

Журнал основан в 1932 году • Москва

Ежеквартальный научно-технический журнал

Орган Департамента авиационной промышленности
Министерства промышленности и торговли РФ
и
Национального института авиационных технологий

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.		Стр.
САМОЛЕТО- И ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЕ		ВОПРОСЫ ТЕХНОЛОГИИ	
Левин А.В., Коняхин С.Ф., Юхнин М.М., Харитонов С.А., Коробков Д.В., Макаров Д.В. Расчет электрических параметров системы генерирования электроэнергии нестабильной частоты и стабильного напряжения	3	Никulichев И.В., Серков Н.А., Коваленко А.В., Шлесберг И.С. Влияние охлаждения на точность позиционирования многокоординатного станка МС-300	33
Лозовский И.В. Исследование математической модели транспортной операции для легких летательных аппаратов	10	Власенков А.В., Молостов С.В., Умнов В.П. Исполнительная система технологического робота-станка для обработки лопаток ГТД	38
Кудряшов А.Б. Конечно-элементное моделирование усталостных испытаний композитной лопасти рулевого винта вертолета	12	Плихунов В.В., Коваленко А.В., Орешкин О.М. Разработка бесконтактной системы оценки шероховатости для АСУ ТП лазерного полирования	42
ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ		Хопин П.Н. Об оценке антифрикционных характеристик пар трения с твердосмазочными покрытиями различных составов	47
Попов В.Г., Викулин А.В., Чеснова В.А., Маркелов М.С. Влияние геометрических характеристик каналов сложной конфигурации на многопараметрические функции теплообмена	17	Давыдов О.Ю., Егоров В.Г., Фоменко И.В. Повышение эффективности технологии производства облегченных фланцев из титановых сплавов	52
Богданов В.И., Якубовский К.Я. Концепция одноновального ТРДД на базе газогенератора двигателя РД-33	20	КАЧЕСТВО, НАДЕЖНОСТЬ, РЕСУРС	
Иноземцев А.А., Сычев В.К., Снитко М.А., Бакулин М.Г., Масловский А.В., Табачук И.С. Микроволновые системы измерения радиальных зазоров между торцами рабочих лопаток и корпусом ГТД	23	Торпачев А.В. Методика поиска оптимальных решений при проектировании грузоподъемного оборудования аэрокосмических комплексов	57
Бабкин В.И., Алексахин А.А., Яновский Л.С., Дунаев С.В., Хурумова А.Ф. Авиационные смазочные масла для современных ГТД	28	Волков О.В., Горбенко А.В., Шевченко И.В. Экспериментальная проверка метода пересчета предельных баллистических зависимостей для модулей МКС, затененных проникаемыми элементами конструкции	59
		Виноградов В.Ю. Диагностирование авиационных ГТД по параметрам, измеренным за срезом сопла	63
		Щеголев Г.П., Супонько К.Л., Кречко А.В. Определение эксплуатационных потребностей в исправных авиационных двигателях для обеспечения жизненного цикла парка однотипных воздушных судов	68

Журнал включен в перечень ВАК

Magazine was founded in the year 1932 • Moscow

Quarterly scientific and technical magazine

Publication of Department of the Aviation Industry,
the RF Ministry for Industry and Trade,
and
National Institute of Aviation Technologies

CONTENT

Pp.	Pp.
AIRCRAFT AND HELICOPTER ENGINEERING	
Levin A.V., Konyahin S.F., Yuhnin M.M., Haritonov S.A., Korobkov D.V., Makarov D.V. Calculation of electric parameters for a power generation system with frequency instability and voltage stability	3
Losovsky I.V. Investigation on a mathematical model of transport operations for light aircrafts	10
Kudryashov A.B. Finite element modeling of fatigue tests of a helicopter tail rotor composite blade	12
ENGINE BUILDING	
Popov V.G., Vikulin A.V., Chesnova V.A., Markelov M.S. Effect of geometrical characteristics of the complex-shaped channels on the multi-parametric functions of heat exchange	17
Bogdanov V.I., Yakubovsky K.Ya. The concept of a single-shaft turbofan engine based on the RD-33 engine gas generator	20
Inozemtsev A.A., Sychev V.K., Snitko M.A., Bakulin M.G., Maslovsky A.V., Tabachuk I.S. Microwave systems for measuring tip clearance between the tips of blades and gas turbine engine housing	23
Babkin V.I., Aleksashin A.A., Yanovsky L.S., Dunayev S.V., Hurumova A.F. Aviation lubricating oils for modern gas turbine engines	28
TECHNOLOGY PROBLEMS	
Nikulichev I.V., Serkov N.A., Kovalenko A.V., Shlesberg I.S. The influence of cooling on positioning accuracy of MC-300 multi-axis machine tool	33
Vlasenkov A.V., Molostov S.V., Umnov V.P. Actuating system of the manufacturing robot-machine for processing gas turbine blades	38
Plikhunov V.V., Kovalenko A.V., Oreshkin O.M. Development of a noncontact system of roughness evaluation for laser polishing industrial process-control system	42
Khopin P.N. On estimation of antifrictional characteristics of friction pairs with solid lubricating coatings of various compositions	47
Davydov O.Yu., Egorov V.G., Fomenko I.V. Improving efficiency of manufacturing technology for light-weight titanium alloy flanges	52
QUALITY, RELIABILITY, SERVICE LIFE	
Torpachov A.V. Procedure for searching optimal solutions in designing aerospace complex hoisting machines	57
Volkov O.V., Gorbenko A.V., Shevchenko I.V. Experimental check of the recalculation technique of ballistic limit relations for iss modules shaded with permeable structural elements	59
Vinogradov V.Yu. Diagnosing aircraft gas turbine engines on parameters measured downstream of the nozzle exit	63
Schegolev G.P., Supon'ko K.L., Krechko A.V. Evaluation of the operational demands for faultless aviation engines to ensure life cycle of a single-type aircraft fleet	68

САМОЛЕТО- И ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЕ

РАСЧЕТ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ ГЕНЕРИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ НЕСТАБИЛЬНОЙ ЧАСТОТЫ И СТАБИЛЬНОГО НАПРЯЖЕНИЯ*

*А.В.Левин, докт. техн. наук; С.Ф.Коняхин, канд. техн. наук;
М.М.Юхнин, канд. техн. наук (ОАО «АКБ “Якорь”»);
С.А.Харитонов, докт. техн. наук; Д.В.Коробков; Д.В.Макаров
(Новосибирский государственный технический университет)*

Приведены результаты расчета трех вариантов для выбора параметров системы генерирования электроэнергии переменной частоты и постоянного выходного напряжения на базе синхронного генератора, возбуждаемого постоянными магнитами, и полупроводникового преобразователя.

Ключевые слова: синхронный генератор, переменная частота, регулирование напряжения, полупроводниковый преобразователь.

CALCULATION OF ELECTRIC PARAMETERS FOR A POWER GENERATION SYSTEM WITH FREQUENCY INSTABILITY AND VOLTAGE STABILITY. *A.V.Levin, Dr.Techn.Sc; S.F.Konyahin, Cand.Techn.Sc; M.M.Yuhnin, Cand.Techn.Sc; S.A.Haritonov, Dr.Techn.Sc; D.V.Korobkov; D.V.Makarov.*

The article presents calculation results of three variants for selecting parameters of a power generation system having variable frequency and direct output voltage based on a synchronous permanent-magnet generator and solid-state inverter.

Keywords: synchronous generator, variable frequency, voltage regulation, solid-state inverter.

Последние годы на борту летательных аппаратов находят применение системы генерирования электроэнергии нестабильной частоты и стабильного напряжения. Одним из возможных вариантов построения подобного рода систем является использование синхронного генератора с возбуждением от постоянных магнитов с параллельно включенным полупроводниковым преобразователем.

Токи и напряжения в системе зависят от выбранного варианта проектирования и способа управления (рис. 1). При определении параметров системы будем считать заданными, кроме номинальных параметров нагрузки, диапазон частот D , минимальную или максимальную частоту ω_{\min} , ω_{\max} , минимальное значение тока короткого замыкания $I_{\text{кз}}$, максимальный ток нагрузки $I_{\text{н max}}$ и коэффициент сдвига $\cos \varphi_{\text{н}}$ в режиме перегрузки системы генерирования электрической энергии (СГЭЭ). Искомыми величинами

* Работа выполнена при финансовой поддержке гранта № 13 G36.31.0010 от 22.10.2010 г.

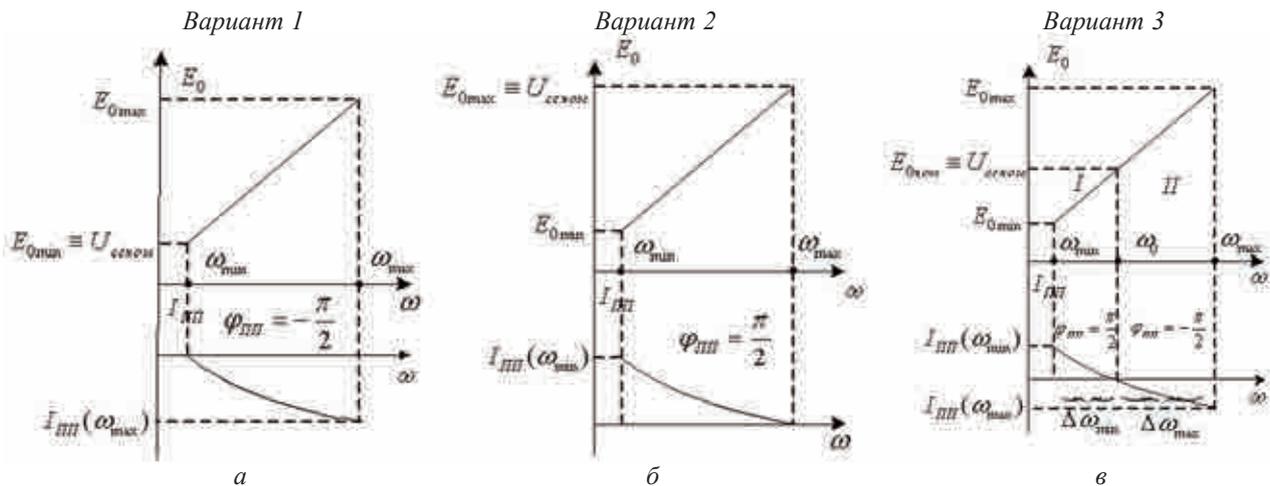


Рис. 1. Варианты проектирования параметров и способа управления СГЭЭ

нами являются зависимость тока полупроводникового преобразователя (ПП) от частоты $I_{\text{ПП}}(\omega)$ и его максимальное значение $I_{\text{ПП max}}$, ЭДС генератора на минимальной частоте $E_{0 \text{ min}}$, а также максимальные устанавливаемые мощности генератора и преобразователя.

Вариант 1. Величина ЭДС холостого хода генератора $E_{0 \text{ min}}$ выбирается при $\omega = \omega_{\text{min}}$ в режиме максимального тока нагрузки $I_{\text{H}}^* = I_{\text{H max}}^*$, при этом ток ПП равен нулю ($I_{\text{ПП}}(\omega_{\text{min}}^*) = 0$). Используя соотношение (1) из работы [1], получим следующее соотношение для определения величины $E_{0 \text{ min}}^*$:

$$E_{0 \text{ min}}^* = \left[\sqrt{1 - \left(\frac{I_{\text{H max}}^* \cos \varphi_{\text{H}}}{I_{\text{кз}}^*} \right)^2} - \frac{I_{\text{H max}}^* \sin \varphi_{\text{H}}}{I_{\text{кз}}^*} \right]^{-1}. \quad (1)$$

При $\omega = \omega_{\text{max}}$ в режиме холостого хода СГЭЭ очевидно $E_{0 \text{ max}}^* = D E_{0 \text{ min}}^*$ (D – диапазон изменения частоты вращения вала генератора), при этом ток ПП должен иметь максимальное значение, учитывая это, из уравнения (2) работы [1] получим

$$I_{\text{ПП max}}^* = I_{\text{кз}}^* \frac{E_{0 \text{ min}}^* - 1/D}{E_{0 \text{ min}}^*}. \quad (2)$$

В авиационных системах генерирования, как правило, $1 < D \leq 2$, а $I_{\text{кз}}^* > 3$. На рис. 2

представлена зависимость $E_{0 \text{ min}}^*$ и $I_{\text{ПП max}}^*$ от величин $I_{\text{H max}}^*$, D и $I_{\text{кз}}^*$. График (рис. 2,а) показывает, какую величину ЭДС генератора необходимо выбрать при $\omega = \omega_{\text{min}}$, чтобы для заданного тока нагрузки обеспечить напряжение $U_{\text{H}} = U_{\text{H ном}}$. При индуктивном характере нагрузки требуется большая величина тока ПП для обеспечения стабильности напряжения синхронных генераторов (СГ), что объясняется необходимостью выбора большей величины ЭДС $E_{0 \text{ min}}$ при условии $\cos \varphi_{\text{max}} < 1$ (рис. 2,б,в,г). Расчеты показывают, что для $I_{\text{кз}}^* = 3$, $D = 2$ и $I_{\text{H max}}^* = 1,5$ максимальное значение тока ПП должно быть $\leq 2,1 I_{\text{H ном}}$.

Зависимость тока ПП от изменения частоты ω^* , величины и характера тока нагрузки при заданной величине $E_{0 \text{ min}}^*$ определяется соотношением

$$I_{\text{ПП}}^* = \sqrt{(I_{\text{кз}}^*)^2 - (I_{\text{H}}^* \cos \varphi_{\text{H}})^2} - I_{\text{H}}^* \sin \varphi_{\text{H}} - I_{\text{кз}}^* / E_{0 \text{ min}}^* \omega^*, \quad (3)$$

а зависимость тока $I_{\text{сг}}^*$ от тех же величин можно найти из соотношения

$$I_{\text{сг}}^*(\omega^*) = \sqrt{[I_{\text{ПП}}^*(\omega^*) + I_{\text{H}}^* \sin \varphi]^2 + (I_{\text{H}}^* \cos \varphi)^2}. \quad (4)$$

Из полученных соотношений следует, что максимальный ток генератора в СГЭЭ при $I_{\text{кз}}^* = 4$ и $D = 2$ равен 2,65.

Значение максимальной установленной

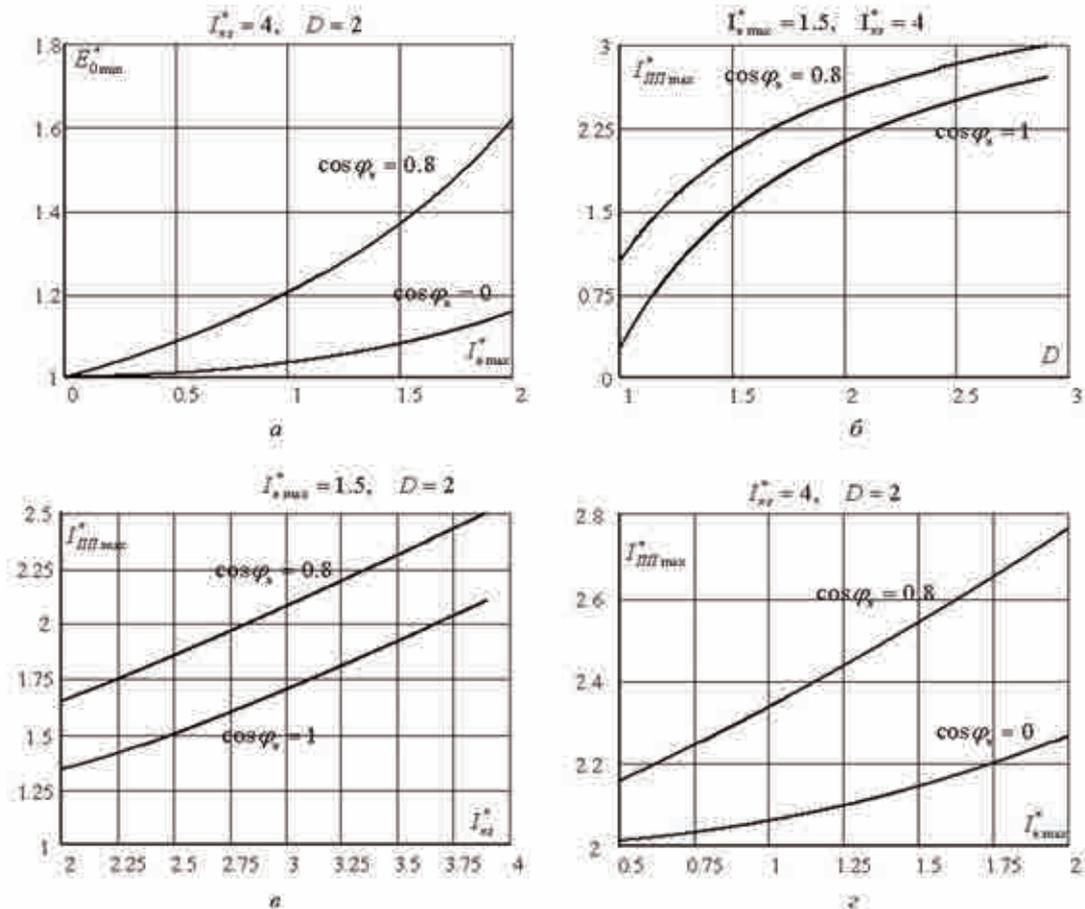


Рис. 2. Зависимости ЭДС СГ и токов ПП от режимов работы системы

мощности СГ и ПП ($S_{сг}^*$, $S_{пп}^*$) определим относительно максимальной мощности нагрузки с помощью соотношений:

$$S_{сг}^* = \frac{3I_{сг}^* U_n}{3I_{н max}^* U_{ном}} = \frac{I_{сг}^*}{I_{н max}^*}; \quad (5)$$

$$S_{пп}^* = \frac{3I_{пп}^* U_n}{3I_{н max}^* U_{ном}} = \frac{I_{пп}^*}{I_{н max}^*}.$$

Как показывают расчеты, максимальные установленные мощности СГ и ПП для $I_{сг}^* = 4$ и $D = 2$ и $I_{н max}^* = 1,5$ будут равны: $1,76S_{н max}$, $1,69S_{н max}$ соответственно.

Вариант 2. Электродвижущая сила СГ выбирается, исходя из режима холостого хода при $\omega = \omega_{max}$, из условия $E_{0 max}^* = 1$. Тогда получим $E_{0 min}^* = 1/D$.

Максимальное значение тока ПП определяется из режима $\omega = \omega_{min}$ при максимальном токе нагрузки из соотношения (2) работы [1]:

$$I_{пп max}^* = I_{сг}^* D + I_{н max}^* \sin \varphi_n - \sqrt{(I_{сг}^*)^2 - (I_{н max}^* \cos \varphi_n)^2}.$$

Зависимость относительного значения тока ПП от изменения частоты ω^* , величины и характера тока нагрузки определяется уравнением

$$I_{пп}^* = I_{сг}^* D \omega^* + I_{н}^* \sin \varphi_n - \sqrt{(I_{сг}^*)^2 - (I_{н}^* \cos \varphi_n)^2}.$$

Аналогичная зависимость тока СГ описывается соотношением (4).

Относительные значения максимальной мощности СГ и ПП ($S_{сг}^*$, $S_{пп}^*$) определяются с помощью зависимостей (5) при $\omega = \omega_{min}$.

На рис. 3 приведена зависимость тока ПП от диапазона частот вращения и величины тока короткого замыкания СГ для двух значений коэффициента мощности нагрузки. Как следует из этих графиков, данный вариант построения системы требует существенно большего значения тока ПП, чем вариант 1. Отчасти это объясняется тем, что при-

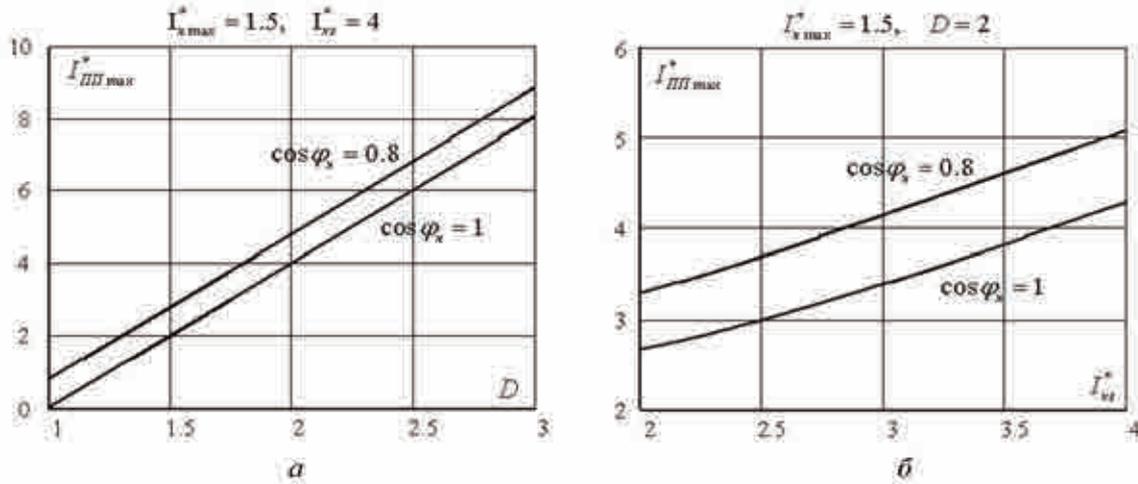


Рис. 3. Зависимость тока ПП от диапазона частот вращения (а) и величины тока короткого замыкания (б)

ходится компенсировать уменьшение напряжения СГ, вызванного током нагрузки. Расчеты показывают, что в данном варианте значение тока генератора практически полностью определяется величиной тока ПП.

Вариант 2 построения системы при больших диапазонах частоты вращения вала СГ значительно уступает по величине тока ПП максимальной установленной мощности преобразователя и генератора в варианте 1. Как следует из расчетов, максимальные установленные мощности СГ и ПП для $I_{кз}^* = 4$, $D = 2$ и $I_{н\max}^* = 1,5$ будут равны $4,07S_{СГ\max}$, $3,39S_{н\max}$ соответственно. Зависимость диапазона частот от величины тока короткого замыкания, в котором величина

тока ПП не превышает номинального значения тока нагрузки, показана на рис. 4.

Численный анализ показывает, что для $D \leq 1,15$ в первом варианте и для $D \leq 1,1$ во втором варианте ток преобразователя не превышает величины $I_{н\text{ ном}}$ при условии, что $I_{н\max} = I_{н\text{ ном}}$. Если $I_{н\max} = 1,5I_{н\text{ ном}}$, ток ПП не превышает величины $1,5I_{н\text{ ном}}$ для $D \leq 1,24$ в обоих вариантах.

