkakh turbomashin metodom spektral'nogo analiza. *V kn.: «Aerouprugost' turbomashin»*. Kiev: Naukova Dumka Publ., 1980. P. 159-168. (In Russ.)
4. Korovin B.B., Chervonyuk V.V. O vozmozhnosti regulirovaniya urovnya vyzhdennykh kolebaniy lopatok turbomashin s pomoshch'yu upravlyaemogo vozdeystviya na potok. *V sb.: «Vibratsionnaya prochnost' i nadezhnost' dvigateley i sistem letatel'nykh apparatov»*. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1983. P. 79-84. (In Russ.)
5. Chervonyuk V.V. *Prichiny vibroaktivnosti GTD v komponovke letatel'nogo apparata i metodologiya letnykh vibratsionnykh ispytaniy i obespecheniya ekspluatatsionnogo vibrokontrolya aviatsionnykh dvigateley. Diss. ... doktora tekhn. nauk* [Causes of aircraft gas turbine engine vibration activity, methodology of flight vibration tests and ensuring aviation engine vibration monitoring in flight operation]. Zhukovsky, 1991. 308 p.
6. Chervonyuk V.V., Akopyan E.G. Individual'nyy kontrol' dvigateley D-30KP kak sostavnaya chast' resursoberegayushchey ekspluatatsii samoletov Il-76 aviakompanii «Iliavia». *Trudy mezhdunarodnogo nauchno-technicheskogo simpoziuma «Aviatsyonnye tehnologii 21 veka» (August, 17-22, 1999, Zhukovsky, Russian Federation)*. Zhukovsky: Central Aerohydrodynamic Institute Publ., 1999.