В а р и а н т 3. Исходя из принципа работы системы в данном варианте максимальное значение тока преобразователя следует искать на краях частотного диапазона, то есть при $\omega = \omega_{\min}$ и $\omega = \omega_{\max}$:

$$\begin{cases} I_{III}^*(\omega_{\min}^*) = \frac{I_{кз}^*}{E_{0\min}^*} + I_{н}^* \sin \varphi_{н} - \sqrt{(I_{кз}^*)^2 - (I_{н}^* \cos \varphi_{н})^2}, \\ I_{III}^*(\omega_{\max}^*) = \sqrt{(I_{кз}^*)^2 - (I_{н}^* \cos \varphi_{н})^2} - \frac{I_{кз}^*}{E_{0\min}^* D} - I_{н}^* \sin \varphi_{н}. \end{cases} \quad (6)$$

Анализ работы системы показал, что максимальное значение тока ПП при $\omega = \omega_{\min}$ будет иметь место при $I_{н} = I_{н\max}$ и $\cos \varphi_{н} < 1$ (обозначим его как $I_{\max+}^*$); максимальное значение тока ПП при $\omega = \omega_{\min}$ будет наблюдаться в режиме холостого хода (обозначим его как $I_{\max-}^*$). Тогда с учетом уравнений (6) получим

$$\begin{cases} I_{\max+}^* = \frac{I_{кз}^*}{E_{0\min}^*} + I_{н\max}^* \sin \varphi_{н} - \sqrt{(I_{кз}^*)^2 - (I_{н\max}^* \cos \varphi_{н})^2}, \\ I_{\max-}^* = I_{кз}^* \left(1 - \frac{1}{E_{0\min}^* D} \right). \end{cases} \quad (7)$$

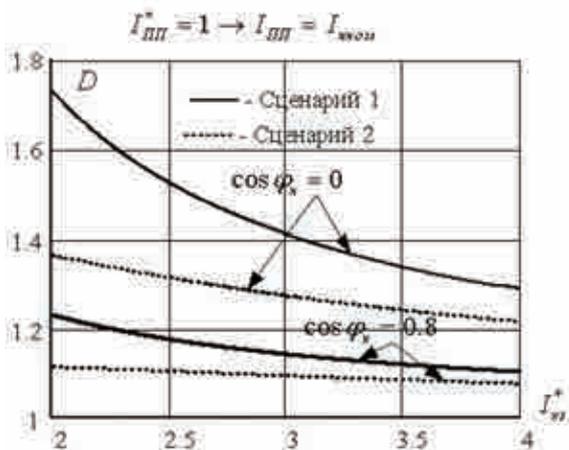


Рис. 4. Зависимость диапазона частот от величины $I_{кз}^*$, в котором ток ПП не превышает номинального значения тока нагрузки

Так как емкостный ($I_{\max+}^*$) и индуктивный ($I_{\max-}^*$) токи формируются одним преобразователем, логично в качестве критерия проектирования принять равенство

$$I_{\max+}^* = I_{\max-}^* = I_{\text{ПП max}}^* \quad (8)$$

Отсюда получим выражение для определения $E_{0\min}^*$:

$$E_{0\min}^* = \frac{1+D}{D} \left[1 - \frac{I_{\text{н max}}^*}{I_{\text{кз}}^*} \sin \varphi_{\text{н}} + \sqrt{1 - \left(\frac{I_{\text{н max}}^*}{I_{\text{кз}}^*} \cos \varphi_{\text{н}} \right)^2} \right]^{-1} \quad (9)$$

На рис. 5 представлена зависимость $E_{0\min}^*$ ($I_{\text{н max}}^*$) при различных значениях $\cos \varphi_{\text{н}}$ от максимального тока нагрузки. График показывает, какую величину ЭДС генератора необходимо выбрать при $\omega = \omega_{\min}$, чтобы для $I_{\text{н}} = I_{\text{н max}}^*$ обеспечивалось равенство $U_{\text{н}} = U_{\text{н ном}}$ при условии $I_{\max+}^* = I_{\max-}^*$.

Используя формулы (7)–(9), получим выражение для определения максимального тока ПП:

$$I_{\text{ПП max}}^* = I_{\text{кз}}^* \left[\frac{D}{1+D} + \frac{1}{1+D} \frac{I_{\text{н max}}^*}{I_{\text{кз}}^*} \sin \varphi_{\text{н}} - \frac{1}{1+D} \sqrt{1 - \left(\frac{I_{\text{н max}}^*}{I_{\text{кз}}^*} \cos \varphi_{\text{н}} \right)^2} \right] \quad (10)$$

В соответствии с соотношением (10) можно сделать вывод, что при $I_{\text{кз}}^* \approx 3$ в диапазоне $D < 2$ максимальный ток ПП примерно ограничен величиной тока перегрузки $I_{\text{н max}}^*$, а при $D < 1,4$ выполняется неравенство $I_{\text{ПП max}}^* < 1$, то есть максимальный ток преобразователя не превышает номинального тока нагрузки.

Определим частоту ω_0^* , при которой ток ПП становится равным нулю:

$$\omega_0^* = \frac{D}{1+D} \left\{ 1 + \left[\sqrt{1 - \left(\frac{I_{\text{н max}}^*}{I_{\text{кз}}^*} \cos \varphi_{\text{н}} \right)^2} - \frac{I_{\text{н max}}^*}{I_{\text{кз}}^*} \sin \varphi_{\text{н}} \right]^{-1} \right\} \quad (11)$$

При проектировании ПП полезно знание диапазонов частот $\Delta\omega_{\min}^* = \omega_0^* - \omega_{\min}^*$ и $\Delta\omega_{\max}^* = \omega_{\max}^* - \omega_0^*$, так как время нахождения

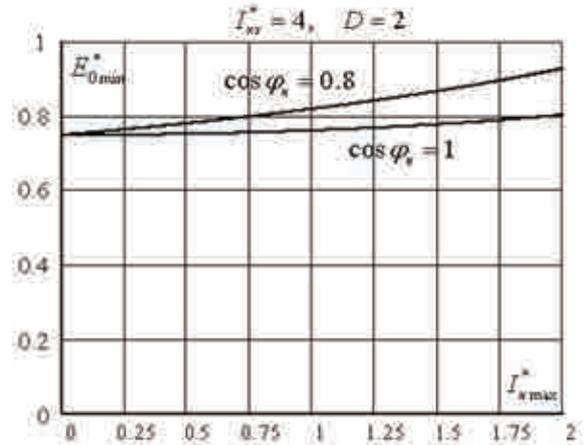


Рис. 5. Зависимость минимального значения ЭДС СГ от максимального тока нагрузки

в том или ином диапазоне определяет ресурс и тепловой режим элементов полупроводникового преобразователя:

$$\left\{ \begin{aligned} \Delta\omega_{\min}^* &= \frac{1}{1+D} \left\{ D \left[\sqrt{1 - \left(\frac{I_{\text{н max}}^*}{I_{\text{кз}}^*} \cos \varphi_{\text{н}} \right)^2} - \frac{I_{\text{н max}}^*}{I_{\text{кз}}^*} \sin \varphi_{\text{н}} \right]^{-1} - 1 \right\}, \\ \Delta\omega_{\max}^* &= \frac{D}{1+D} \left\{ D - \left[\sqrt{1 - \left(\frac{I_{\text{н max}}^*}{I_{\text{кз}}^*} \cos \varphi_{\text{н}} \right)^2} - \frac{I_{\text{н max}}^*}{I_{\text{кз}}^*} \sin \varphi_{\text{н}} \right]^{-1} \right\}. \end{aligned} \right.$$

Далее для случая $I_{\max+}^* = I_{\max-}^* = I_{\max}^*$ приведем графики зависимостей искомых электрических величин от режимов работы системы (рис. 6–8).

На рис. 6 приведены зависимости частоты ω_0^* (рис. 6,а) и диапазонов частот $\Delta\omega_{\min}^*$ и $\Delta\omega_{\max}^*$ (рис. 6,б) от величины тока в нагрузке для двух значений $\cos \varphi_{\text{н}}$. С увеличением тока нагрузки и уменьшением $\cos \varphi_{\text{н}}$ происходит расширение частотного диапазона, в котором ПП работает в качестве источника емкостного тока. В диапазоне токов нагрузки $I_{\text{н ном}} < I_{\text{н}} \leq I_{\text{н max}}$ значение частоты ω_0^* близко к центру диапазона D , то есть происходит примерное выравнивание диапазонов частот $\Delta\omega_{\min}^*$ и $\Delta\omega_{\max}^*$.

Зависимость токов ПП и СГ для двух значений $\cos \varphi_{\text{н}}$ от частоты ω^* приведена на рис. 7. Как следует из рис. 7,б, максимальный ток генератора ($I_{\text{сг max}}^*$) имеет место при

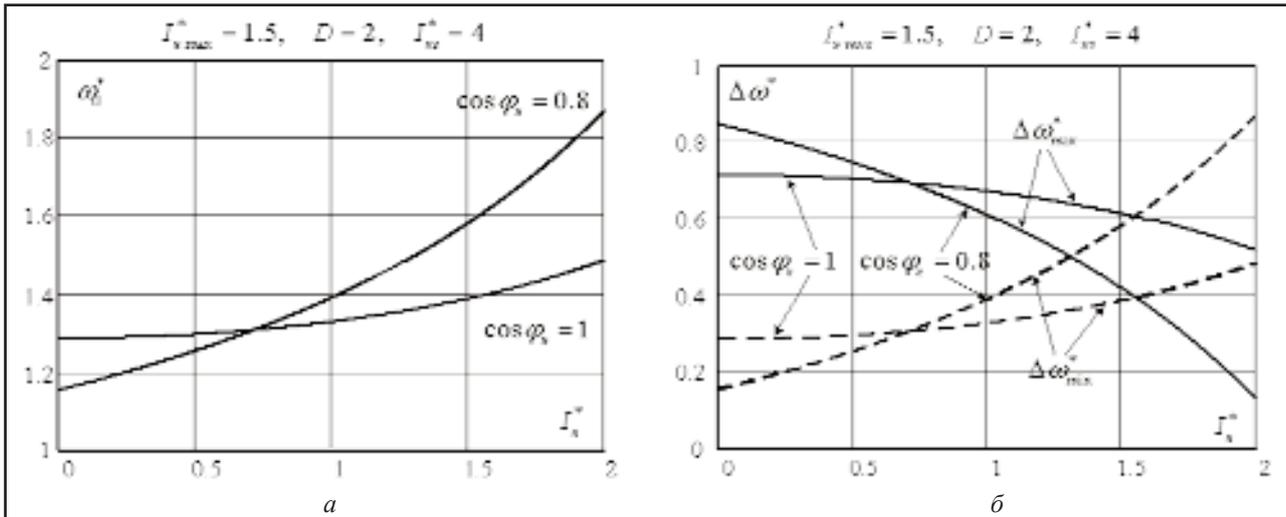


Рис. 6. Зависимость частоты ω_0^* (a) и диапазонов частот $\Delta \omega_{\min}^*$ и $\Delta \omega_{\max}^*$ (б) от тока нагрузки

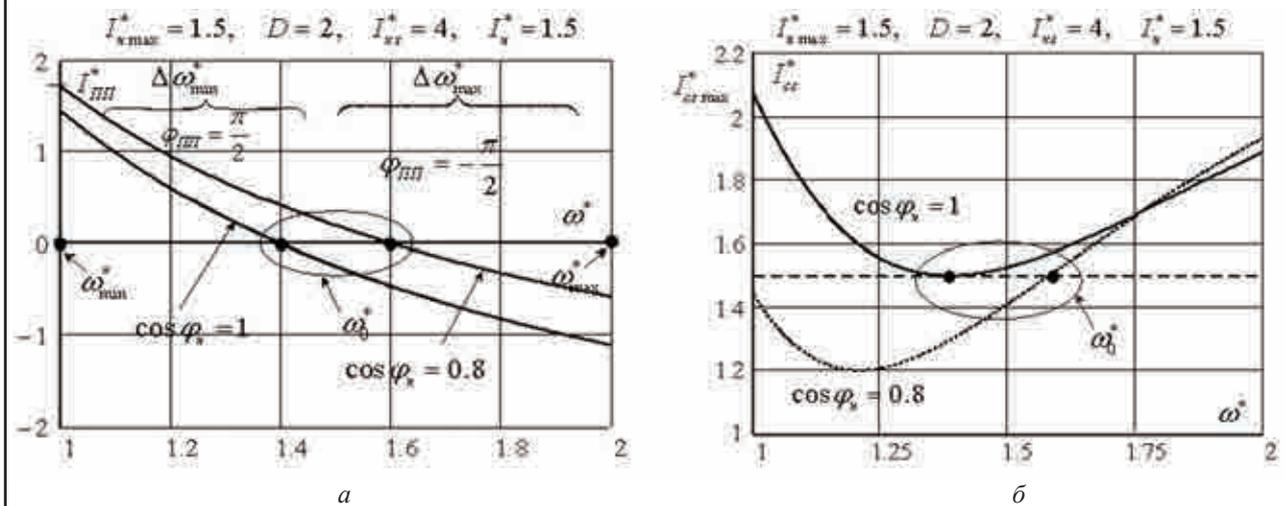


Рис. 7. Зависимость токов ПП (a) и СГ (б) от частоты ω^*

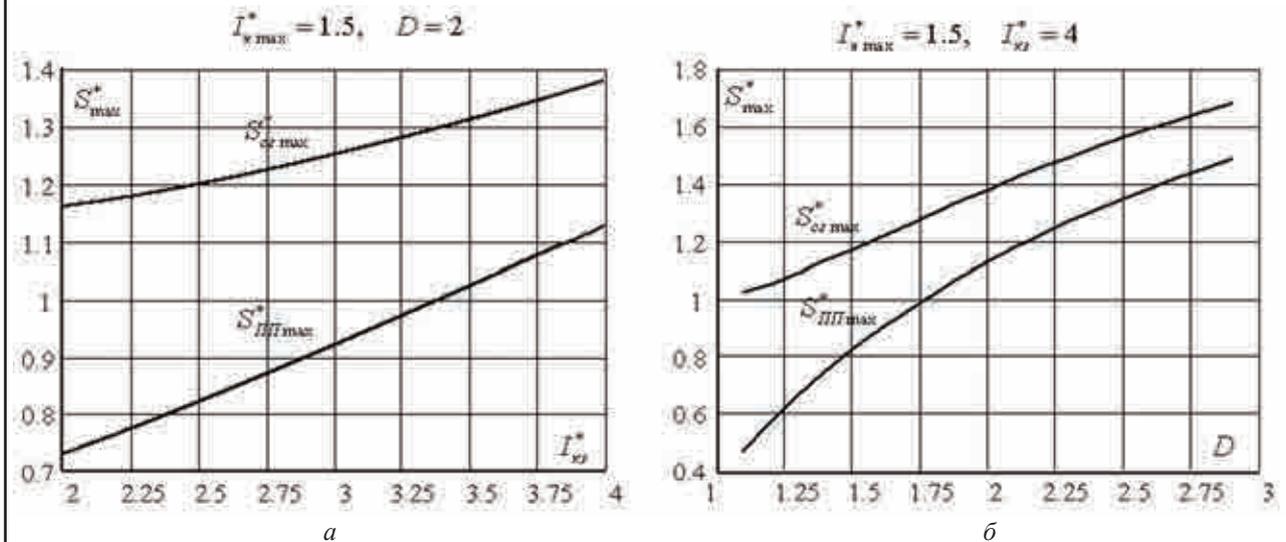


Рис. 8. Зависимость максимальной установленной мощности СГ и ПП от величины тока короткого замыкания (a) и диапазона частот (б)

$\omega^* = \omega_{\min}^*$ и $\cos \varphi_H = 1$. Расчеты и рис. 7,б показывают, что при $I_{\text{кз}}^* \approx 4$, $D = 2$ максимальный ток генератора при параллельно работающем ПП не превышает $1,37I_{\text{н max}}^*$, а при $D < 1,2$ выполняется неравенство $I_{\text{сг max}}^* \leq I_{\text{н max}}^*$.

На рис. 8 представлена зависимость $S_{\text{сг max}}^*$, $S_{\text{ПП max}}^*$ от величины тока короткого замыкания и диапазона частот D . Как следует из графиков, а также результатов расчетов для тока $I_{\text{кз}}^* = 4$ и $D = 2$, установленные мощности будут иметь значение $S_{\text{сг max}}^* = 1,38$, $S_{\text{ПП max}}^* = 1,13$, а при $D = 1,2$ $S_{\text{сг max}}^* = 1,053$, $S_{\text{ПП max}}^* = 0,57$.

Таким образом, СГЭЭ с параллельным вариантом включения преобразователя для стабилизации напряжения СГ с постоянными магнитами при переменной частоте вращения вала имеет относительно низкую установленную мощность полупроводникового преобразователя.

Универсальной схемой полупроводникового преобразователя для рассматриваемого типа СГЭЭ, обеспечивающей все варианты проектирования и способы управления, является схема инвертора напряжения [2, 3], работающая с высокочастотной ШИМ в обратном режиме. Для обеспечения емкостного характера тока $I_{\text{ПП}}$ напряжение на конденсаторах звена постоянного тока должно быть больше величины $1,17U_{\text{н}}$, а в случае индуктивного характера этого тока напряжение должно быть соответственно

меньше этой величины. Такая зависимость напряжения от варианта работы обеспечивается алгоритмом управления преобразователем.

Из предложенных вариантов проектирования и управления системой генерирования электрической энергии с переменной частотой и постоянным выходным напряжением третий позволяет реализовать в полной мере преимущества системы. При его осуществлении в СГЭЭ с двойным диапазоном изменения частоты вращения вала максимальная установленная мощность генератора и преобразователя по отношению к максимальной мощности нагрузки определяются соотношениями $S_{\text{сг max}}/S_{\text{н max}} = 1,38$, $S_{\text{ПП max}}/S_{\text{н max}} = 1,13$. Эти цифры подтверждают преимущество данной схемы СГЭЭ перед вариантом построения с последовательным включением преобразователя.

ЛИТЕРАТУРА

1. Левин А.В., Коняхин С.Ф., Юхнин М.М., Харитонов С.А., Коробков Д.В., Макаров Д.В. Режимы работы системы генерирования электроэнергии нестабильной частоты и стабильного напряжения // Авиационная промышленность. 2012. № 4. С. 9–13.
2. Харитонов С.А. Электромагнитные процессы в системах генерирования электрической энергии для автономных объектов. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2011. 536 с. (Сер. «Монографии НГТУ»).
3. Пат. 81609 РФ, МПК H 02P D/00. Система генерирования стабильного напряжения переменного тока / М.М. Юхнин, А.В. Левин, Э.Я. Лившиц, В.Г. Пузанов, С.А. Харитонов (РФ). – № 2 0081 47 984; заявл. 05.12.08; опубл. 20.03.09, Бюл. № 8. 3 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ТРАНСПОРТНОЙ ОПЕРАЦИИ ДЛЯ ЛЕГКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

И.В.Лозовский (Комсомольский-на-Амуре государственный
технический университет)

Рассмотрена одна из типовых операций, используемых легкими летательными аппаратами. Описаны особенности математического моделирования транспортной операции и приведен вариант критерия эффективности ее выполнения. Дан анализ выполнения транспортной операции для трех видов летательных аппаратов со взлетной массой 800 кг.

Ключевые слова: системный анализ, легкая авиация, математическое моделирование, транспортная операция.

INVESTIGATION ON A MATHEMATICAL MODEL OF TRANSPORT OPERATIONS FOR LIGHT AIRCRAFTS. *I.V.Loovsky.*

One of the standard operations used by light aircrafts is considered. Characteristic features of the mathematical modeling of a transport operation are described, and a version of the measure of efficiency of its performance is presented. Analysis of the transport operation implementation for three aircraft types with the 800 kg takeoff weight is given.

Keywords: system analysis, light aviation, mathematical modeling, transport operation.

Известно, что легкие летательные аппараты могут быть экономически более выгодными при выполнении ряда задач. Системный анализ при проектировании легких летательных аппаратов значительно снижает затраты на проектирование, производство и эксплуатацию, а также долю риска получить неблагоприятный результат.

В последние годы методы системного анализа и синтеза стали использоваться практически на всех этапах проектных работ. Процессы разработки проекта и создания математических моделей, проблемно-ориентированных программных комплексов в ряде случаев совмещены по времени, что обусловлено необходимостью использования новых физических эффектов и принципиально новых решений [1].

Система математических моделей включает (рис. 1) модель летательного аппарата, модель операции, расчет экономических показателей (экономическая модель).

Модель операции (модель функционирования) разрабатывается на основе построенной схемы операции в виде ряда последовательных этапов (шагов) и совокупности элементарных действий составляющих ее элементов. Увеличивая глубину проработки модели операции, можно провести более детальный анализ различных вариантов, но



**Рис. 1. Блок-схема взаимосвязей
математических моделей**

(стрелками показаны потоки исходных данных)

это приводит к резкому росту затрат времени на поиск и подготовку исходной информации. Уменьшение же размерности модели операции приводит к потере части информации и, как следствие, к нерациональным проектным решениям на выходе. Модель операции должна учитывать особенности ландшафта, климата, инфраструктуры.

Транспортная операция предусматривает два наземных участка; взлет и набор высоты; воздушный участок (полет); заход на посадку и посадку; погрузку, разгрузку.

В качестве критерия эффективности выполнения транспортной операции можно принять выражение

$$K = \frac{m_{\text{ком}} L n}{T_{\Sigma} S},$$

где $m_{\text{ком}}$ – коммерческая нагрузка; L – дальность полета; T_{Σ} – общее время операции; n – число полетов (ресурс); S – стоимость изготовления летательного аппарата и затраты на его эксплуатацию до выработки ресурса [2].

Задача моделирования летательного аппарата заключается в определении ЛТХ, то есть основывается на аэродинамическом, массово-компоновочном расчете, расчетах динамики полета, взлетно-посадочных характеристиках. Модель учитывает тип и схему летательного аппарата.

Модель оценки экономических показателей разрабатываемого летательного аппарата определяет финансовые, материальные и людские затраты на всем протяжении жизненного цикла системы (разработка, изготовление, эксплуатация, утилизация).

Проанализируем систему математических моделей. Если не учитывать наземные участки транспортной операции, то при оптимизации летательного аппарата надо особое внимание уделять увеличению скорости полета при заданной дальности. Учет наземного участка транспортной операции показывает, что скорость полета мало влияет

на эффективность, особенно при больших промежутках времени между ними. Поэтому большое внимание должно быть уделено взлетно-посадочным характеристикам, типу взлета и посадки, типу взлетно-посадочных устройств.

Результаты моделирования можно представить в виде графиков $K = f(\pi_i)$, где параметр π – такие характеристики, как скорость полета, полезная нагрузка, максимальная дальность и продолжительность полета, радиус действия и другие, которые в значительной степени определяют облик летательного аппарата.

Автором проведен анализ результатов моделирования транспортной операции для трех видов летательных аппаратов (самолет, вертолет, автожир) взлетной массой $m_0 = 800$ кг. При этом рассматривался регион со слабо развитой сетью аэродромов.

Установлено, что для малых дальностей полета (до 100 км) может эффективно применяться автожир (рис. 2), имеющий большую весовую отдачу при малых эксплуатационных затратах. Но низкая экономичность автожира не позволяет использовать его при больших дальностях полета. Малая дальность полета может осуществляться между близкими населенными пунктами или внутри мегаполиса, то есть автожир может использоваться как аэротакси.

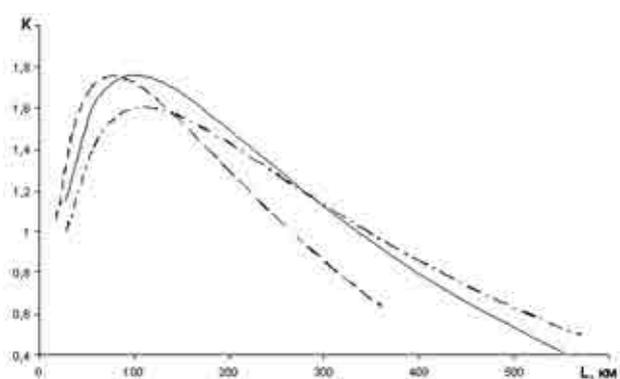


Рис. 2. Зависимость эффективности транспортной операции от дальности полета для различных летательных аппаратов:
 — — — вертолет; — — — автожир;
 - · - · - самолет

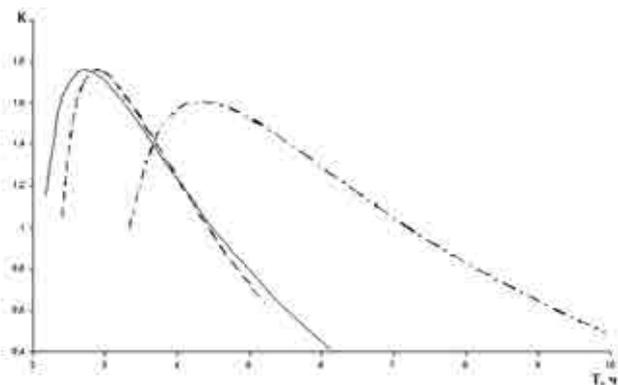


Рис. 3. Зависимость эффективности транспортной операции от общего времени операции для различных ЛА:

— — вертолет; - - - - автожир;
- · - · - самолет

Существуют задачи, когда необходимо быстро доставить груз или пассажира. В этом случае для оценки эффективности можно использовать зависимость показателя эффективности от общего времени операции (рис. 3). График показывает, что наибольшей эффективностью обладает вертолет. Это объясняется лучшими взлетно-по-

садочными характеристиками и высокими скоростными показателями.

Полученные функции могут использоваться в качестве целевых при проведении предварительных расчетов и оптимизационного проектирования, поскольку для каждого летательного аппарата существует своя зона ограничений максимальных значений эффективности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гуляев В.В., Демченко О.Ф., Долженков Н.Н. Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата. М.: Машиностроение-Полет, 2005. 496 с.
2. Житомирский Г.И. Об одной из моделей для оптимизации самолетов транспортной авиации // Методы формализации процесса проектирования самолетных конструкций: Сб. науч. тр. М.: МАИ, 1985. 71 с.
3. Саркисян С.А., Минаев Э.С., Нечаев П.А. Экономическая эффективность перевозок грузов воздушным транспортом. М.: Транспорт, 1984. 168 с.

КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ УСТАЛОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ КОМПОЗИТНОЙ ЛОПАСТИ РУЛЕВОГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА

А.Б.Кудряшов, канд. техн. наук (ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского)

Приведены результаты расчетов продольных деформаций при статическом и динамическом нагружении композиционной лопасти вертолета.

Ключевые слова: конечно-элементное моделирование, вынужденные колебания.

FINITE ELEMENT MODELING OF FATIGUE TESTS OF A HELICOPTER TAIL ROTOR COMPOSITE BLADE. *A.B.Kudryashov, Cand.Tech.Sc.*

Calculation results of the longitudinal strains under static and dynamic loading of a helicopter composite blade are presented.

Keywords: finite element modeling, forced vibrations.

Ускоренные усталостные испытания композитной лопасти рулевого винта вертолета проводятся на основе конечно-элементного моделирования [1]. Математическое сопровождение испытаний представляет научный

и практический интерес.

Усталостным испытаниям и конечно-элементным расчетам¹ подвергался «спаренный» образец лопасти, то есть одновременно два одинаковых образца сегментов ло-

пастей, которые комлями стыковались через соединительный диск (рис. 1).



Рис. 1. Закрепление конечно-элементной модели при динамическом нагружении

Проведение расчетов собственных частот лопасти при приложенной предварительной нагрузке в виде растягивающей силы существенно отличается от расчета без ее приложения. Расчет без предварительной нагрузки может производиться непосредственно с соблюдением соответствующих граничных условий. Приложение предварительной нагрузки производится с помощью тросов, которые образуют небольшой угол с лопастью. Решение этой, в своей основе нелинейной задачи, включает определение малого угла между тросом и лопастью и амплитуды колебаний в месте их соединения. Эту задачу можно упростить и решить путем введения в модель поддерживающей упругой опоры. Жесткость этой опоры является неизвестной величиной и должна быть определена. Для этого автором были проведены расчеты, в которых жесткость опоры изменялась как параметр, при этом сопоставлялись расчетные и экспериментальные амплитуды прогибов под силой, возбуждающей колебания.

В эксперименте возбуждение в лопасти первого тона колебаний в плоскости тяги или вращения при предварительном продольном нагружении проводится вибратором [3]. Оценку сил, действующих на вибраторе от эксцентрично расположенных грузов, произведем по формуле $P = m\omega^2 R$. При определении величины возбуждающей колебания центробежной силы, возникающей от действия вибратора, примем, что $m = 4 \cdot 1,0 = 4,0$ кг, радиус диска R , на окружности которого находится груз, составляет

¹ Конечно-элементное моделирование конструкции и ее расчеты производились на основе системы NASTRAN [2].

90 мм. Частоты колебаний в плоскостях тяги и вращения ω , которые измерены в эксперименте, соответственно были равны 11,0 и 17,0 Гц. Подставив эти значения для случаев колебаний в плоскостях тяги и вращения, получаем силы реакций в опорах 435,6 и 1040,0 Н. Эти значения наиболее близки к получаемым в конечно-элементных расчетах частотам колебаний 10,91 и 16,36 Гц, силам реакций в опоре 559,52 и 1095,3 Н и амплитуде перемещений под силой 2,453 и 1,028 мм. Приведенные величины получаются при площадях поперечного сечения опоры 0,1 и 0,3 мм².

Ввиду малости возбуждающих колебания амплитуд такие поперечные сечения являются вполне достаточными для обеих частот. На рис. 2 приведены графики изменения частот в зависимости от жесткости опор для случаев возбуждения колебаний в плоскостях тяги и вращения.

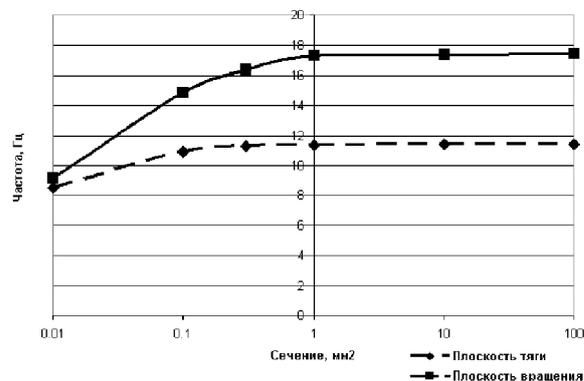


Рис. 2. Зависимость частот от сечения вспомогательной опоры

В процессе экспериментов измерялись прогибы в местах установки датчиков перемещений и деформаций. Кроме того, непосредственно перед диском определялся изгибающий момент в сечении.

В конечно-элементных расчетах исследование соответствующих колебаний велось в виде расчета собственных форм и частот с предварительной нагрузкой. При этом сначала определяли перемещения, деформации и напряжения, возникающие в лопасти под воздействием предварительной статической

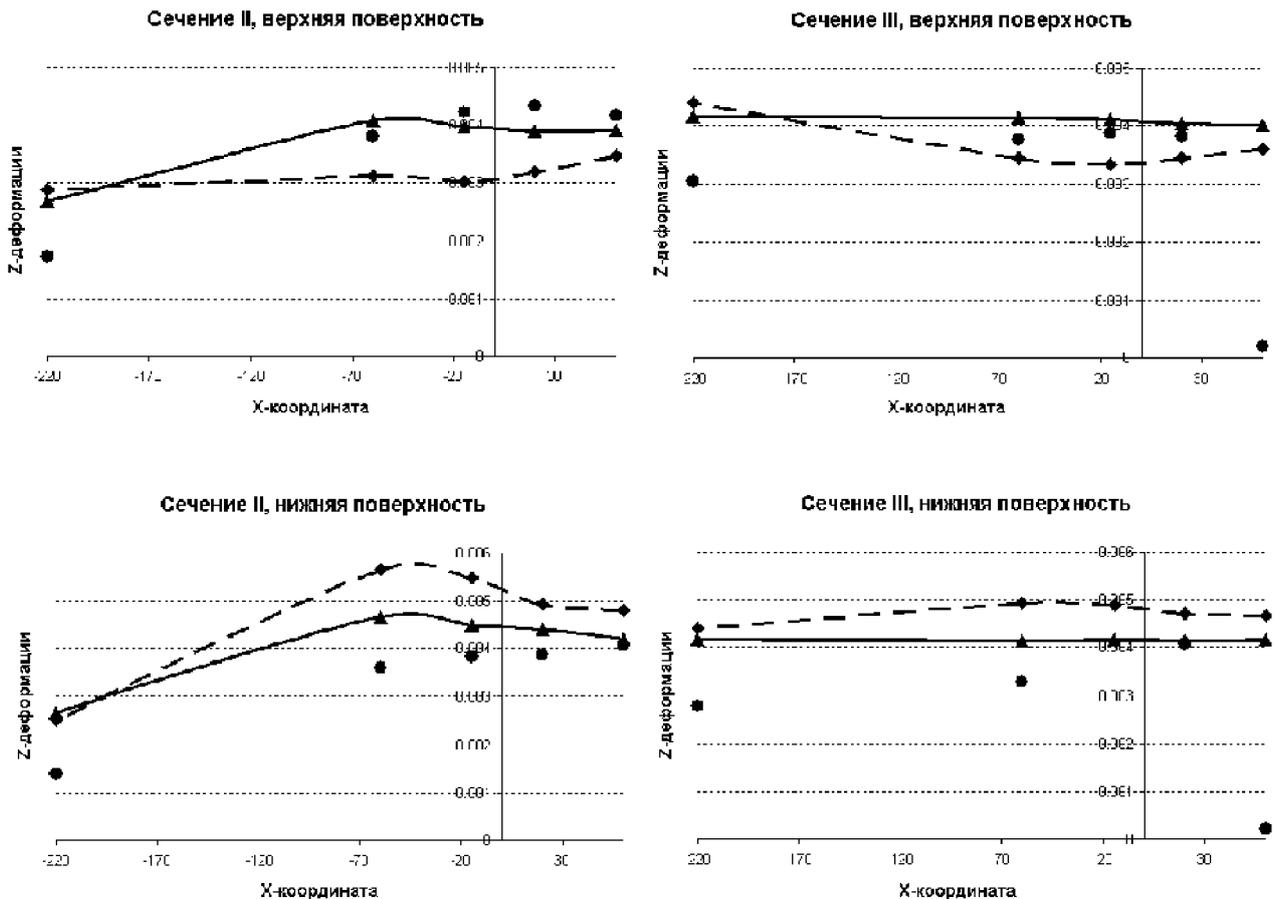


Рис. 3. Продольные деформации по верхней и нижней поверхности в сечениях II и III при статической нагрузке вдоль оси лопасти:

—◆— — линейный расчет; —▲— — нелинейный расчет; ● — эксперимент

нагрузки, которая соответствует 120 кН вдоль оси лопасти, затем собственные формы и частоты колебаний лопасти при этой нагрузке. Собственные формы определяли с точностью до постоянного множителя. Их связь с экспериментальными амплитудами может быть получена либо из сравнения прогибов в отдельных точках лопасти, либо из сравнения внутренних силовых факторов, действующих в ее сечениях. В любом случае из такого сравнения для расчетных перемещений, деформаций и напряжений может быть определен нормировочный коэффициент k_n , связывающий их с экспериментальными перемещениями, деформациями и напряжениями.

Окончательная форма колебаний – сумма перемещений лопасти от статического нагружения вдоль ее оси и форма колебаний в плоскостях тяги или вращения. Во всех

этих случаях проводится учет нелинейных деформаций, что является весьма существенным.

Испытания были проведены на «спаренном» образце лопасти при высокой осевой растягивающей статической нагрузке, которая существенным образом влияет на распределение поперечных перемещений и продольных деформаций в сечении лопасти. Это привело к нелинейной связи деформаций и перемещений, что потребовало решения геометрически нелинейной задачи.

Сравнение для случая воздействия продольной силы F_z проводилось в местах установки тензодатчиков по верхней и нижней поверхностям лопасти для II и III ее сечений, удаленных от торца на 342 и 547 мм соответственно (рис. 3). Кроме этого, в сечении I экспериментальной установки, расположенном непосредственно перед соединением

тельным диском, располагали датчики, по которым определяли контрольные значения изгибающих моментов. Результаты показали существенное влияние нелинейности при расчете статических деформаций. При этом ее учет улучшает совпадение расчетных и экспериментальных данных. Для сравнения приведем в таблице результаты расчета и эксперимента при колебаниях в плоскости тяги. Экспериментальные прогибы U_3 измерялись в местах Z-координаты датчиков. Координаты датчиков выводятся по левому и по правому сегментам испытываемых образцов и начинаются от середины спаренного образца. Приводятся амплитуды A_p собственных форм в узлах конструкции, наиболее близких к экспериментальным точкам и взятым непосредственно из расчета, а также расчетные прогибы U_p в тех же узлах, которые отличаются от расчетных

амплитуд тем, что их значения умножены на коэффициент k_n .

Нормировочный коэффициент k_n определяется как отношение средних арифметических прогибов в местах установки двух центральных датчиков перемещений к среднему арифметическому амплитуд соответствующих им узлов (строки 5 и 5п таблицы). Этот коэффициент получился равным $k_n = 1,186$. На него в дальнейшем для получения перемещений и деформаций умножались соответствующие амплитуды.

В нижней строке таблицы приведены экспериментальные значения моментов в правом датчике, установленном в сечении I, расчетные амплитуды момента и расчетные моменты, получаемые путем умножения амплитуд момента на нормировочный коэффициент. Координата Z отсчитывается от середины «спаренного» образца.

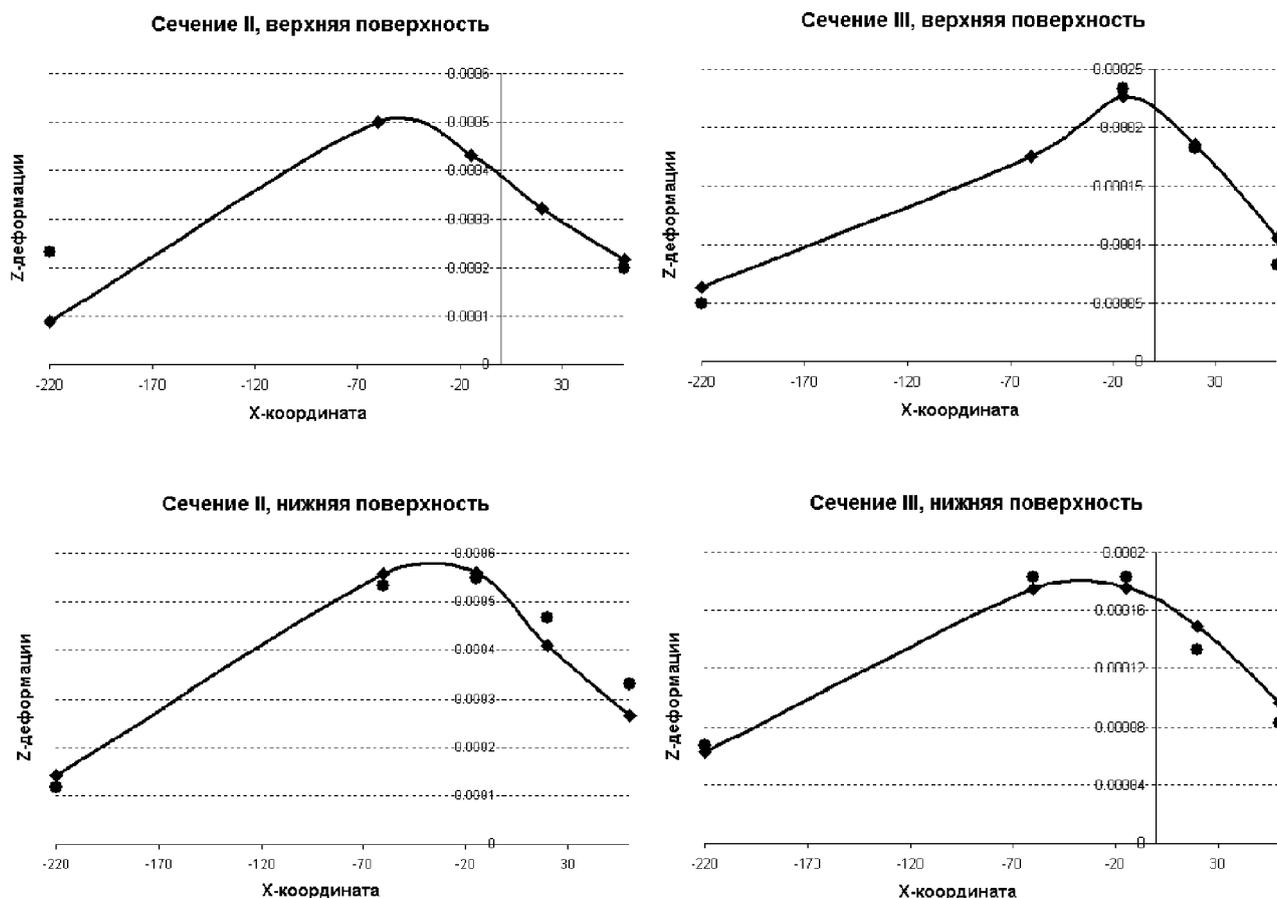


Рис. 4. Продольные деформации лопасти по верхней и нижней поверхности в сечениях II и III при вынужденных колебаниях в плоскости тяги:

—◆— — расчет; ● — эксперимент

№ датчика	Z-координата датчика, мм	Прогиб $U_э$, мм (эксперимент)	Амплитуда A_p , мм	Прогиб U_p , мм
			(расчет)	
0л	-1563	0	0	0
1л	-635	17,3	12,143	14,402
2л	-425	17,6	14,211	16,854
3л	-300	20,0	14,861	17,625
4л	-195	21,5	15,209	18,038
5л	-70	19,3	15,333	18,185
5п	70	17,5	15,468	18,345
4п	195	18,5	15,562	18,457
3п	275	17,5	15,473	18,351
2п	395	17,5	14,844	17,605
1п	740	13,0	12,269	14,551
0	1563	–	2,455	2,912
Момент, Н·м		61000	52467	62278

После умножения амплитуды моментов на нормировочный коэффициент $k_n = 1,186$ был получен контрольный момент в заделке, который подтверждает хорошее согласие ($62278/61000 = 1,02$) расчета и эксперимента.

На рис. 4 представлены для сравнения экспериментальные и расчетные Z деформации, возникающие в сечениях II и III «спаренного» образца лопасти при колебаниях в плоскости тяги.

Обработка результатов для случая колебаний в плоскости вращения проводилась аналогично случаю колебаний в плоскости тяги. При этом нормировочный коэффициент k_n был получен равным 0,7922. Умножая на него амплитуду расчетного момента, был получен контрольный момент в заделке, который при сравнении с заданным обнаруживает хорошее согласование ($221249/230000 = 0,962$) расчета и эксперимента.

Проведенные расчетно-экспериментальные исследования показали удовлетворительное согласие. Перед проведением расчетов необходимо тщательное моделирование конструкции, в первую очередь ее массовых и анизотропных свойств. Расчеты подтвердили достаточно высокое качество усталостных испытаний композиционных лопастей и позволили отработать методику проведения расчетов для такого рода конструкций.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кудряшов А.Б., Федоров Д.С., Щербань К.С. Ускоренные усталостные испытания композитной лопасти рулевого винта вертолета с сопровождающим конечно-элементным моделированием // Авиационная промышленность. 2010. № 4. С. 3–8.
2. MSC.NASTRAN 2001. Quick Reference Guide. 2001.
3. Екименков Л.Н. Развитие методики испытаний на усталость лопастей несущих винтов вертолетов / Тр. ЦАГИ. Вып. 2642. С. 51–54. М.: ЦАГИ, 2001.

ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КАНАЛОВ СЛОЖНОЙ КОНФИГУРАЦИИ НА МНОГОПАРАМЕТРИЧЕСКИЕ ФУНКЦИИ ТЕПЛООБМЕНА

В.Г.Попов, докт. техн. наук; А.В.Викулин, канд. техн. наук;

В.А.Чеснова; М.С.Маркелов («МАТИ – Российский государственный технологический университет имени К.Э. Циолковского»)

Выполнен анализ влияния геометрических параметров каналов охлаждения теплонапряженных конструкций газовой турбины на основные теплофизические факторы.

Ключевые слова: турбина, лопатка, относительная глубина охлаждения, теплоотдача, интенсификаторы теплообмена.

EFFECT OF GEOMETRICAL CHARACTERISTICS OF THE COMPLEX-SHAPED CHANNELS ON THE MULTI-PARAMETRIC FUNCTIONS OF HEAT EXCHANGE. *V.G.Popov, Dr.Techn.Sc; A.V.Vikulin, Cand.Techn.Sc; V.A.Chesnova; M.S.Markelov.*

The paper covers the analysis of the effect of geometrical parameters of the cooling channels in the heat stressed structures of gas turbines on the basic thermophysical factors.

Keywords: turbine, blade, relative depth of cooling, heat emission, heat exchange intensifiers.

Для оценки эффективности системы охлаждения теплонапряженных деталей (например, лопаток газовой турбины) на практике часто используется величина, называемая относительной глубиной охлаждения.

Относительная глубина охлаждения Θ является многопараметрической функцией, зависящей от газодинамических, теплофизических и геометрических параметров.

Коэффициент теплоотдачи от газа α_T определяется геометрией профиля и условиями его внешнего обтекания, а коэффициент теплоотдачи к воздуху α_B зависит от расхода и теплофизических свойств воздуха, а также от геометрии каналов охлаждения и способа интенсификации теплообмена.

При заданном распределении относительной глубины охлаждения по профилю лопатки для увеличения функции подогрева воздуха в лопатке $f(\Delta T_B)$, прямо пропорционально влияющей на относительную глубину охлаждения Θ , необходимо увеличивать расход охлаждающего воздуха G_B . Минимальное значение его может быть получено при максимальном значении отношения α_B/α_T , то есть при максимальном значении коэффициента теплоотдачи к воздуху. Однако для каждого значения относительной глубины охлаждения существует некоторое значение функции $f(\Delta T_B)$, ниже которого значение ее становится недостижимым.

В дальнейшем при анализе теплоотдачи к воздуху в щелевых каналах с интенсифика-

торами теплообмена будем использовать критериальное уравнение теплообмена

$$Nu = Nu_0 k_F \overline{Nu}, \quad (1)$$

где Nu_0 – число Нуссельта для стабилизированного течения в прямой гладкой трубе, k_F – отношение полной поверхности теплообмена к поверхности гладкого канала; \overline{Nu} – коэффициент интенсификации теплообмена,

$$Nu_0 = 0,023 Re_B^{0,8} Pr^{0,4} \left(\frac{T_{ст}}{T_B} \right)^{-0,55}, \quad (2)$$

где Re_B – местное число Рейнольдса; Pr – местное число Прандтля; $T_{ст}$ – температура стенки щелевого канала; T_B – местная температура воздуха,

$$Re_B = \frac{G_B d_\Gamma}{S \mu_B}, \quad (3)$$

где d_Γ и S – гидравлический диаметр и площадь минимального проходного сечения щелевого канала; μ_B – коэффициент динамической вязкости воздуха в щелевом канале.

Полный коэффициент теплоотдачи к воздуху, приведенный к единице поверхности гладкого канала, определяется по формуле

$$\alpha_B = Nu_0 k_F \overline{Nu} \frac{\lambda_B}{\alpha_\Gamma}, \quad (4)$$

где λ_B – коэффициент теплопроводности воздуха.

Как показывает анализ критериальных зависимостей и экспериментальных данных, влияние подогрева воздуха, уменьшение функции $f(\Delta T_B)$ и связанное с этим уменьшение относительной глубины охлаждения в зоне выходной кромки несколько ослабляется положительным влиянием температурного фактора. Отношение $T_{ст}/T_B$ в зоне выходной кромки является минимальным, что приводит к росту критерия Nu_0 .

При заданных значениях полного давления на входе $P_{вх}^*$ в щелевой канал и статического давления на выходе $P_{вых}$ из него расход воздуха через щелевой канал можно

записать в виде

$$G_B = \varphi \frac{m P_{вх}^* q(\lambda) S}{\sqrt{T_B^*}}, \quad (5)$$

где φ – коэффициент расхода, приведенный к площади проходного сечения S ; $m = 0,396$ – численный коэффициент для воздуха; $q(\lambda)$ – газодинамическая функция, определенная в зависимости от отношения $P_{вых}/P_{вх}^*$; T_B^* – температура заторможенно-го потока воздуха.

Из формулы (5) имеем

$$\frac{G_B}{S} = \frac{\varphi m P_{вх}^* q(\lambda)}{\sqrt{T_B^*}}. \quad (6)$$

Используя формулы (2), (3), (6) и полагая $Pr \approx 0,70$, получим

$$Re = \frac{d_\Gamma}{\mu_B} \varphi \frac{m P_{вх}^* q(\lambda)}{\sqrt{T_B^*}} \quad (7)$$

и

$$\alpha_B = \frac{0,02 \left(\frac{\varphi m P_{вх}^* q(\lambda)}{\mu_B \sqrt{T_B^*}} \right)^{0,8}}{\alpha_\Gamma^{0,2} \left(\frac{T_{ст}}{T_B} \right)^{0,55}} k_F \overline{Nu}. \quad (8)$$

Необходимо отметить, что коэффициент k_F в конфузорных щелевых каналах резко уменьшается в направлении к выходной кромке вследствие уменьшения толщины щели $\delta_{щ}$ и в зоне выходной кромки может принимать значения $\approx 1,0$ и менее.

Так, при штырьковом оребрении условие $k_F \approx 1,0$ выполняется при равенстве

$$\pi d_{щ} \delta_{щ} = \frac{\pi d_{щ}^2}{2} \text{ или } d_{щ} = 2\delta_{щ},$$

где $d_{щ}$ – диаметр щелевого канала. Для ребра длиной L и толщиной δ_p данное условие выполняется при равенстве

$$(\delta_p + L) \delta_{щ} \approx \delta_p L \text{ или } \delta_p = \frac{\delta_{щ}}{1 - \frac{\delta_{щ}}{L}}.$$

Условие $\delta_{щ}/L \leq 1$ выполняется при $\delta_p = \delta_{щ}$.

По технологическим соображениям в области минимальных значений $\delta_{щ} = (0,5 \dots 0,7$ мм) возможности развития поверхности в целях обеспечения $k_F > 1,0$ становятся практически исчерпанными.

На рис. 1 показано изменение коэффициента k_F в зависимости от толщины щели $\delta_{щ}$ для трех типов оребрения в зоне выходной кромки: для штырьковой системы (рис. 1,а), вихревой матрицы (рис. 1,б) и системы прерывистых ребер длиной 4 мм с расстоянием между рядами 1 мм (рис. 1,в). Во всех случаях минимальное расстояние между штырьками и ребрами принято равным 1 мм. Уменьшение диаметра штырьков и толщины ребер дает возможность несколько увеличить коэффициент k_F , однако эти резервы весьма малы, если принять во внимание

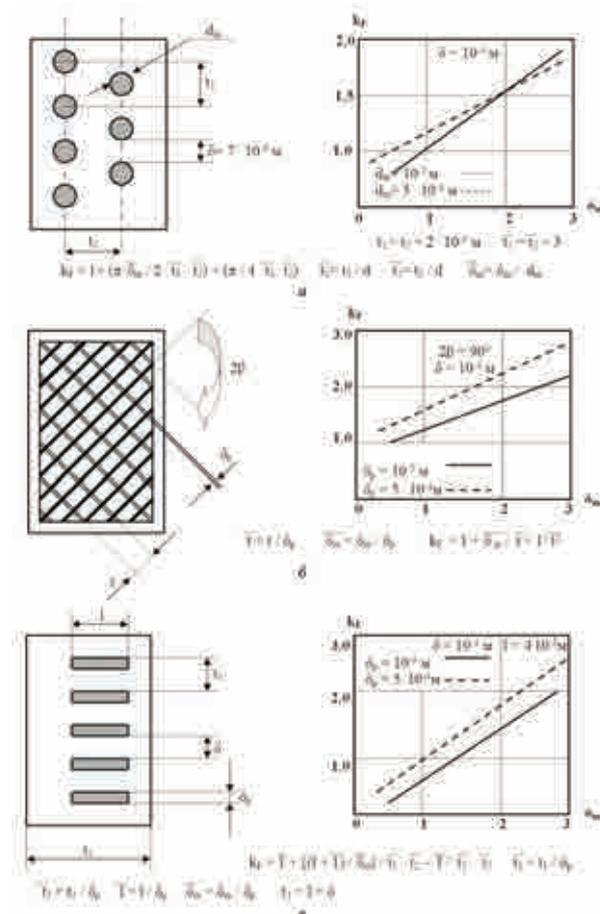


Рис. 1. Зависимость коэффициента формы k_F от толщины щели $\delta_{щ}$ для трех типов оребрения в зоне выходной кромки

ограничения технологического характера.

Влияние гидравлического диаметра d_T

канала также невелико $\left(\alpha_B \sim \frac{1}{d_T^{0,2}} \right)$ для за-

метного увеличения коэффициента теплоотдачи α_B . В связи с этим очевидным является стремление к обеспечению максимального значения комплекса

$$M = \overline{Nu} \varphi^{0,8} \left[P_{вх}^* q(\lambda) \right]^{0,8}, \quad (9)$$

что в первую очередь связано с поиском геометрии интенсификаторов, дающей увеличение коэффициента \overline{Nu} .

Исследования теплообмена в натурных сопловых лопатках показали, что коэффициент \overline{Nu} довольно резко уменьшается с ростом числа Re_B , приближаясь к единице, то есть коэффициент теплоотдачи α_B приближается к значению, характерному для гладкого канала.

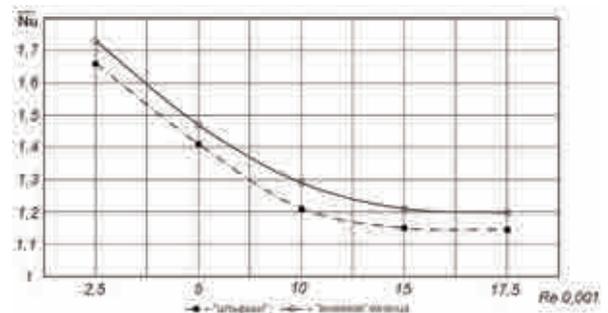


Рис. 2. Изменение коэффициента \overline{Nu} в зависимости от числа Re в зоне выходной кромки охлаждаемых сопловых лопаток со штырьковым оребрением и с вихревой матрицей

На рис. 2 показано изменение коэффициента \overline{Nu} в зоне выходных кромок охлаждаемых сопловых лопаток со штырьковым оребрением и с вихревыми матрицами. Однако анализ экспериментальных данных показывает, что характер зависимостей $\overline{Nu} = f(Re_B)$ может изменяться в зависимости от вида применяемых интенсификаторов и геометрии щелевого канала.

Еще одним фактором, который может оказать влияние на выбор геометрии интенсификаторов в зоне выходной кромки, является толщина стенок лопатки $\delta_{л}$. С уменьшением ее уменьшается комплекс $\alpha_{г}\delta_{л}/\lambda_{л}$ (где $\lambda_{л}$ – коэффициент теплопроводности стенки лопатки), что приводит при одних и тех же значениях $\alpha_{г}$ и $\alpha_{в}$ к уменьшению температуры на внешней поверхности лопатки. Одновременно уменьшается общая толщина выходной кромки и соответственно уменьшаются газодинамические кромочные потери. Уменьшение толщины стенок лопатки в зоне выходной кромки ведет к изменению теплофизических и газодинамических характеристик. Поэтому определяющими факторами при выборе толщины стенок в зоне входной кромки являются требования к прочности, в частности термоусталости, а также факторы технологического характера. Если лопатка удовлетворяет этим требова-

ниям и толщину стенок удастся сделать минимальной, то может оказаться неприемлемым использование интенсификаторов типа лунок – углублений сферического очертания в стенде или каких-либо выемок и углублений другой геометрической формы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Методы измерения и обработки параметров физических процессов при испытании авиационных двигателей и энергетических установок: Учеб. пособие / В.А.Скибин, Ю.И.Павлов, В.Г.Попов и др. М.: ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», 2007. 207 с.
2. **Копелев С.З., Галкин М.Н., Харин А.А. и др.** Тепловые и гидравлические характеристики охлаждаемых лопаток газовых турбин. М.: Машиностроение, 1993. 176 с.
3. **Викулин А.В., Попов В.Г., Ярославцев Н.Л.** Тепловые испытания и доводка охлаждаемых лопаток газовых турбин. Кострома: ООО «КПД», 2012. 568 с.
4. **Иванов В.Л., Леонтьев А.И., Манушин Э.А. и др.** Теплообменные аппараты и системы охлаждения газотурбинных и комбинированных установок. М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2004. 592 с.

КОНЦЕПЦИЯ ОДНОВАЛЬНОГО ТРДД НА БАЗЕ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ДВИГАТЕЛЯ РД-33

В.И.Богданов, докт. техн. наук (Рыбинский государственный авиационный технический университет им. П.А. Соловьева);

К.Я.Якубовский (Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова)

Показана возможность создания дешевого одновального ТРДД тягой 28,0 кН для самолета Як-130 на базе газогенератора серийного двигателя РД-33. Ожидаемый современный уровень характеристик одновального ТРДД для беспилотного самолета Як-130 в основном обеспечивается применением высокоперепадной неохлаждаемой одноступенчатой турбины.

Ключевые слова: одновальный ТРДД, высокоперепадная неохлаждаемая турбина, беспилотный летательный аппарат.

THE CONCEPT OF A SINGLE-SHAFT TURBOFAN ENGINE BASED ON THE RD-33 ENGINE GAS GENERATOR. *V.I.Bogdanov, Dr.Techn.Sc; K.Ya.Yakubovsky.*

The inexpensive single-shaft turbofan engine with 28 kN thrust can be produced for Yak-130 airplane based on the RD-33 serial engine gas generator. The expected modern level of the single-shaft turbofan engine characteristics for unmanned Yak-130 is mainly provided by an uncooled high pressure differential one-stage turbine.

Keywords: single-shaft turbofan engine, uncooled high pressure differential turbine, unmanned aircraft.

В качестве силовой установки на учебно-боевом самолете (УБС) Як-130 применяются два ТРДД АИ-222-25 совместного российско-украинского производства. Двигатель имеет достаточно высокий уровень характеристик. Однако наличие двух двигателей, выполненных по двухвальной схеме с 12 ступенями лопаточных машин (на зарубежных образцах менее 10 [3]) из-за своей конструктивной сложности делает самолет значительно дороже. Поэтому российскими специалистами в области двигателестроения разрабатывается альтернативный ТРДД на базе отечественного серийно выпускаемого двигателя РД-33.

В концепцию предлагаемого ТРДД заложены принципы [1, 4], обеспечивающие качественное упрощение конструкции при сохранении одновальной схемы и высокоперепадной одноступенчатой неохлаждаемой турбины.

Данная концепция была успешно реализована в ОАО «НПО «Сатурн» на малоразмерном ТРДД для беспилотного летательного аппарата (БЛА). Особенности газодинамики турбин для этих двигателей при степени реактивности $\rho = 0,27$ позволяют дополнительно снизить температуру газа в относительном движении в межлопаточных каналах на 80...100К [2], то есть получить температуру газа перед рабочим колесом $T_{г\text{рк}}^* = 1380\text{К}$ при неохлаждаемых рабочих лопатках. Следует отметить, что на современных ТРДД в рассматриваемом классе тяги температура газа перед ра-

бочим колесом с охлаждаемыми лопатками умеренная (1400...1480К). При этом отбор воздуха, необходимый для охлаждения турбины, снижает эффективность рабочего процесса.

Конструктивные схемы одновального ТРДД с высокоперепадной неохлаждаемой турбиной и двигателя АИ-222-25 представлены на рис. 1. В основу одновального двигателя заложен газогенератор серийного ТРДД РД-33. На входе в компрессор устанавливается «нулевая» вентиляционная ступень, высокоперепадная турбина выполняется с неохлаждаемыми рабочими лопатками. При модернизации газогенератора значительно снижается его масса за счет замены материалов, снижения температуры и давления в газоздушном тракте. В итоге упрощается конструкция двигателя и снижается его стоимость более чем в два раза.

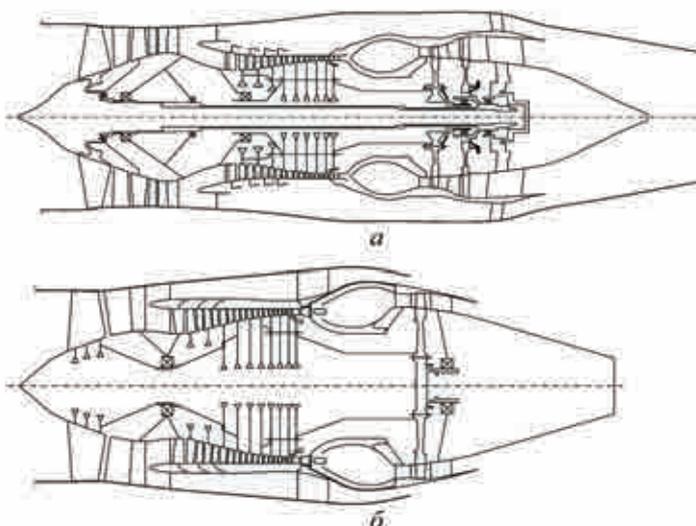


Рис. 1. Схемы АИ-222-25(а) и одновального ТРДД на основе газогенератора РД-33 (б)

Двигатель	R , кН (кгс)	G_B , кг/с	m	$\pi_{\kappa\Sigma}^*$	$T_{гpk}^*$, К	C_R , кг/кгс/ч	γ , кг/кгс
АИ-222-25	24,5 (2500)	49	1,18	15,4	1470	0,64	0,176
Одно- валь- ный ТРДД на базе РД-33	27,5 (2800)	52	0,70	11,7	1360	0,79	0,190

Результаты расчетного исследования по оптимизации газодинамических параметров двигателя, которые следует считать предварительными, представлены в таблице в общепринятых обозначениях в сравнении с параметрами двигателя АИ-222-25. При этом $\pi_t^* = 4,1$, степень повышения давления в вентиляторе $\pi_n^* = 1,7$, к.п.д. турбины $\eta_t^* = 0,86$, к.п.д. вентилятора $\eta_n^* = 0,85$.

Одновальный ТРДД имеет лучшие дроссельные характеристики, снижение удельного расхода топлива может достигать 7–10% на дроссельных режимах по сравнению с двухвальным ТРДД (рис. 2). Известно, что на УБС, имеющих достаточно высокую тяговооруженность, дроссельные режимы работы силовой установки характерны для крейсерского полета. Зарубежные аналоги [5] имеют удельный расход горю-

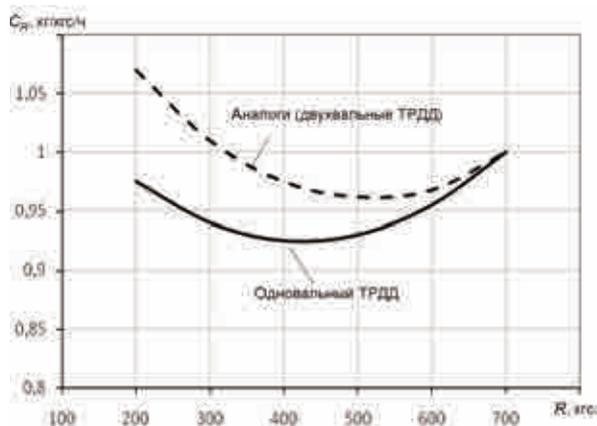


Рис. 2. Предварительная дроссельная характеристика ($H = 11$ км, $M = 0,8$) одновального ТРДД для УБС в сравнении с типовой характеристикой ТРДД двухвальной схемы того же назначения

чего C_R более 0,7 кг/кгс/ч, а ТРДД F-124 – 0,81 кг/кгс/ч.

Некоторое ухудшение динамических (разгонных) характеристик из-за применения одновальной схемы не является критичным для двигателей малой размерности. Следует отметить, что ТРДД по одновальной схеме уже выполнялся: М53 (SNECMA), отечественный Р95-300. В настоящее время созданный научно-технический задел позволяет сократить число ступеней компрессора и турбины (одна ступень вентилятора и одна ступень турбины в рассматриваемом ТРДД) и тем самым улучшить динамические характеристики двигателя.

Перспективность применения высокоперепадной одноступенчатой неохлаждаемой турбины подтверждается созданием современного вертолетного двигателя типа «Ар-диден-3G» (SNECMA) [5]. Подобное исполнение турбины в газогенераторе этого двигателя значительно снизило его стоимость.

Учитывая перспективность применения учебно-боевого самолета Як-130 как беспилотного для снижения его стоимости целесообразно создание дешевого варианта двигателя. Такой двигатель простой конструкции может быть создан по схеме одновального ТРДД с высокоперепадной неохлаждаемой одноступенчатой турбиной на базе газогенератора серийного двигателя РД-33. По предварительной оценке характеристики двигателя будут находиться на современном уровне.

ЛИТЕРАТУРА

1. Богданов В.И., Фадин А.А. Концепция одновального ТРДД с неохлаждаемой высокоперепадной турбиной для беспилотного самолета // Конверсия в машиностроении. 2008. № 2. С. 16–18.
2. Речкобит А.Я. Разработка и исследование высокоперепадных одноступенчатых турбин / Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина и др. // Научный вклад в создание авиационных двигателей. М.: ЦИАМ, 2000. С. 228–231.

3. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / Под общей ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина и др. М.: ЦИАМ, 2010.

4. **Богданов В.И., Якубовский К.Я., Осипов И.В.** Об унифицированном газогенераторе для ГТД мощ-

ностью 800...1300 л.с. // Вестник РГАТУ им. П.А. Соловьева. 2011. № 2. С. 85–87.

5. Справочное издание. Иностранные авиационные двигатели и газотурбинные установки. Вып. 15. М.: ЦИАМ, 2010.

МИКРОВОЛНОВЫЕ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ РАДИАЛЬНЫХ ЗАЗОРОВ МЕЖДУ ТОРЦАМИ РАБОЧИХ ЛОПАТОК И КОРПУСОМ ГТД

А.А.Иноземцев, докт. техн. наук; В.К.Сычев; М.А.Снитко (ОАО “Авиадвигатель”); М.Г.Бакулин, канд. техн. наук; А.В.Масловский, канд. техн. наук; И.С.Табачук, канд. воен. наук (ООО “Радарные технологии – 2Т”)

Описаны математические модели отражений микроволновых сигналов при измерении радиального зазора микроволновой системой.

Ключевые слова: микроволновая система измерения, рабочие (роторные) лопатки, радиальный зазор, торец рабочей лопатки.

MICROWAVE SYSTEMS FOR MEASURING TIP CLEARANCE BETWEEN THE TIPS OF BLADES AND GAS TURBINE ENGINE HOUSING. *A.A.Inozemtsev, Dr.Techn.Sc; V.K.Sychev; M.A.Snitko; M.G.Bakulin, Cand.Techn.Sc; A.V.Maslovsky, Cand.Techn.Sc; I.S.Tabachuk, Cand.Mil.Sc.*

Mathematical models of reflection of the microwave signals while measuring tip clearance using a microwave system are described.

Keywords: microwave measuring system, rotor blades, tip clearance, rotor blade tip.

Реализуемые микроволновыми системами измерения* в существенной степени определяются схемой их, параметрами микроволнового модуля, линий связи и антенн, их формой и размещением, а также алгоритмами первичной обработки сигналов, нахождения фазы и определения моментов измерения величины зазоров.

* Иноземцев А.А., Сычев В.К., Снитко М.А., Бакулин М.Г., Масловский А.В., Табачук И.С. Микроволновые системы измерения радиальных зазоров между торцами рабочих лопаток и корпусом газотурбинного двигателя // Авиационная промышленность. 2012. № 4. С. 18–21.

Анализ вариантов построения датчиков и алгоритмов обработки. Упрощенная структурная схема микроволновой системы измерения радиальных зазоров (МСИРЗ) предусматривает наличие одного измерительного канала и блока квадратной обработки.

Процесс, наблюдаемый на входе квадратурного фазового детектора, описывается следующим выражением:

$$y(t) = A_0 k_{ct} k_{wt} \alpha_r(t) k_{wr} k_{cr} \cos(\omega_0 t + \varphi_0(t) + \varphi_{ct} + \omega_{wt} + \psi_r(t) + \varphi_{wr} + \varphi_{cr}) + A_0 k_{cfr} \cos(\omega_0 t + \varphi_0(t) + \varphi_{cfr}) + \eta(t), \quad (1)$$

где A_0, ω_0, φ_0 – соответственно амплитуда, несущая частота и начальная фаза генерируемого сигнала; $k_{ct}, \varphi_{ct}, k_{cr}, \varphi_{cr}, k_{ctr}, \varphi_{ctr}$ – коэффициент передачи и фазовый сдвиг сигнала в циркуляторе на участках от выхода генератора до входа волновода; от волновода до входа детектора; от выхода передатчика до входа детектора с учетом прямой наводки сигнала генератора на вход детектора и неполного подавления сигнала в циркуляторе; $k_{wt}, \varphi_{wt}, k_{wr}, \varphi_{wr}$ – коэффициент передачи и фазовый сдвиг сигнала в волноводе от выхода циркулятора до приемо-излучающего конца и то же от приемо-излучающего конца до циркулятора; α_r, ψ_r – суммарный коэффициент передачи и фазовый сдвиг сигнала, формируемого при отражениях от элементов турбины; $\eta(t)$ – тепловой шум и наводимые помехи на входе приемника.

После квадратурной обработки сигнала получим

$$y_c(t) = k_{\cos} A_0 k_{ct} k_{wt} \alpha_r(t) k_{wr} k_{cr} \cos(\varphi_{ct} + \varphi_{wt}(t) + \psi_r(t) + \varphi_{wr} + \varphi_{cr}) + k_{\cos} A_0 k_{ctr} \cos(\varphi_{ctr}) + v_{o,c} + \eta_c(t); \quad (2)$$

$$y_s(t) = k_{\sin} A_0 k_{ct} k_{wt} \alpha_r(t) k_{wr} k_{cr} \sin(\varphi_{ct} + \varphi_{wt}(t) + \psi_r(t) + \varphi_{wr} + \varphi_{cr} + \Delta\varphi_0) + k_{\sin} A_0 k_{ctr} \sin(\varphi_{ctr} + \Delta\varphi_0) + v_{o,s} + \eta_s(t), \quad (3)$$

где k_{\cos}, k_{\sin} – коэффициенты передачи косинусного и синусного каналов фазового детектора; $\Delta\varphi_0$ – фазовый сдвиг, возникающий при неидеальных опорных сигналах квадратурного детектора; $v_{o,c}, v_{o,s}$ – дрейф нуля усилителей постоянного тока (УПТ) в квадратурных каналах.

Полезная информация о радиальных зазорах (РЗ) содержится в фазе $\psi_r(t)$. Все остальные слагаемые и параметры – мешающие. Вторые слагаемые в формулах (1)–(3) являются результатом наводки сигнала генератора на вход детектора и его неполного подавления в циркуляторе. Уменьшить влияние этого слагаемого можно улучшением конструкции высокочастотной части самого датчика и согласованием антенно-волноводного тракта и циркулятора. Аналогичный эффект возникает из-за дрейфа

нуля УПТ после квадратурной обработки (составляющие $v_{o,c}, v_{o,s}$ в формулах (2), (3)). Последние слагаемые в формулах (1)–(3) представляют собой аддитивный шум и наводимые помехи, не зависящие от самого сигнала. Их влияние может быть уменьшено путем увеличения мощности излучаемого сигнала и дополнительной частотно-селективной фильтрацией. На рис. 1 приведена структурная схема микроволновой системы с компенсацией мешающих факторов.



Рис. 1. Структурная схема МСИРЗ с улучшенными характеристиками

Конструктивно в этой системе опорный канал выполнен аналогично измерительному и отличается только тем, что на выходе волновода стоит отражатель. Поэтому сигнал в опорном канале не излучается, а отражается от торца антенны и возвращается обратно. При идентичном исполнении двух каналов мы имеем два низкочастотных сигнала:

$$y(t) = A_0 k_{ct} k_{wt} \alpha_r(t) k_{wr} k_{cr} \cos(\Delta\omega t + \Delta\varphi(t) + \varphi_{ct} + \omega_{wt} + \psi_r(t) + \varphi_{wr} + \varphi_{cr}) + A_0 k_{ctr} \cos(\Delta\omega t + \Delta\varphi(t) + \varphi_{ctr}) + \eta(t); \quad (4)$$

$$y(t) = A_0 k_{cl}^{op} k_{wt}^{op} k_{wr}^{op} k_{cr}^{op} \cos(\Delta\omega t + \Delta\varphi(t) + \varphi_{cl}^{op} + \varphi_{wt}^{op} + \varphi_{wr}^{op} + \varphi_{cr}^{op}) + A_0 k_{ctr}^{op} \cos(\Delta\omega t + \Delta\varphi(t) + \varphi_{ctr}^{op}) + \eta^{op}(t), \quad (5)$$

где $\Delta\omega$, $\Delta\varphi(t)$ – разностная частота и фаза сигналов генераторов.

Если сигналы (4) и (5) разложить на квадратурные составляющие и перейти к комплексной форме записи, получим

$$\dot{Y} = \dot{Z}_0(t) \dot{K}_{cwtwvc} \dot{Z}_r(t) + \dot{Z}_0 \dot{K}_{ctr} + \dot{H}(t); \quad (6)$$

$$\dot{Y}^{op} = \dot{Z}_0 \dot{K}_{cwtwvc}^{op} + \dot{Z}_0 \dot{K}_{ctr}^{op} + \dot{H}^{op}(t), \quad (7)$$

где $\dot{Z}_0(t) = A_0 e^{j\Delta\varphi(t)}$ – комплексный множитель, учитывающий амплитуду и разностную фазу сигналов генераторов;

$$\dot{K}_{cwtwvc} = k_{cl} k_{wt} k_{wr} k_{cr} e^{j(\varphi_{cl}^{op} + \varphi_{wt}^{op} + \varphi_{wr}^{op} + \varphi_{cr}^{op})},$$

$$\dot{K}_{cwtwvc}^{op} = k_{cl}^{op} k_{wt}^{op} k_{wr}^{op} k_{cr}^{op} e^{j(\varphi_{cl}^{op} + \varphi_{wt}^{op} + \varphi_{wr}^{op} + \varphi_{cr}^{op})} –$$

комплексные множители измерительного и опорного каналов, учитывающие преобразование сигнала в циркуляторах и волноводах;

$\dot{S}_r(t) = \alpha_r(t) e^{j\psi_r(t)}$ – комплексный сигнал, формируемый отражениями внутри турбины;

$\dot{K}_{ctr} = k_{ctr} e^{j\varphi_{ctr}}$, $\dot{K}_{ctr}^{op} = k_{ctr}^{op} e^{j\varphi_{ctr}^{op}}$ – комплексные множители, характеризующие паразитное прохождение сигналов с выхода генератора на входы смесителей;

$\dot{H}(t) = \dot{H}^{op}(t)$ – комплексные шумы.

Рассмотрим следующее преобразование

$$\dot{V}(t) = \dot{Y}(t) (\dot{Y}^{op}(t))^*, \quad (8)$$

где $(A)^*$ – операция комплексного сопряжения.

В отсутствие шумов ($\dot{H}(t) = \dot{H}^{op}(t) = 0$)

и паразитных наводок сигнала генератора на входы смесителей ($\dot{K} = \dot{K}_{ctr}^{op} = 0$), а также

при идентичности опорного и измерительного каналов ($\dot{K}_{cwtwvc} = \dot{K}_{cwtwvc}^{op} = 0$) преобразование формулы (8) приводит к следующему результату:

$$\dot{V}(t) = |\dot{V}(t)|^2 |\dot{K}_{cwtwvc}|^2 \dot{S}_r(t). \quad (9)$$

Первые два множителя являются неотрицательными функциями, поэтому искомая фаза процесса $S_r(t)$ будет совпадать с фазой процесса $\dot{V}(t)$, то есть

$$\begin{aligned} \psi_r(t) &= \arg(\dot{S}(t)) = \arg(\dot{V}(t)) = \\ &= \arg(\dot{Y}(t) (\dot{Y}^{op}(t))^*). \end{aligned} \quad (10)$$

Таким образом, использование дополнительного опорного канала позволило компенсировать фазовые шумы генератора и фазовые сдвиги, возникающие в антенно-волноводном тракте. Пример результатов обработки сигналов реального датчика, содержащего опорный канал, полученных на первой ступени ТВД при проведении стендовых испытаний ГТД, приведен на рис. 2.

Когда спектр сигнала искажается вибрационными помехами, спектр опорного сигнала также содержит вибрационные составляющие, благодаря чему удается их компенсировать.

Поскольку эффективность алгоритма (8) зависит от степени подавления наводок сиг-

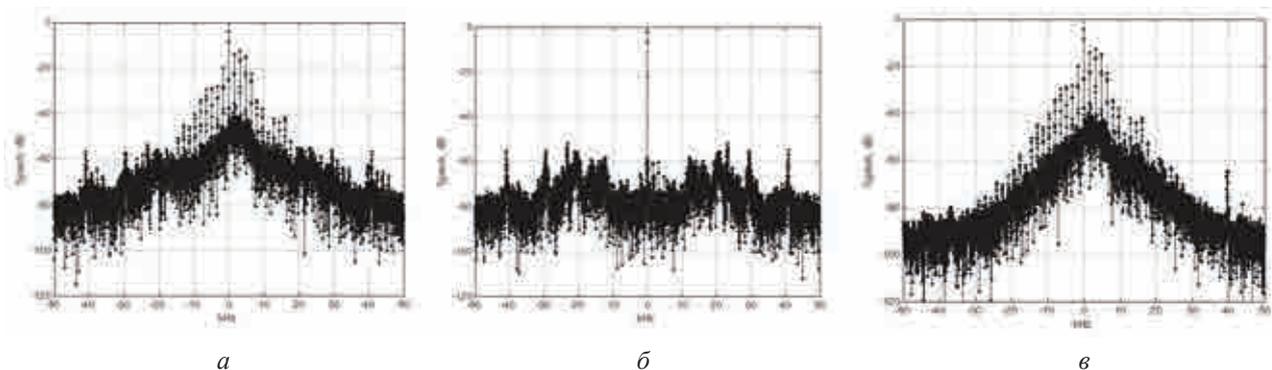


Рис. 2. Спектры сигналов в измерительном канале (а), опорном канале (б) и после компенсации (в)

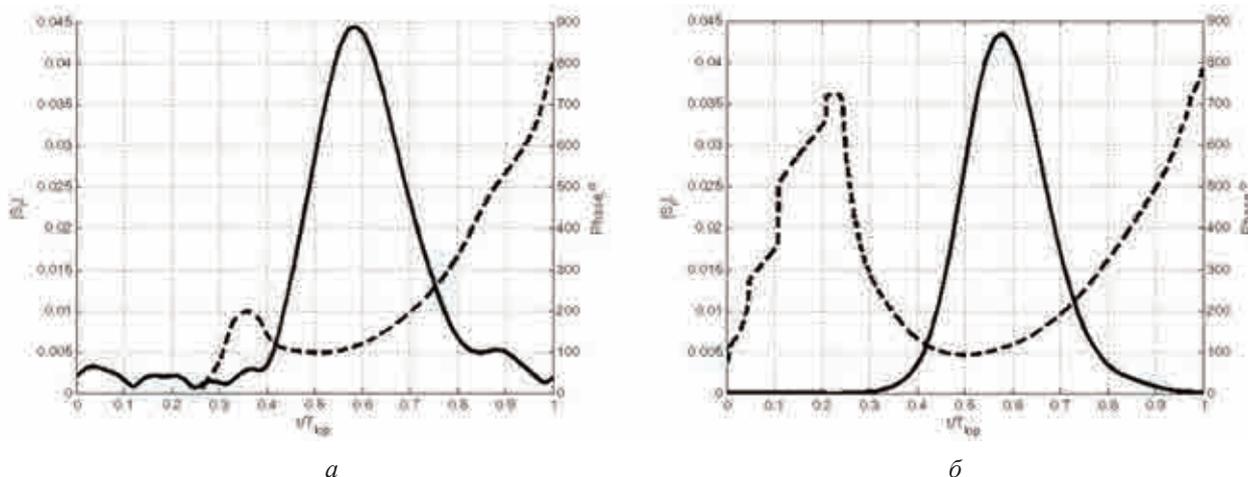


Рис. 3. Временные диаграммы изменения амплитуды (сплошные линии) и фазы (пунктирные линии) суммарного (а) и полезного (б) сигналов

нала генератора на входы смесителей, требуется дополнительная оптимизация алгоритма для учета свойств моделей полезных составляющих и помех. Такую информацию можно получить при реализации дополнительного опорного канала, в котором формируется сигнал непосредственно из сигнала генератора. В этом случае система уравнений (8), (9) дополнится еще одним уравнением:

$$\dot{V}^{op_2}(t) = \dot{Z}_0 + \dot{H}^{op_2}(t). \quad (11)$$

Использование наблюдаемых процессов $\dot{V}^{op_2}(t)$, $\dot{V}^{op}(t)$, $\dot{V}(t)$ позволяет более точно выделить полезный сигнал $S_r(t)$ и измерить его фазу.

Исследование модели и анализ влияния мешающих отражений. Разработанная авторами точечная математическая модель отражений позволяет промоделировать процессы излучения, отражения от элементов проточной части и приема микроволновых сигналов при использовании задаваемой геометрии проточной части и антенной системы и реализации функции декомпозиции результирующего сигнала на сигналы, обусловленные отражениями от отдельных элементов.

На рис. 3 приведены полученные с использованием этой модели временные диаграммы изменения амплитуды и фазы сум-

марного сигнала и сигнала, содержащего только отражения от торца лопатки, построенные на временном интервале, равном одному лопаточному периоду для значения зазора 1,5 мм. Суммарный и полезный сигналы схожи, особенно вблизи максимума амплитуды. Наличие мешающих компонент приводит к нелинейности модуляционной характеристики (МХ), поэтому потенциальная точность метода измерения зазоров будет определяться степенью отклонения МХ от линейной, то есть среднеквадратической ошибкой (СКО) аппроксимации МХ прямой линией, которая с учетом крутизны МХ может быть пересчитана в СКО оценивания зазора. На рис. 4 приведены зависимости СКО от смещения фиксированного момента

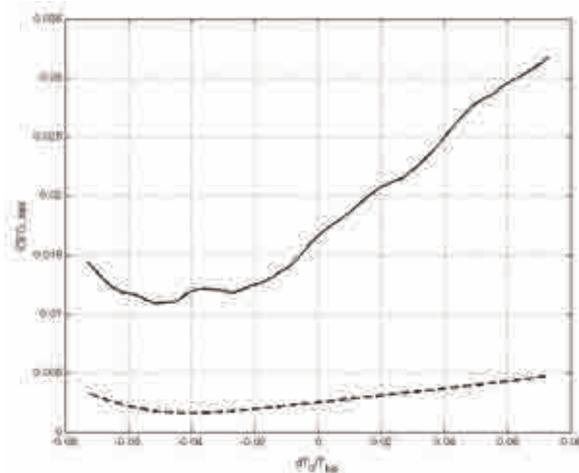


Рис. 4. Зависимость СКО от величины смещения момента взятия отсчета

взятия отсчета относительно момента обнаружения максимума огибающей сигнала (dT_0/T_{top}). Сплошная линия соответствует СКО измерения по суммарному сигналу S_r , а пунктирная линия только по полезному сигналу S_{AB} , то есть когда другие отражения отсутствуют. Кривые зависимости показывают, что, во-первых, существует оптимальное значение смещения момента взятия отсчета относительно максимума огибающей, при использовании которого ошибка измерения может быть снижена в 1,5 раза; во-вторых, даже при полном отсутствии мешающих сигналов ошибка измерения не является нулевой. Это объясняется тем, что расстояние измеряется не между отдельными точками, а между геометрическими фигурами, пространственное положение которых друг относительно друга меняется.

Приведенные кривые (см. рис. 4) соответствуют случаю, когда момент взятия отсчета смещен на некоторую фиксированную величину относительно максимума огибающей и не меняется в процессе работы. Однако оптимальный момент взятия отсчета зависит от величины зазора, так как при изменении зазора меняется уровень мешающих компонент и, кроме того, от величины зазора по-разному меняется момент прихода максимума огибающей сигнала и момент, когда расстояние между центрами лопатки и антенны минимально.

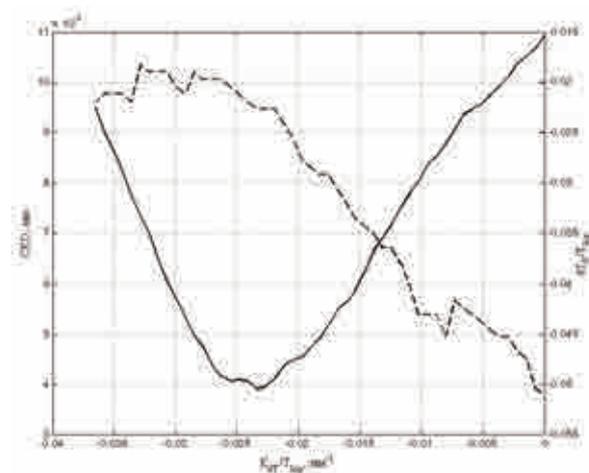


Рис. 5. Зависимости СКО (сплошная линия) и dT_0/T_{top} (пунктирная линия) от коэффициента пропорциональности линейного преобразования

СКО и оптимальное значение начального смещения момента взятия отсчета относительно максимума огибающей dT_0/T_{top} зависят от коэффициента пропорциональности линейного преобразования (рис. 5). Графики показывают, что использование переменного момента взятия отсчета позволяет повысить потенциальную точность измерения зазора в 2,75 раза по сравнению с оптимальным фиксированным смещением.

Итак, использование точечной математической модели отражений показало, что путем оптимизации момента взятия отсчета фазы сигнала можно уменьшить влияние мешающих составляющих сигнала и повысить потенциальную точность измерения зазора в несколько раз.

АВИАЦИОННЫЕ СМАЗОЧНЫЕ МАСЛА ДЛЯ СОВРЕМЕННЫХ ГТД

*В.И.Бабкин*¹, канд. техн. наук; *А.А.Алексашин*², канд. эконом. наук;
*Л.С.Яновский*¹, докт. техн. наук; *С.В.Дунаев*², канд. воен. наук;
*А.Ф.Хурумова*², канд. техн. наук

¹ *Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова;*

² *Научно-исследовательский институт стандартизации и унификации*

Приведено сравнение эксплуатационных характеристик новых отечественных авиационных масел, разработанных ведущими предприятиями отрасли, с существующими отечественными и зарубежными аналогами.

Ключевые слова: масла для авиационных ГТД, авиационные масла.

AVIATION LUBRICATING OILS FOR MODERN GAS TURBINE ENGINES.

V.I.Babkin, Cand.Tech.Sc; A.A.Aleksashin, Cand.Econom.Sc; L.S.Yanovskiy, Dr.Tech.Sc;
S.V.Dunaev, Cand.Milit.Sc; A.F.Hurumova, Cand.Tech.Sc.

Comparison of the operating characteristics of new domestic aviation oils developed by the leading companies in the industry to the existing domestic and foreign analogues is presented.

Keywords: oils for aircraft gas turbine engines, aviation oils.

Развитие авиационных газотурбинных двигателей предполагает ужесточение условий эксплуатации: высокие скорости вращения роторов турбокомпрессора, контактные напряжения на зубьях редукторов и коробки приводов агрегатов, высокие температуры элементов конструкции [1].

В этих условиях к смазочным маслам предъявляются повышенные требования для обеспечения надежной эксплуатации на всех режимах работы двигателя в широком диапазоне температур. Масла для авиационных ГТД предназначены для надежного смазывания всех узлов двигателя, охлаждения и отвода абразивных частиц износа узлов трения. Масла должны обладать хорошими вязкостно-температурными свойствами, низкой температурой застывания, высокой термической и термоокислительной стабильностью, высокими температурами вспышки и самовоспламенения, минимальными испаряемостью и вспениваемостью, а также быть инертными к конструкционным материалам [2, 3]. Наиболее важным является

требование высокой термостабильности, характеризующей способность масла сохранять на необходимом уровне физико-химические и эксплуатационные свойства при длительной работе двигателя, не образуя недопустимого количества отложений продуктов окисления масла на горячих деталях и узлах, омываемых маслом в ходе эксплуатации. Максимальная допустимая температура применения товарных отечественных массовых синтетических масел для авиационных ГТД, не превышает 200 °С. Рабочая же температура масла в наиболее теплонапряженных двигателях уже в настоящее время составляет 215–220 °С. В перспективных ГТД рабочие температуры масла будут достигать 240–250 °С.

Исходя из условий работы двигателей и агрегатов в составе летательных аппаратов [1], масла для авиационных ГТД разделяют на три группы:

- Масла для турбореактивных двигателей (ТРД) – теплонапряженных ГТД;
- Масла и маслосмеси для турбовинто-

вых двигателей (ТВД), а также других ГТД непрямой реакции;

- Масла для ГТД и редукторов вертолетов – масла этой группы используют в основном в турбовальных двигателях (ТВаД) вертолетов.

По современным представлениям, решающую роль при определении возможности применения того или иного масла играют условия эксплуатации ГТД, в частности теплонапряженность и нагрузка на узлы трения, а также температура окружающей среды [1]. В ряду «ТРД→ТВаД→ТВД» теплонапряженность убывает, а нагрузка на узлы трения, наоборот, возрастает, в связи с чем к маслам для ТРД предъявляются повышенные требования по термоокислительной стабильности (ТОС), а к маслам для ТВД – повышенные требования по несущей способности [2, 3]. Для обеспечения надежной смазки шестерен редукторов ТВД требуются масла, обладающие большей вязкостью.

Разработка и внедрение в эксплуатацию новых смазочных масел для авиационных ГТД, а также совершенствование существующих масел проводились одновременно с развитием отечественного двигателестроения. Основной ассортимент и эволюция отечественных смазочных масел для ГТД приведены на рис. 1. Отметим, что в нашей стране используются отечественные авиационные масла II поколения, в то время как

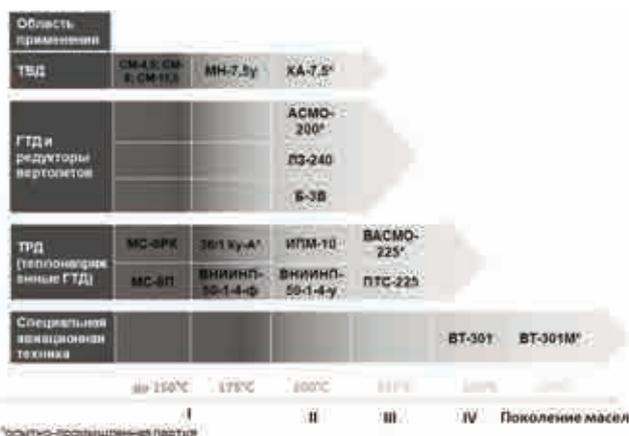


Рис. 1. Тенденции совершенствования отечественных смазочных масел для авиационных ГТД

за рубежом эксплуатация авиатехники осуществляется на маслах III поколения.

В настоящее время разработано и проходит контрольно-летные испытания масло КА-7,5 (производства ООО «Квалитет-Авиа»). В его состав не входит токсичная присадка «Совол» (3-й класс опасности). По ТОС новое масло КА-7,5 превосходит отечественные и некоторые зарубежные аналоги (рис. 2). Токсикологические свойства КА-7,5 по классификации вредных веществ согласно ГОСТ 12.1.007 соответствуют 4-му классу опасности.

Рассмотрим масла для ГТД и редукторов вертолетов. Эти масла должны сочетать высокую термостабильность и несущую способность.

Двигатели и главный редуктор вертолетов имеют индивидуальные маслосистемы,



Рис. 2. Эксплуатационные свойства масла КА-7,5 в сравнении с отечественными и зарубежными аналогами

в которых встречается применение как единой, так и разных марок масел. Так, например, для двигателей Д-136 вертолета Ми-26 применяют масла ИМП-10 и ВНИИНП 50-1-4ф(у), а для редуктора – масло Б-3В (ЛЗ-240). Двигатели Д-25В вертолетов Ми-6 и Ми-10 эксплуатируются на маловязких маслах типа МС-8П. В редукторах Р-7 этих вертолетов в летнее время применяют масло-смесь СМ-11,5, а в зимнее – СМ-8. При использовании указанных смесей в редукторах вертолетов возникают те же проблемы, что и при использовании маселосмесей в ТВД.

В силовых установках вертолетов Ми-2 и Ми-8 для смазки двигателя в течение многих лет применяют синтетическое масло Б-3В, созданное на основе сложных эфиров пентаэритрита и синтетических жирных кислот фракции С5-С9 [4, 5]. Масло Б-3В содержит в своем составе антиокислительную и противозадирную присадки, обладает высокой несущей способностью. Существенным недостатком масла Б-3В является склонность к образованию осадков (подобно маслам 36/1 К, 36/1Ку и 36/1Ку-А) вследствие окисления противозадирной присадки, особенно в зимнее время. Это масло термостабильно до 200 °С, однако высокая коррозионная агрессивность его к ряду конструкционных материалов (медные и магниевые и др. сплавы) при повышенных температурах ограничивает температурные пределы его применения. Область применения: ТВД самолетов, ТВД вертолетов всех типов и редукторы вертолетов типа Ми-8 с рабочей температурой до 200 °С.

Работы по устранению отмеченных недостатков масла Б-3В привели к созданию масла ЛЗ-240 на той же основе, что и Б-3В, обладающего меньшей коррозионной агрессивностью и не содержащего присадки «каптакс». По остальным показателям масла ЛЗ-240 и Б-3В близки. Масло ЛЗ-240 допущено к применению в изделиях авиатехники наравне с маслом Б-3В.

Для обеспечения современных и перспективных ГТД летательных аппаратов высококачественными отечественными смазочными материалами в НИИСУ совместно с ЦИАМ им. П.И. Баранова и при участии ВНИИНП, 25ГосНИИ Минобороны и ГосНИИГА были разработаны новые высокотермостабильные масла АСМО-200, ВАСМО-225 и ВТ-301М.

АСМО-200 (вязкость его $\approx 5 \text{ мм}^2/\text{с}$) – инновационное отечественное масло для теплонапряженных авиационных ГТД и редукторов вертолетов, обладающее повышенной несущей способностью. Разработанное масло работоспособно до 200 °С и предназначено для авиационных ТВД, ТВД, ГТД и редукторов вертолетов взамен масла Б-3В, преимущества его – отсутствие выпадения «альтакса», улучшенная ТОС, отсутствие коррозии на меди, низкое осадкообразование, высокие трибологические характеристики (рис. 3). По основным показателям это масло удовлетворяет требованиям спецификаций MIL-PRF-23699/F STD и MIL-PRF-23699/F HTS, за исключением требований к ТОС по FED-STD-791-5308. По стойкости к коксообразованию данное масло эквивалентно маслам группы STD, но уступает маслам группы HTS, например маслу Turbo-coil 640 [4].

Новое отечественное масло ВАСМО-225 термостабильно до 225 °С, вязкость его $\approx 4 \text{ мм}^2/\text{с}$, что позволяет маслу сочетать хорошие низкотемпературные свойства с повышенной несущей способностью. Масло ВАСМО-225 обладает высокими эксплуатационными свойствами, длительно работоспособно при температурах 220 – 240 °С, превосходит масла-аналоги ИМП-10 и ПТС-225 по термоокислительной стабильности при 225 °С, а также отечественные и некоторые зарубежные аналоги по трибологическим показателям на ЧШМ по ГОСТ 9490 (рис. 4). Масло ВАСМО-225 отвечает основным требованиям зарубежной специфика-

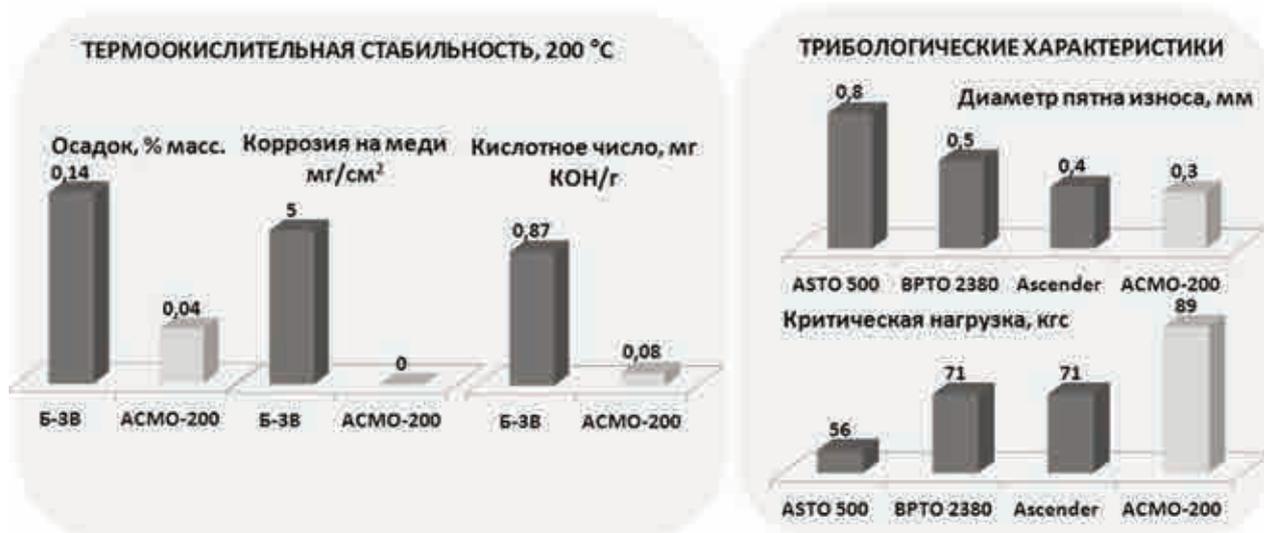


Рис. 3. Эксплуатационные свойства масла АСМО-200 в сравнении с отечественными и зарубежными маслами-аналогами

ции MIL-PRF-7808 (кроме ТОС и вязкости при низкой температуре). При массовом производстве масло ВАСМО-225, являющееся маслом III поколения, может стать универсальным для большинства теплонапряженных ТРД, ТВД, ГТД и редукторов вертолетов.

Масло ВТ-301 на основе кремнийорганической жидкости применяется с 80-х гг.

в высокотеплонапряженных специальных ТРД, у которых рабочая температура составляет до 250 °C [5–7]. В 2011 г. введение в состав этого масла антиокислительной присадки нового поколения обеспечило повышение максимальной рабочей температуры до 280 °C, другие эксплуатационные характеристики не изменились. Модернизированное масло получило наименова-

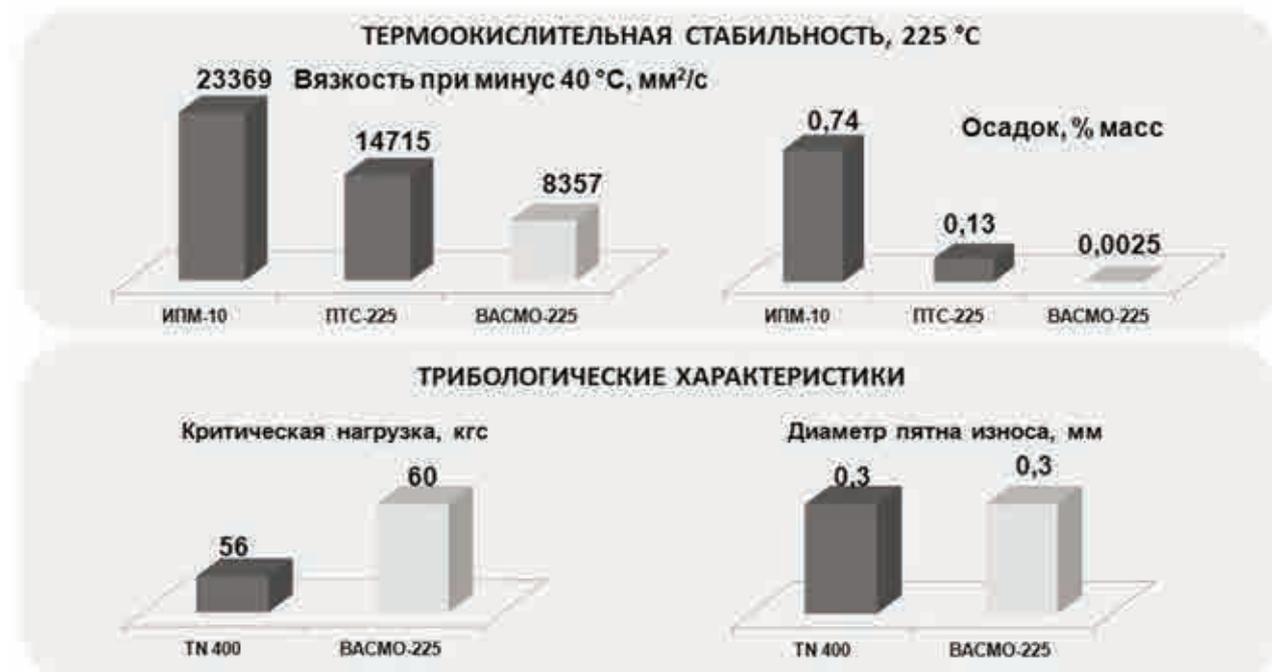


Рис. 4. Основные эксплуатационные характеристики масла ВАСМО-225 в сравнении с отечественными и зарубежными маслами-аналогами

ние ВТ-301М и относится к маслам IV поколения.

Внедрение новых синтетических авиационных масел АСМО-200, ВАСМО-225 и ВТ-301М позволит решить проблему обеспечения авиации высококачественными маслами, производимыми в России из отечественного сырья по современным технологиям, поможет устранить проблему несовместимости смазочных масел одной марки различных производителей, поскольку патентообладателем новых ГСМ является Минпромторг РФ.

*За помощь в подготовке статьи
авторы выражают благодарность
сотрудникам ЦИАМ:
Ежову В.М. и Молоканову А.А.*

ЛИТЕРАТУРА

1. **Яновский Л.С., Дубовкин Н.Ф., Галимов Ф.М. и др.** Инженерные основы авиационной химмотологии. Казань: Изд. Казанск. ун-та, 2005. 714 с.
2. **Яновский Л.С., Ежов В.М., Молоканов А.А.** Методология допуска авиационных масел к применению на авиатехнике в России и за рубежом // Двигатель. № 2. 2012. С. 20–22.
3. **Киришев Е.Л., Попов В.Г., Яновский Л.С.** Влияние качества горюче-смазочных материалов на работоспособность авиационных газотурбинных двигателей. М.: МАТИ, 2008. 102 с.
4. **Виппер А.Б., Виленкин А.В., Гайснер Д.А.** Зарубежные масла и присадки. М.: Химия, 1981. 192 с.
5. **Соболевский М.В., Музовская О.А., Попелева Г.С.** Свойства и области применения кремнийорганических продуктов. М.: Химия, 1975. 279 с.
6. **Харитонов Н.П., Островский В.В.** Термическая и термоокислительная деструкция полиорганосилоксанов. Л.: Наука, 1982. 208 с.
7. **Соболевский М.В., Скороходов И.И., Гриневич К.П.** Органосилоксаны. Свойства, получение, применение. М.: Химия, 1985. 264 с.

ВЛИЯНИЕ ОХЛАЖДЕНИЯ НА ТОЧНОСТЬ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ МНОГОКООРДИНАТНОГО СТАНКА MC-300

*И.В.Никуличев*¹; *Н.А.Серков*², канд. техн. наук;
*А.В.Коваленко*¹, канд. техн. наук; *И.С.Шлесберг*¹

¹ *ОАО «Национальный институт авиационных технологий»;*

² *Институт машиноведения им. А.А.Благонравова РАН*

Приведены результаты исследования механизма влияния работы холодильного агрегата на отклонения позиционирования по некоторым координатам 5-координатного станка мод. MC-300.

Ключевые слова: точность, отклонение позиционирования, система охлаждения.

THE INFLUENCE OF COOLING ON POSITIONING ACCURACY OF MC-300
MULTI-AXIS MACHINE TOOL. *I.V.Nikulichev; N.A.Serkov, Cand.Tech.Sc;*
A.V.Kovalenko, Cand.Tech.Sc; I.S.Shlesberg.

Results of studying the mechanism of influence of refrigerating unit operation on positional deviation of some coordinates on MC-300 5-axis machine tool have been considered.

Keywords: accuracy, positional deviation, cooling system.

Развитие технологии авиастроения на современном этапе определяется применением композитных и труднообрабатываемых материалов, расширением номенклатуры изделий авиационной техники, повышением их эксплуатационных характеристик. Широко применяются монолитные крупногабаритные детали (нервюры, шпангоуты, балки), в том числе длиной до 30 м из высокопрочных алюминиевых сплавов (панели крыла, пояса лонжеронов и др.)¹. Усложнение аэродинамических обводов летатель-

ных аппаратов, улучшение характеристик газотурбинных двигателей, повышение качества изготовления летательного аппарата требуют расширения функциональных возможностей технологического оборудования. В частности, повышаются нормы точности для 5-координатных станков с ЧПУ.

При изготовлении высокоточных и ответственных монолитных деталей из алюминиевых сплавов ведущей является высокоскоростная обработка металлов резанием, для проведения которой в металлорежущих станках применяют безредукторные электрошпиндели, а также приводы на базе линейных электродвигателей для линейных координат и синхронных электродвигателей с постоянными магнитами и полым ротором

¹ **Вайнштейн И.В., Серков Н.А., Сироткин Р.О.** Станки для высокоскоростной обработки деталей и перспективы их развития в машиностроении // Авиационная промышленность. 2006. № 3. С. 49–55.

для угловых координат¹. При работе этих приводов выделяется большое количество тепла, которое отводится в окружающую среду с помощью системы охлаждения с холодильным агрегатом². Непрерывное выделение тепла в несущей системе станка и отвод его в релейном режиме приводит в одних случаях к циклическому изменению температуры в узлах станка с малой теплоемкостью (шпиндельная бабка), а в других – к стабилизации температуры режима в узлах большой теплоемкости (станина).

Авторами исследован механизм влияния алгоритма работы холодильного агрегата на отклонения позиционирования по каждой отдельной управляемой координате прецизионного (класс точности А) 5-координатного многоцелевого станка мод. МС-300 (ОАО «НИАТ»). Исследование проводилось на 5 станках МС-300, каждому из которых был присвоен порядковый номер (1, 2, 3, 4 и 5 соответственно).

Станок модели МС-300 (рис. 1) имеет 5 координат: 3 линейные и 2 угловые. Координата X предназначена для перемещения по станине станка салазок, на которых находятся стойка (координата Y) и шпиндельная бабка (координата Z). Угловые координаты реализуются поворотом планшайбы (координата C) и поворотом корпуса планшайбы (координата B).

Понятие точности позиционирования. Отклонение позиционирования – это смещение действительной позиции, достигнутой подвижным узлом, от заданной. В многократно измеренном отклонении выделяются случайная и функциональная части.

Если рассматривать отклонения от заданного положения позиционирования на мно-

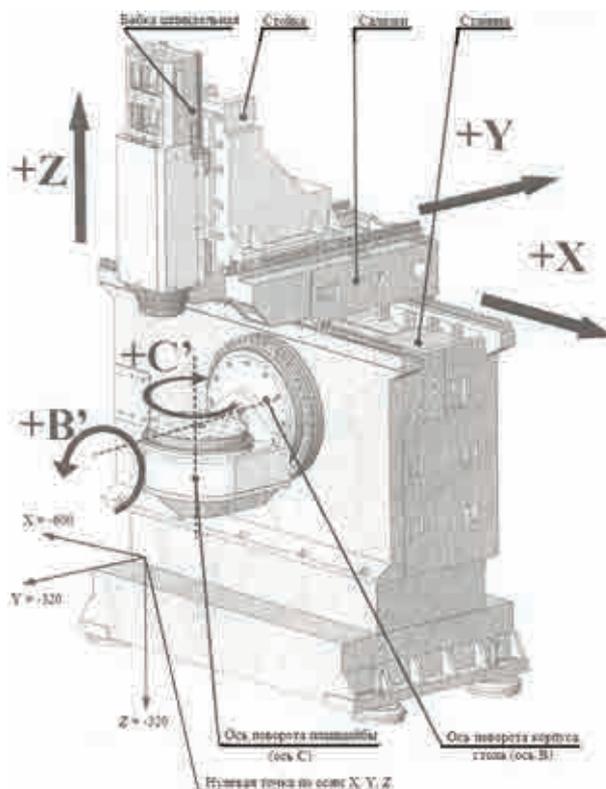


Рис. 1

жестве точек диапазона L , получим кривые точности позиционирования (рис. 2). Такая оценка точности соответствует ГОСТ 27843–83 и ISO-230-2–1997. На рисунке A – общая точность позиционирования, M – средняя функциональная составляющая, M_1 , M_2 , R_1 , R_2 – функциональная и случайная составляющие при движении в прямом и обратном направлении, R – общая случайная составляющая, $\Delta X_{тр1}$, $\Delta X_{тр2}$ – отклонение обратного хода при движении в прямом и обратном направлении.

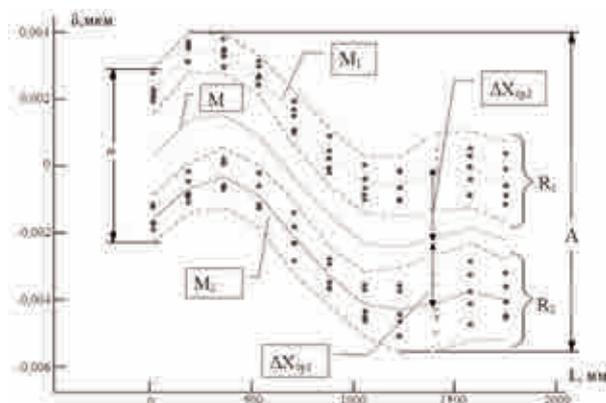


Рис. 2

¹ http://www.boschrexroth.com/country_units/europe/russia/downloads/brc_ru/71511RU_IndraDrive_Overview-small.pdf.

² [http://www.cytecsystems.de/cytecsystems/english/index.htm](http://www.cytectsystems.de/cytecsystems/english/index.htm).

Точность позиционирования по линейным координатам. При измерении точности позиционирования по линейным координатам X, Y, Z было выявлено, что случайная составляющая по координате X значительно меньше, чем по координатам Y и Z . Допустим, что это, возможно, является следствием различной степени влияния системы охлаждения на отклонение по различным осям. Для подтверждения этого предположения были проведены дополнительные исследования влияния работы холодильного агрегата на точность по координате Y . На рис. 3 представлены кривые точности позиционирования вдоль оси Y раздельно по отдельным прогонам: a – 1-й прогон, b – 2-й прогон, $в$ – 3-й прогон, $г$ – все прогоны вместе. Кривые прямого 1 и обратного хода 2 для разных прогонов видоизменяются и смещаются одна относительно другой. Это объясняется тем, что момент включения/выключения холодильника про-

исходит в разные периоды процесса измерения (начало, середина, конец). Данное предположение подтверждается измерениями в ручном режиме при отключенных холодильнике и приводах. Результаты представлены на рис. 4,а.

Методика измерений состояла в следующем:

- поворачивался (вручную) винт ШВП координаты Y на один оборот – это соответствует перемещению стойки на 20 мм;
- снимались показания с дисплея системы ЧПУ, где отображается положение стойки по датчику обратной связи привода Y (датчики линейных перемещений фирмы Heidenhain GmbH). Принималось, что этот сигнал соответствует программному (заданному) значению положения стойки станка;
- по лазерному интерферометру также снимались показания. Эти значения принимались за действительное положение стойки станка;

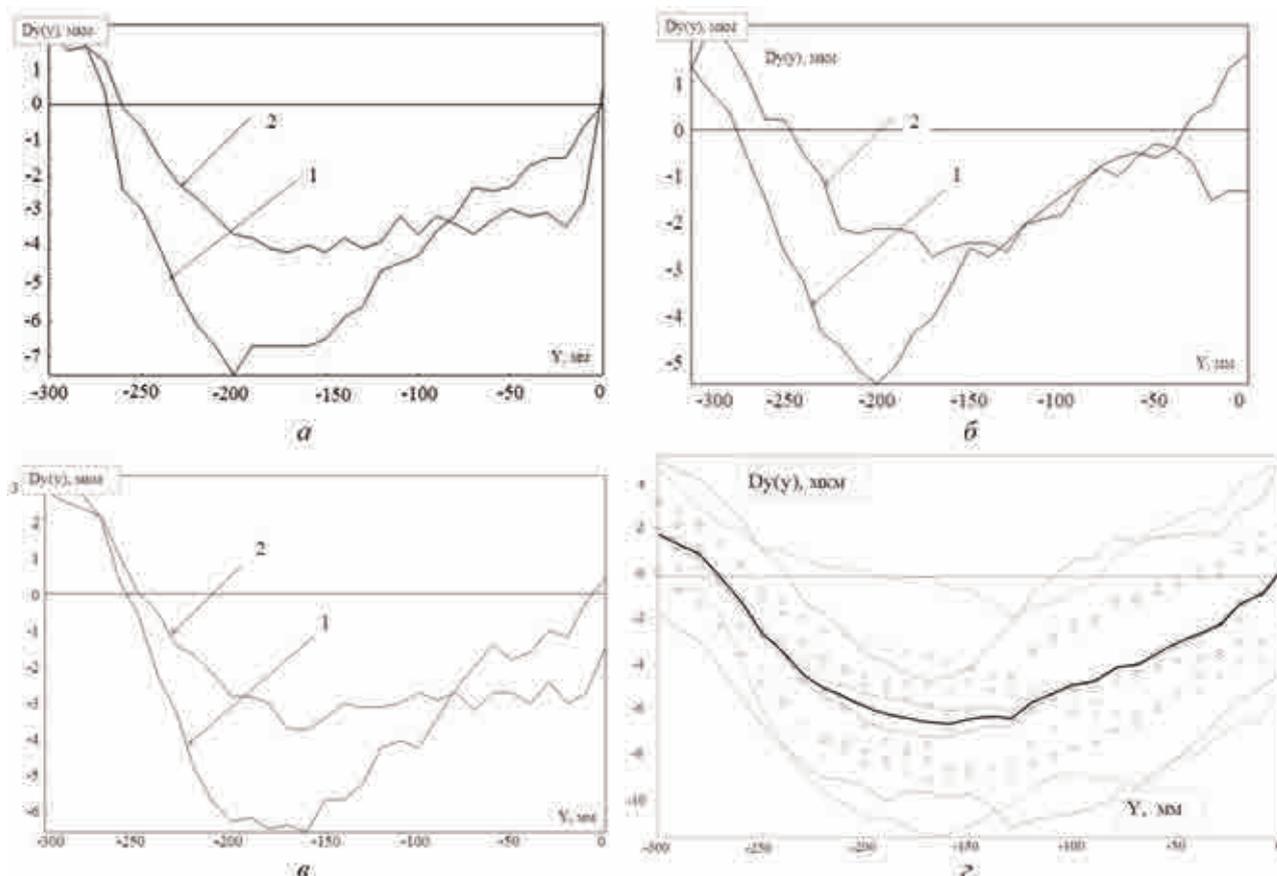


Рис. 3

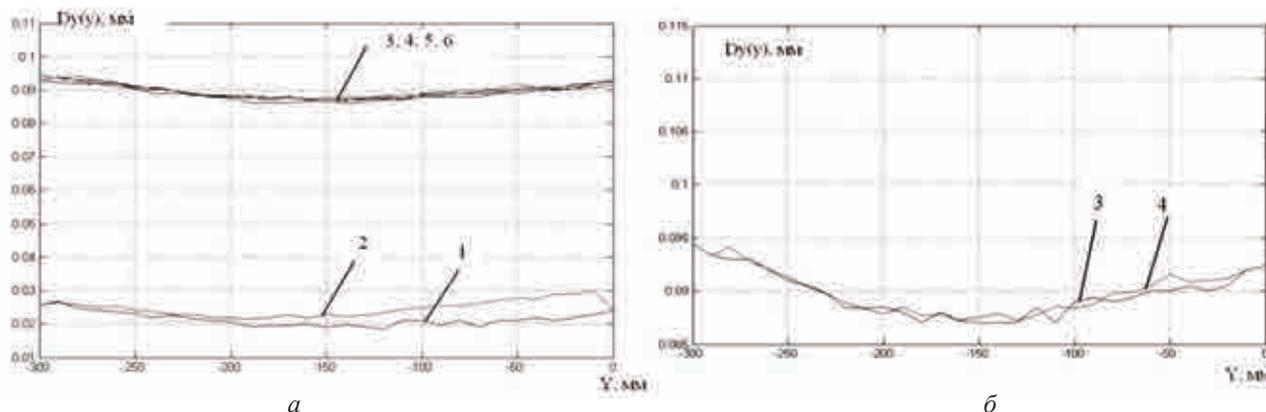


Рис. 4

– отклонение позиционирования $Dy(y)$ определялось как разность между показаниями на дисплее системы ЧПУ и лазерного интерферометра.

Верхние кривые 3, 4, 5, 6 соответствуют 2-му и 3-му прогону, а нижние 1, 2 – 1-му прогону. Отдельно на рис. 4,б представлены кривые прямого 3 и обратного хода 4, соответствующие 2-му прогону. На рис. 4,б видно, что кривые отклонений прямого и обратного хода практически совпадают для 2-го и 3-го прогонов. Различие между прямым и обратным проходом (кривые 1 и 2) наблюдается при 1-м прогоне и объясняется тем, что станок не успел к моменту проведения исследований полностью охладиться. Этим же объясняется тот факт, что кривые 1 и 2 смещены относительно кривых 3, 4.

Смещение кривых при регулярной (детерминированной) работе холодильника приводит к случайной составляющей отклонения позиционирования. Априори, сокращая диапазон регулирования, можно уменьшить смещения кривых и таким образом уменьшить случайную составляющую отклонения. Сокращение диапазона регулирования температуры с 2 до 0,2 °С уменьшает случайную составляющую с 7,5–10,2 мкм до 3,4–7 мкм (табл. 1).

Связь между работой холодильника и кривыми точности позиционирования по координате Z проявляется, как и при измерении отклонений по координате Y (табл. 2). Сокращение диапазона регулирования температуры с 2 до 0,2 °С уменьшает случайную составляющую с 6,0–10,2 мкм до 1,8–3,6 мкм.

Таблица 1

Параметры точности позиционирования, мкм, по координате Y при различном диапазоне регулирования температуры*

№ станка	A	B^{**}	R	M	Температура, °С
1	5,0	0,6	1,6 – 1,7	0,6	25±0,1
2	23,0/13,6	1,4/2,9	9,3 – 8,4/9,0 – 8,7	14,7/3,6	19±1
3	15,7/ 8,2	1,2/1,8	5,4 – 5,0/3,4 – 7,2	12,4/3,8	19±0,1
4	15,1/10,5	0,8/0,7	10,2 – 8,8/7,5 – 8,2	6,8/4,0	19±1
5	6,5	0,7	3,2 – 2,6	4,5	19±0,1

* Через косую даны величины без коррекции и с коррекцией.

** B – отклонение обратного хода: $|\Delta X_{\text{тр1}}| + |\Delta X_{\text{тр2}}|$ – при разном знаке $\Delta X_{\text{тр1}}$ и $\Delta X_{\text{тр2}}$; $||\Delta X_{\text{тр1}}| - |\Delta X_{\text{тр2}}||$ – при одинаковых знаках.

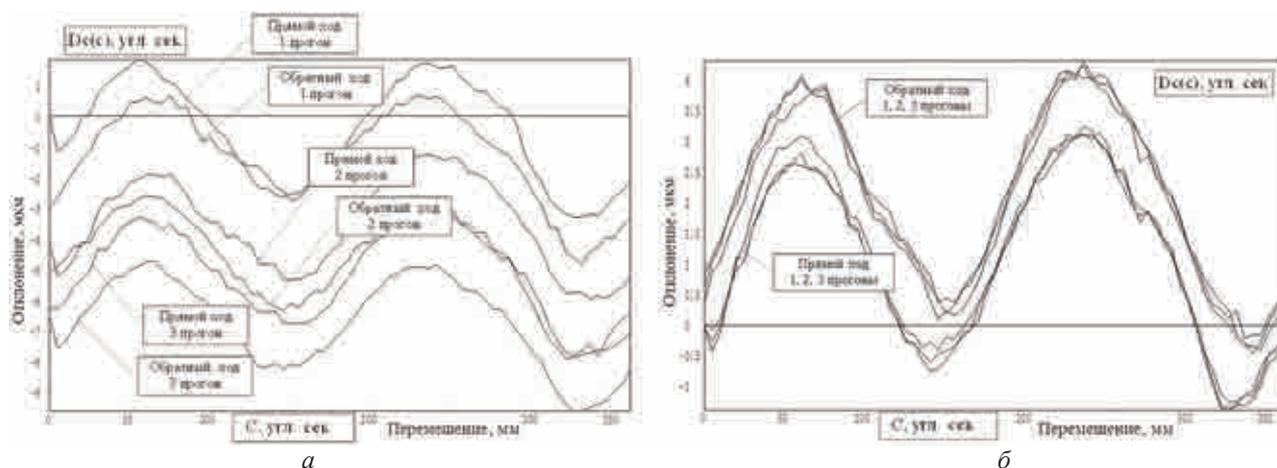


Рис. 5

Таблица 2

Параметры точности позиционирования, мкм, по координате Z при различном диапазоне регулирования температуры*

№ станка	A	B	R	M	Температура, °C
1	8,5	0,6	6,0 – 8,4	1,1	25±0,1
2	8,4	1,1	7,6 – 7,2	2,2	19±1
3	5,9/3,0	0,2/0,3	2,0 – 1,4/1,8 – 1,8	4,7/1,6	19±0,1
4	-15,2	1,9	10,2 – 8,3	8,6	19±1
5	-17,3/6,2	2,4/1,8	3,4 – 4,2/3,6 – 4,8	13,8/1,2	19±0,1

* Через косую даны величины без коррекции и с коррекцией.

Для координаты X уменьшение диапазона регулирования температуры с 2 до 0,2 °C уменьшает случайную составляющую с 1,8 – 6,7 мкм до 1,2 – 2,0 мкм, что хорошо согласуется с распределением теплоемкости по координатам X, Y и Z.

Точность позиционирования по круговым координатам. Исследования показали, что уменьшение диапазона регулирования температуры с 2 до 0,2 °C существенного влияния на случайную составляющую R по угловым координатам B и C не оказало (табл. 3).

При исследовании точности позиционирования по координате C было выявлено, что при измерении на недостаточно «прогретом» станке (20 – 30 мин после включения) кривые отклонений от прогона к прогону «сползают», полностью сохраняя свою

форму (рис. 5,а). «Сползание» при статистической обработке переходит в случайную составляющую. На рис. 5,б представлены кривые точности позиционирования на «прогретом» (через 2 ч после включения) станке. Здесь видно явное повышение точ-

Таблица 3

Параметры точности позиционирования, угл. с, по координате C при различном диапазоне регулирования температуры

№ станка	A	B	R ₁ – R ₂	M	Температура, °C
1	6,6	1,1	1,5 – 1,5	4,3	25±0,1
2	3,7	0,6	1,9 – 1,3	2,4	19±1
3	5,8	1,2	2,6 – 3,5	2,7	19±0,1
4	7,6	2,6	10,2 – 8,3	1,1	19±1
5	4,0	1,0	3,5 – 2,3	1,9	19±0,1

ности и отсутствие эффекта «сползания».

Исследования показали, что сокращение диапазона регулирования температуры с 2 до 0,2 °С существенно уменьшает случайную составляющую отклонения позиционирования по линейным координатам Y и Z . Влияние на линейную координату X и угло-

вые координаты B и C проявляется в меньшей степени. Измерения отклонений позиционирования по угловым координатам, а также прецизионная обработка на станке, должны проводиться при установившемся тепловом режиме станка (через 2 ч после включения).

ИСПОЛНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО РОБОТА-СТАНКА ДЛЯ ОБРАБОТКИ ЛОПАТОК ГТД

А.В.Власенков (ОАО НИПТИ “Микрон”); С.В.Молостов;

В.П.Умнов, канд. техн. наук (Владимирский государственный университет)

Предложены методы и устройства обеспечения инвариантности статической и динамической нагрузки в исполнительной системе робота-станка для повышения эффективности управления процессом механической обработки.

Ключевые слова: исполнительная система, моментная разгрузка, инвариантность.

ACTUATING SYSTEM OF THE MANUFACTURING ROBOT-MACHINE FOR PROCESSING GAS TURBINE BLADES. *A.V.Vlasenkov, S.V.Molostov, V.P.Umnov, Cand.Techn.Sc.*

Methods and devices for assurance of invariance of the static and dynamic loading in the robot-machine actuating system to increase effectiveness of machining control are offered.

Keywords: actuating system, moment unloading, invariance.

Одним из перспективных направлений построения исполнительных систем технологического оборудования является использование механизмов с параллельной структурой, примером может служить робот-станок для обработки лопаток газотурбинных двигателей [1].

В структуре робота-станка два манипулятора, выполненные на базе шарнирно-стержневых механизмов с параллельной структурой: манипулятор перемещения инструмента и манипулятор перемещения изделия. Работа манипуляторов происходит в условиях значительных и существенно-переменных моментов инерции и статических нагрузок, которые оказывают отрицательное влияние на управление процессом обработки.

На рис. 1 приведена кинематическая схема наиболее нагруженного манипулятора – манипулятора перемещения изделия.

Для виртуальной модели манипуляционной системы, построенной с помощью биб-

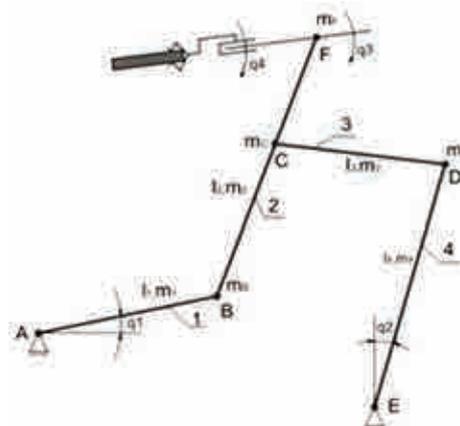


Рис. 1. Кинематическая схема манипулятора перемещения изделия

блиотеки SimMechanics системы Matlab, были получены зависимости изменения статических моментов $M1$ и $M2$ от обобщенных координат $q1$ и $q2$ (рис. 2). По рис. 2 видно, что моменты $M1$ и $M2$ являются существенно переменными величинами, нелинейно зависящими от обобщенных координат $q1$ и $q2$. Диапазон изменения моментов $M1$ и $M2$ составляет 1206 и 2091 Н·м соответственно.

Анализ модели манипуляционной системы показывает, что для ее статической разгрузки и реализации принципа суперпозиции моментного взаимовлияния звеньев необходимо и достаточно введения двух дополнительных удерживающих связей, позволяющих раскладывать статические моменты относительного движения на пары взаимно компенсирующихся сил, а также растягивающе-сжимающих усилий для связи и звена, и четырех синусно-косинусных пружинных механизмов уравнивания. Дополнительные связи должны быть расположены параллельно звеньям 1 и 4 (см. рис. 1) на сколь угодно малом расстоянии от них, не приводящем к появлению сингулярностей и статических нулей.

Автономный синусно-косинусный меха-

низм моментной разгрузки представляет собой совокупность пяти зубчатых колес или секторов, соединенных между собой восемью пружинами растяжения, имеющими межвитковое давление, необходимое для получения гармонического закона изменения уравнивающего момента. Центральное зубчатое колесо жестко соединено с соответствующим звеном, а оси остальных колес закреплены на основании.

Особенностью и несомненным достоинством механизма является двухстороннее растяжение пружин и внутреннее замыкание силового контура.

Выражение для уравнивающего момента, создаваемого механизмом, имеет вид

$$M_{ур} = 16\eta c \cdot OA \cdot OC \cdot \sin q, \quad (1)$$

где η – к.п.д. механизма; c – жесткость одной пружины; OA и OC – геометрические параметры.

Такой механизм обладает компактностью и надежностью работы. Например, для уравнивания момента 560 Н·м требуется пружина диаметром 7 мм из проволоки толщиной 1,4 мм, а габаритные размеры всего механизма при диаметре колес 70 мм, $OA = 0,05$ м, $OC = 0,025$ м составляют $150 \times$

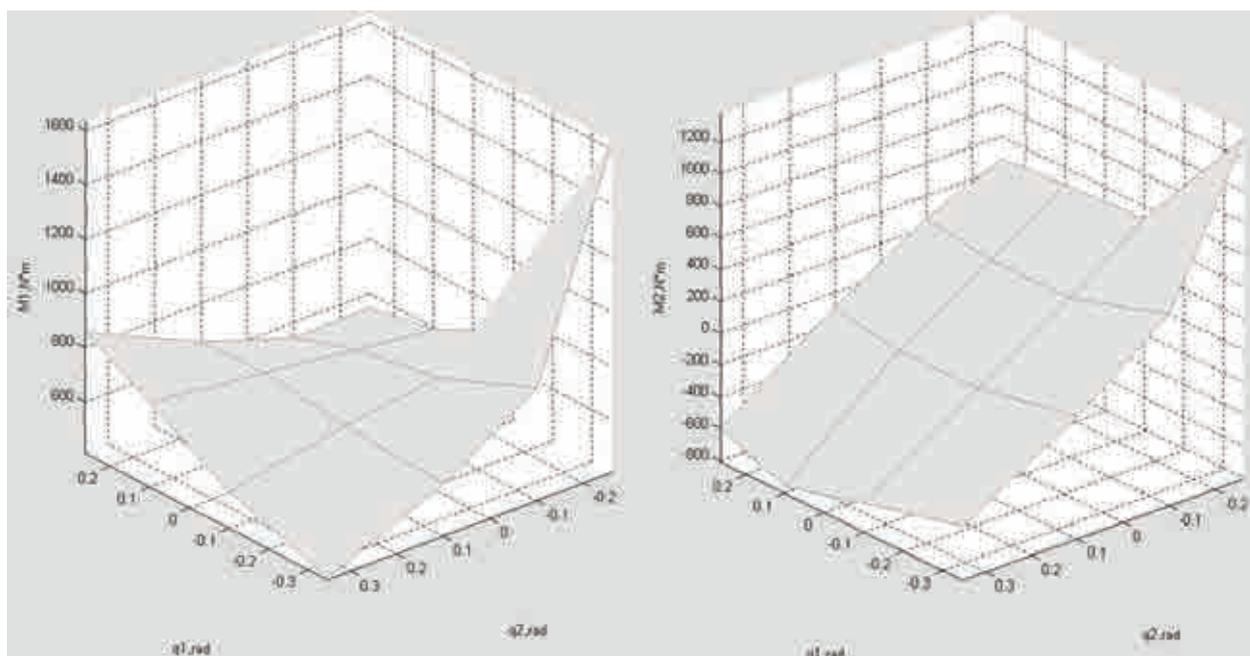


Рис. 2. Зависимости статических моментов $M1$ и $M2$ от обобщенных координат $q1$ и $q2$

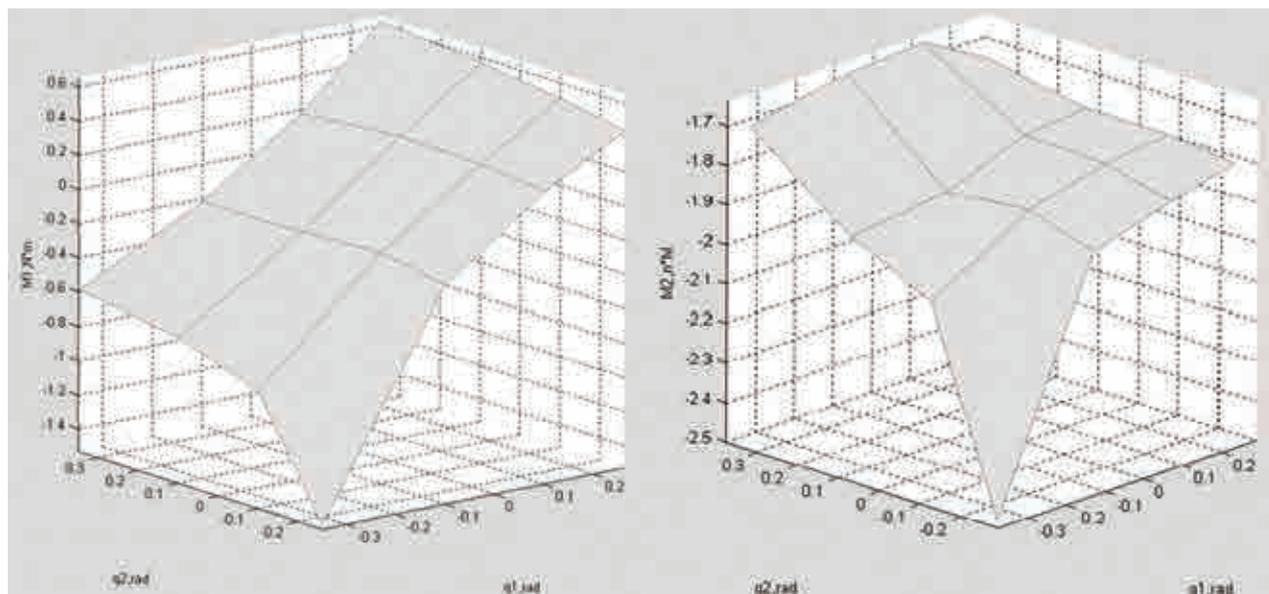


Рис. 3. Зависимости статических моментов $M1$ и $M2$ от обобщенных координат $q1$ и $q2$ в разгруженной системе

$\times 150 \times 20$ мм. На рис. 3 приведены зависимости статических моментов $M1$ и $M2$ от обобщенных координат $q1$ и $q2$, полученные после введения в структуру манипуляционной системы устройств разгрузки.

Разработанная система статической моментной разгрузки практически полностью освобождает манипулятор перемещения изделия от действия статических сил. Величина остаточной неуравновешенности незначительна (диапазон изменения моментов $M1$ и $M2$ составляет 2,12 и 0,86 Н·м соответственно) и обусловлена погрешностями моделирования и неучтенным нелинейным эффектом взаимовлияния звеньев в точке замыкания кинематической цепи (точка C , см. рис. 1).

На практике величина остаточной неуравновешенности всегда может быть определена, например путем измерения момента двигателя или величины потребляемого тока в равновесных состояниях в пределах рабочей зоны робота, и при необходимости скомпенсирована. Для компенсации остаточной неуравновешенности в механизм разгрузки может быть введена коррекция, например созданием нелинейного передаточного отношения зубчатого зацепления.

При наличии остаточной неуравновешенности после первой итерации необходимый уравновешивающий момент можно представить в следующем виде:

$$M_{\text{уп}} = A_y(q) + H(q), \quad (2)$$

где $A_y(q)$ – уравновешивающий момент, обеспечиваемый исходным механизмом; $H(q)$ – остаточный момент неуравновешенности.

Величина $H(q)$ может быть получена в результате численного моделирования, в общем случае, как нелинейная функция от q . Эту нелинейную функцию можно представить аналитической зависимостью, например кубическим сплайном после интерполяции или экстраполяции исходной графической зависимости. Кубический сплайн будет иметь вид

$$H(q) = b_3 q^3 + b_2 q^2 + b_1 q + b_0, \quad (3)$$

где b_0, b_1, b_2, b_3 – коэффициенты сплайна.

На основании выражений (2) и (3) полное уравновешивание механизма может обеспечить момент, определяемый выражением

$$M_{\text{уп}} = h(q) A_y \sin q, \quad (4)$$

где $h(q)$ – некоторая нелинейная функция, величину которой можно определить из соотношения

$$A_y \sin q h(q) = A_y \sin q + H(q). \quad (5)$$

После преобразования выражения (5) получим

$$h(q) = 1 + H(q)(A_y \sin q)^{-1} = 1 + D. \quad (6)$$

Исходя из приведенных зависимостей выражения для нелинейного передаточного отношения i уравнивающего механизма и переменных радиусов внутреннего $R_1(q)$ и внешних $R_2(q)$ зубчатых колес будут иметь вид

$$i = (L - R_2(q))(R_2(q))^{-1} = L(R_2(q))^{-1} - 1; \\ R_1(q) = L(1 + D)(2 + D)^{-1}; \quad (7) \\ R_2(q) = L(2 + D)^{-1},$$

где L – межцентровое расстояние.

Выражения (7) определяют переменные радиусы зубчатого зацепления при обеспечении полной уравниваемости манипуляционного механизма.

Анализ динамических свойств манипулятора перемещения изделия показывает, что изменение приведенного момента инерции в приводах обобщенных координат q_1 и q_2 превышает 300 %. Это приводит к необходимости перерегулирования, достигающего 23 % при настройке переходных характеристик на монотонный процесс для номинальных значений переменных параметров.

Уравнение движения автономного привода с регулятором тока имеет вид

$$p^3 q_n = a_1 \mu - a_2(1 + T_{кт} J p J^{-1}) p^2 q_n - a^3 p q_n, \quad (8)$$

где a_1, a_2, a_3 – коэффициенты; μ – управляющий момент; $T_{кт}$ – постоянная времени контура тока; J – момент инерции; p – оператор дифференцирования.

Представим выражение (8) в векторно-матричном виде относительно ошибки и ее производных:

$$pE_Q = AE_Q - B\mu; \quad E_Q = \left[E_q, E_{pq}, E_{p^2q} \right]^T. \quad (9)$$

В качестве минимизирующего функционала выберем квадратичную интегральную форму:

$$S = \frac{1}{2} \int_{t_0}^T h_1 \left(\sum_{i=0}^3 k_{i+1} E^2_{p^i q} + \mu^2 \right) dt. \quad (10)$$

Здесь k_{i+1} – весовые множители; dt – оператор дифференцирования.

Управляющее воздействие, доставляющее минимум выражению (10), будем формировать в виде

$$\mu(t) = \int_{t_0}^T h_1(X - E_Q) dt + h_2(X - E_Q), \quad (11)$$

где h_1, h_2 – коэффициенты регулятора, а X – входное воздействие на регулятор.

В соответствии с выражениями (8)–(11) для обеспечения инвариантности динамических свойств манипуляционной системы предлагается использовать ее эталонную внутреннюю компьютерную модель с сигнальной компенсацией отклонений между и объектом, и моделью (рис. 4).

На рис. 4 обозначены:

$$Q_n = \left[q_n, pq_n, p^2q_n, p^3q_n \right];$$

$$Q_m = \left[q_m, pq_m, p^2q_m, p^3q_m \right];$$

$E_Q = k_i(Q_n - Q_m)_{i=1,4}$ – векторы состояния привода, модели и ошибок соответственно.

В качестве редуцированной модели предпочтительнее использовать модель, имеющую в своем составе два интегратора на выходе, ПИД-регулятор в прямой цепи и формирующее звено в обратной связи.

При моделировании движения манипуляционной системы во всем диапазоне перемещения максимальные отклонения параметров составили в абсолютном и процентном соотношении:

– отклонение скорости – $3,5 \cdot 10^{-3}$ рад/с (0,14 %);

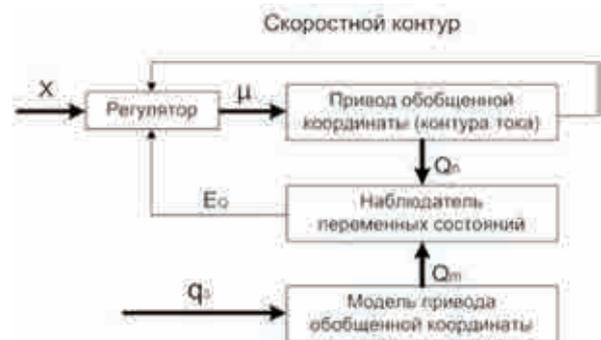


Рис. 4. Структура исполнительной системы

– отклонение ускорения – $1,02 \cdot 10^{-3}$ рад/с² (0,0019 %);

– отклонение третьей производной – 0,73 рад/с³ (0,016 %).

Величины отклонений свидетельствуют о высокой динамической точности синтезированной системы.

Предложенные меры обеспечения инвариантности в исполнительной системе робота-станка позволят значительно повысить эффективность управления непосредственно

процессом обработки, например с помощью интеллектуальных нейронных сетей [2].

ЛИТЕРАТУРА

1. **Афонин В.Л., Подзоров П.В., Слепцов В.В.** Обработка оборудования на основе механизмов параллельной структуры. М.: МГТУ Станкин, 2006. 449 с.

2. **Афонин В.Л., Крайнев А.Ф., Ковалев В.Е., Ляхов Д.М., Слепцов В.В.** Обработка нового поколения. М.: Машиностроение, 2001. 256 с.

РАЗРАБОТКА БЕСКОНТАКТНОЙ СИСТЕМЫ ОЦЕНКИ ШЕРОХОВАТОСТИ ДЛЯ АСУ ТП ЛАЗЕРНОГО ПОЛИРОВАНИЯ

В.В.Плихунов, докт. техн. наук; **А.В.Коваленко**, канд. техн. наук;
О.М.Орешкин (ОАО “Национальный институт авиационных технологий”)

Предложен способ модернизации установки для лазерного полирования путем внедрения в нее АСУ ТП. Разработана структурная схема АСУ ТП и определен способ оценки качества обработанной поверхности.

Ключевые слова: лазерное полирование, шероховатость поверхности, бесконтактная оценка шероховатости, система управления.

DEVELOPMENT OF A NONCONTACT SYSTEM OF ROUGHNESS EVALUATION FOR LASER
POLISHING INDUSTRIAL PROCESS-CONTROL SYSTEM. *V.V.Plikhunov, Dr.Techn.Sc;*
A.V.Kovalenko, Cand.Techn.Sc; O.M.Oreshkin.

The authors suggest a method of upgrading a laser polishing machine by introducing an industrial process-control system. A function chart of the industrial process-control system has been developed and a method for evaluation of the processed surface quality has been determined.

Keywords: laser polishing, surface roughness, noncontact roughness evaluation, control system.

В настоящее время в машиностроении сохраняется тенденция к автоматизации технологических процессов (ТП). Финишная обработка поверхностей сложной формы остается одной из немногих областей металлообработки, где значительную долю занимает ручная и механизированная обработка [1]. Развитие систем автоматизации и лазерных технологий позволило разработать ТП лазерного полирования. В ОАО НИАТ соз-

дана автоматизированная установка для лазерного полирования поверхностей сложной формы [2]. Так, производительность ТП лазерного полирования на этой установке при уменьшении шероховатости на детали сложной формы (лопатки газовой турбины) с 2 до 0,4 мкм составляет более 2 см²/мин. При использовании механизированного труда при аналогичных условиях производительность отдельных операций полирова-

ния не превышает 0,15 – 0,2 см²/мин [3].

Однако наряду с преимуществами автоматизации в процессе эксплуатации установки выявлены некоторые недостатки. Во-первых, длительное время занимает подбор оптимальных параметров обработки, при которых требуемое качество поверхности сочетается с высокой производительностью. Оптимальный режим работы автоматизированной установки подбирается эмпирически и занимает много времени, поэтому установка не может быть использована в серийном и массовом производстве. Во-вторых, в процессе отработки ТП оказалось, что качество обработки сильно зависит от первоначальной шероховатости поверхности и ее анизотропии по разным направлениям измерения. Помимо этого, дефекты поверхности (микротрещины, заусенцы и т.п.) могут приводить к дефектам обработки лазерным лучом. Все это говорит о целесообразности автоматического контроля качества обработки как в процессе подбора оптимального режима обработки на тестовых деталях, так и в процессе обработки при серийном производстве. Такой контроль параметров обработки можно обеспечить путем внедрения

в установку автоматической системы управления технологическим процессом (АСУ ТП), что позволит стабилизировать качество обработки и уменьшит время расчета параметров (мощности лазерного излучения, скорости подачи, шага развертки, диаметра пятна контакта луча с поверхностью).

Структурно АСУ ТП состоит из блока оценки шероховатости и блока управления технологическим процессом (рис. 1) [4]. В зависимости от текущей задачи блок управления должен автоматически определять параметры обработки, контролировать и осуществлять автоматическое управление параметрами обработки, обеспечивать контроль дефектов обработки.

Регулирование параметров обработки должно происходить на основе оценки качества обработанной поверхности, которое определяется параметрами шероховатости в соответствии с ГОСТ 2309–68. Для этого в АСУ ТП введен блок оценки шероховатости поверхности, в основе которого лежит система оценки шероховатости, отвечающая следующим критериям [5]:

– Выраженность корреляционной связи параметрического сигнала с уже известным

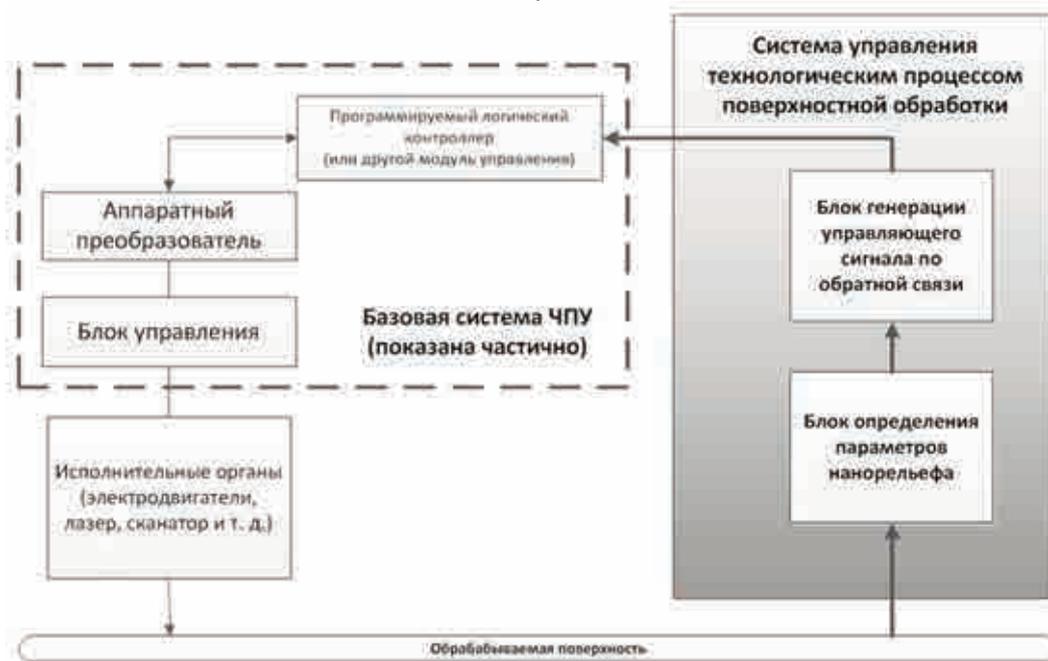


Рис. 1. Структурная схема АСУ ТП лазерного полирования

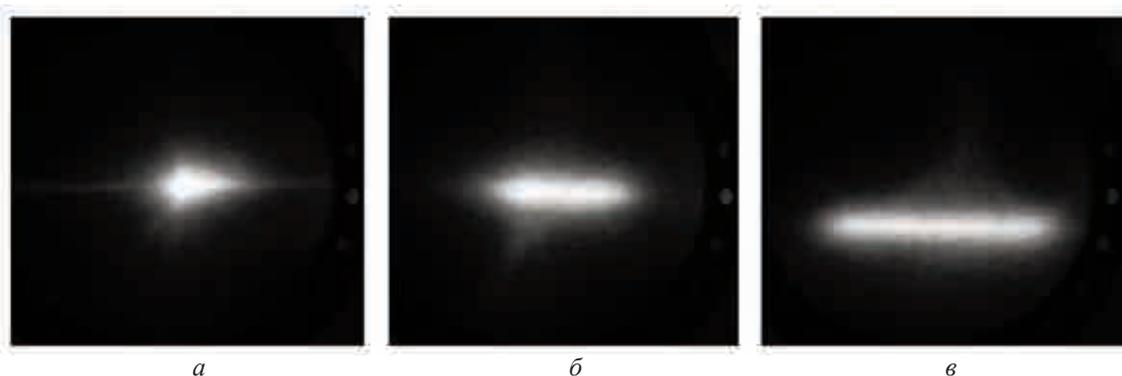


Рис. 2. Фотоснимки изображений рассеянного луча от поверхностей с различной шероховатостью:
 $a - 0,22$ мкм, $b - 0,41$ мкм, $в - 0,87$ мкм

значением шероховатости поверхности, измеренной эталонным способом (коэффициент корреляции $r_{xy} > 0,7$ [6]) при уровне значимости $\alpha = 0,01$.

– Размещение системы измерения в рабочей зоне установки для лазерного полирования, не ограничивающей возможности обработки; компоненты системы измерения должны быть расположены на расстоянии не меньше 100 мм от зоны обработки.

– Цикл вычислений параметров обработки системой измерения, основанной на бесконтактном оптическом способе, не должен превышать 1 с.

Критерии установлены исходя из особенностей технологического процесса, а также возможности промышленного логического контроллера системы ЧПУ установки, на котором замыкается обратная связь (см. рис. 1), принимать команды регулятора АСУ ТП.

В настоящее время не существует подходящего инженерного решения по бесконтактной оценке параметров шероховатости промышленного применения в режиме реального времени, поэтому предварительно были рассмотрены возможности использования для контроля ТП лазерного полирования [5, 7] современных способов оценки шероховатости.

Наиболее перспективным был признан скаттерометрический способ оценки шероховатости, принцип измерения которого

основан на оценке дисперсии рассеянного от исследуемой поверхности лазерного излучения. Более подробно скаттерометрический СОШ описан в работе [5].

В данном исследовании в качестве фотоприемника использована ПЗС-матрица (ПЗС – прибор с зарядовой связью) цифрового фотоаппарата. Это позволило получить индикатрису светорассеяния в результате однократного измерения и дало возможность применять алгоритмы цифровой обработки изображений при анализе сигнала.

Первые результаты на тестовых пластинах показали наблюдаемую корреляцию между дисперсией рассеянного излучения σ_b^2 и шероховатостью поверхности Ra (рис. 2). Также о корреляции в диапазоне значений $Ra = 0,1 - 1$ мкм свидетельствуют исследования, представленные в работах [8, 9].

Ввиду того, что распределение рассеянного излучения можно считать приближенно нормальным, была проведена оценка соответствия дисперсии светорассеяния шероховатости поверхности по следующим параметрам:

- взвешенная дисперсия [8]

$$\sigma_n^2 = \sum_{i=1}^N (i - \bar{i})^2 P_i,$$

где i – номер пикселя; N – общее число пикселей в выбранной линии;

$P_i = \frac{I_i}{\sum_{i=1}^N I_i}$ –

функция плотности вероятности распределения рассеяния для дискретных величин, где I_i – нормализованное значение яркости

i -го пикселя; $\bar{i} = \sum_{i=1}^N i P_i$ – математическое ожидание функции плотности вероятности P_i ;

- дисперсия нормального распределения, являющегося аппроксимацией реального рассеяния по методу наименьших квадратов ($\sigma_{ап}^2$);

- ширина рассеяния, определяемая по пороговому значению интенсивности (рис. 3).

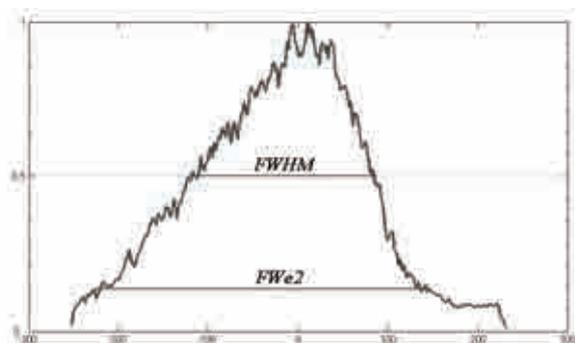


Рис. 3. Параметры ширины рассеяния, определяемые по пороговому значению интенсивности, определенному на уровне $1/e^2$ ($FWe2$) и $0,5$ ($FWHM$) от максимального уровня

Обработка изображений и вычисление параметров распределения интенсивности рассеянного излучения проводилась в математической среде MATLAB. Результаты обработки (рис. 4–7) показывают зависимость вычисленных параметров рассеяния лазерного излучения от шероховатости, измеренной эталонным способом.

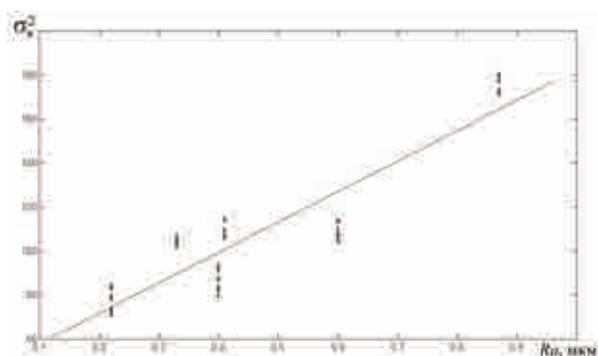


Рис. 4. Зависимость взвешенной нормированной дисперсии σ_B^2 от шероховатости

Поскольку корреляция определяется по небольшой выборке, важно оценить статистическую значимость коэффициента корреляции. Значимость коэффициента корреляции для выборки из 6 образцов определяется по формуле

$$T = r_{xy} \frac{\sqrt{n-2}}{\sqrt{1-r_{xy}^2}},$$

где n – объем выборки. При сравнении расчетных значений с таблицей значений критерия Стьюдента уровень значимости нуль-гипотезы α оказался меньше $0,01$ для параметров $\sigma_{ап}^2$, $FWe2$ и $FWHM$ и меньше $0,02$ для параметра σ_B^2 .

Параметры рассеяния	Коэффициент корреляции	Значимость коэффициента корреляции	Уровень значимости нуль-гипотезы
σ_B^2	0,89	3,90	< 0,02
$\sigma_{ап}^2$	0,93	5,06	< 0,01
$FWHM$	0,93	5,06	< 0,01
$FWe2$	0,94	5,51	< 0,01

Высокое значение коэффициента корреляции Пирсона (см. табл.) при удовлетворительном уровне значимости для большинства параметров светорассеяния позволяет говорить о возможности применения скаттерометрии, по меньшей мере, для компаративной оценки шероховатости поверхности.

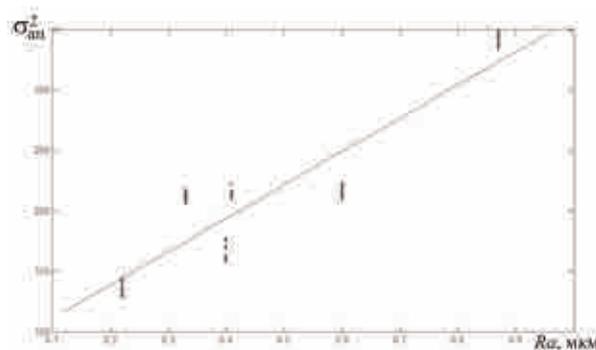


Рис. 5. Зависимость аппроксимирующей дисперсии нормального распределения $\sigma_{ап}^2$ от шероховатости

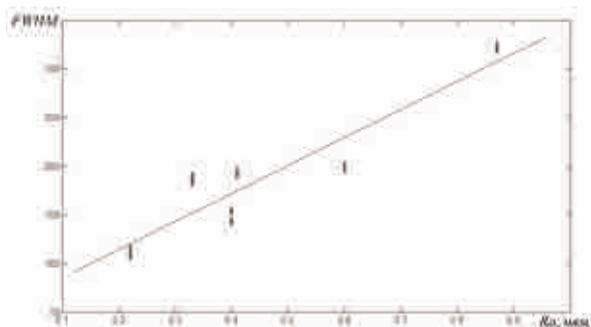


Рис. 6. Зависимость полуширины распределения светорассеяния $FWHM$ от шероховатости

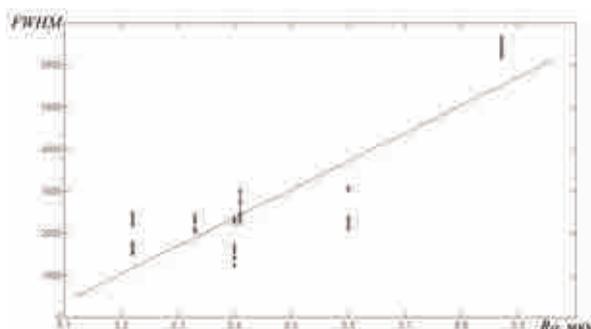


Рис. 7. Зависимость ширины распределения светорассеяния по уровню $1/e^2$ $FWe2$ от шероховатости

По результатам исследования можно сделать вывод о возможности применения скаттерометрического СОШ, поскольку были выполнены поставленные перед началом исследования условия:

- Коэффициент корреляции дисперсии рассеянного луча с шероховатостью поверхности, измеренной контрольным способом, составил $r_{ан} = 0,89 - 0,94$, что больше заявленного порога 0,7;

- Расстояния между исследуемым образцом и экраном составляет около 25 см, следовательно, систему измерения скаттерометрическим способом можно разместить в рабочей камере, не вмешиваясь в процесс полирования;

- Скорость обработки данных составляет 3 изображения в секунду, что дает возможность управлять параметрами процесса обработки в режиме реального времени. Также есть предпосылки к увеличению скорости обработки изображения, в частности, за счет оптимизации алгоритмов обработки.

Выявленная зависимость между дисперсией рассеянного лазерного излучения и шероховатостью поверхности в диапазоне $Ra = 0,1 - 1$ мкм, а также высокое значение коэффициента корреляции для данной зависимости позволяет говорить о возможности применения скаттерометрии, по меньшей мере, для компаративной оценки шероховатости поверхности и возможности использования данного способа оценки шероховатости в качестве базового при разработке блока оценки шероховатости АСУ ТП лазерного полирования.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сулима А.М., Носков А.А., Поздей А.В., Серебренников Г.З. Основы технологии производства воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1993. 312 с.

2. Пат. 2463246 РФ, МПК В82В 3/00 В23К 26/08 С23С 14/48. Установка для получения наноструктурированных слоев на поверхности сложнопрофильных деталей методом лазерно-плазменной обработки. // В.В.Плихунов, В.В.Блинков, А.С.Гаврилов и др. Публ. 10.10.2012. Бюл. № 28.

3. Демин Ф.И., Проничев Н.Д., Шитарев И.Л. Технология изготовления основных деталей газотурбинных двигателей: Учеб. пособие. М.: Машиностроение, 2002. 328 с.

4. Kovalenko A., Oreshkin O. Configurations of Control Systems for the Laser Surface Treatment Plant // Proceedings of the seven international scientific and technical conference «BT/LA» – SPb.: Publishing house SPbSPU – 2012.

5. Плихунов В.В., Коваленко А.В., Орешкин О.М. Использование способов оценки шероховатости в системе автоматического контроля параметров технологического процесса лазерного полирования // Авиационная промышленность. 2012. № 4. с. 26–31.

6. Ивантер Э.В., Коросов А.В. Элементарная биометрия: Учеб. пособие. Петрозаводск: ПетрГУ, 2005. 104 с.

7. Whitehouse D.J. Handbook of Surface and Nanometrology // IOP Publishing Ltd. 2003.

8. Wang S.H., Quan C., Tay C.J., Shang H.M. Surface roughness measurement in the submicrometer range using laser scattering // Optical Engineering. 2000. Vol. 39. № 6.

9. Le Bosse J.C., Hansali G., Lopez J., Mathia T. Characterisation of surface roughness by laser light scattering: specularly scattered intensity measurement // Elsevier Science S.A. 1997.

ОБ ОЦЕНКЕ АНТИФРИКЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПАР ТРЕНИЯ С ТВЕРДОСМАЗОЧНЫМИ ПОКРЫТИЯМИ РАЗЛИЧНЫХ СОСТАВОВ

П.Н.Хопин, канд. техн. наук («МАТИ – Российский государственный технологический университет им. К.Э. Циолковского»)

Представлена методика оценки антифрикционных свойств пар трения с твердосмазочными покрытиями (ТСП) на основе использования универсальной зависимости температуры трения от нагрузочно-скоростных факторов работы узла и корреляционной функции коэффициента трения от температуры.

Ключевые слова: твердосмазочные покрытия, оценка антифрикционных свойств, температурно-фрикционные зависимости.

ON ESTIMATION OF ANTIFRICTIONAL CHARACTERISTICS OF FRICTION PAIRS WITH SOLID LUBRICATING COATINGS OF VARIOUS COMPOSITIONS.

P.N.Khopin, Cand.Techn.Sc.

Technique for estimation of antifrictional properties of friction pairs with solid lubricating coatings in terms of the use of universal dependence of friction temperature on loading-speed factors of assembly operation and correlation function of friction coefficient on temperature is presented.

Keywords: solid lubricating coatings, estimation of antifrictional properties, thermal friction dependences.

Для узлов трения, функционирующих в атмосферных условиях и при воздействии различного рода облучений и высокого вакуума, широко используются твердосмазочные покрытия (ТСП). К числу таких покрытий относятся ТСП на основе MoS_2 , графита со связующими веществами типа ВНИИ НП, ВАП и др.

Оценка антифрикционных характеристик сопряжений с ТСП для произвольных нагрузочно-скоростных условий эксплуатации в настоящее время не представляется возможной, так как нет соответствующих универсальных зависимостей. В большинстве проведенных исследований удавалось получать лишь зависимости коэффициента трения фрикционных соединений с ТСП от одного из факторов без учета влияния других, а тем более их взаимодействий. Использование результатов таких исследований для оценки антифрикционных характеристик

узлов трения с ТСП приводит к значительным погрешностям, а в ряде случаев невозможно.

Экспериментальными исследованиями установлена тесная корреляционная связь между антифрикционными характеристиками пар трения с ТСП и температурой трения [1, 2]. Известно, что температура трения является производной нагрузочно-скоростных фрикционных параметров $T_{\text{тр}} = f(P, V)$. Поэтому, зная зависимости $f_{\text{тр}} = f(T_{\text{тр}})$ для различных ТСП, можно оценить соответствующие антифрикционные характеристики для этого сопряжения.

В соответствии с температурным методом [1] за общую температуру испытаний принимается сумма объемной температуры $T_{\text{об}}$ и температуры трения $T_{\text{тр}}$, которая рассчитывается по теоретическим формулам или определяется экспериментально.

Автором разработана методика оценки

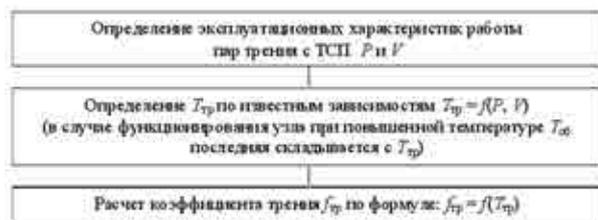


Рис. 1. Алгоритм расчета коэффициента трения пары с ТСП

антифрикционных характеристик пар трения с ТСП различных составов для получения комплексных зависимостей при оценке этих характеристик (рис. 1).

Оценка работоспособности ТСП в нормальных атмосферных условиях

На первом этапе для получения зависимостей $T_{тр} = f(P, V)$ были проведены эксперименты по методу центрального композиционного ротатбельного униформ-планирования 2-го порядка. В результате получены математические модели зависимости $T_{тр} = f(P, V)$ для различных диапазонов варьирования факторов. Графическая интерпретация полученных зависимостей $T_{тр} = f(P, V)$ показывает, что вне зависимости от схемы трения и типа ТСП характер исследуемых зависимостей сохраняется, что позволяет использовать ее для различных конструкций фрикционных сопряжений и видов ТСП [3].

Корреляционная зависимость $f_{тр} = f(T_{тр})$ для ТСП ВНИИ НП 212 была получена автором в результате обработки результатов экспериментальных исследований при повышенной температуре и в нормальных атмосферных условиях [2] на модернизированной установке для проведения комплексных испытаний на трение при повышенной температуре (рис. 2):

$$f_{тр} = 0,01197 + 8,881T_{тр}^{-1}. \quad (1)$$

Анализ экспериментальных данных (см. рис. 2) показал, что даже при общей температуре испытаний свыше 320 °С пара трения функционировала в течение 1–1,5 ч при низ-

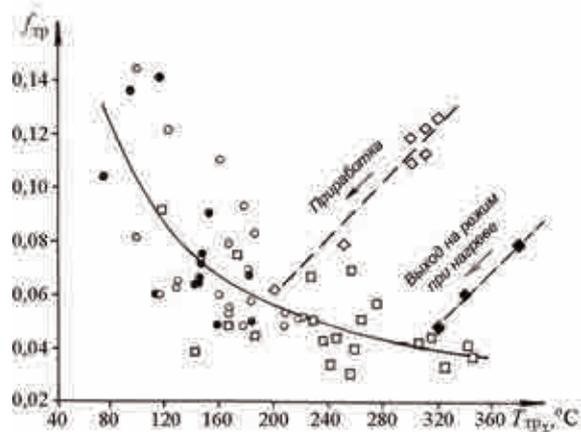


Рис. 2. Результаты экспериментального исследования теплофрикционного состояния пары трения с ТСП ВНИИ НП 212 для режимов: ○ – установившегося трения (до нагрева пары трения); □ – наработки при нагреве; ◇ – приработки до нагрева; ◆ – выхода на режим при нагреве; ● – установившегося трения (по данным эксперимента без нагрева)

ком коэффициенте трения 0,04. В экспериментах с аналогичным ТСП ВНИИ НП 212 на 4-шариковой машине трения КТ-2 при температуре свыше 220 °С происходило постепенное повышение $f_{тр}$. Поэтому проверка корректности значений производилась при температуре от 70 до 220 °С. Результаты, представленные в табл. 1, показывают, что отклонение данных, полученных автором, от результатов, приведенных в работе [1], составило от 16 до 30 %, что удовлетворительно для испытаний на трение.

Таблица 1

Проверка корректности корреляционной зависимости (1) коэффициента трения от температуры испытаний для пары с ТСП ВНИИ НП 212

Тип пары трения	Литературные данные		Расчетные данные по формуле (1)	Отклонения, %
	$T_{тр}, ^\circ\text{C}$	$f_{тр}$	$f_{тр}$	
«4-шариковая схема»	70	0,12	0,139	13,7
ТСП ВНИИ НП 212 [1]	120	0,11	0,086	21,8
	170	0,08	0,064	19,7
Машина трения КТ-2	220	0,075	0,052	30,2

На следующем этапе решалась задача определения расчетных зависимостей типа $f_{тр} = f(T_{тр})$ для ТСП различных составов, применяемых в производстве.

Для расчета коэффициента трения пар трения с ТСП ВНИИ НП 213 по предложенной методике была использована зависимость, полученная в работе [1]. В результате аппроксимации графика зависимости $f_{тр} = f(T_{тр})$ для ТСП ВНИИ НП 213, проведенной методом параболического интерполирования [4, 5], была получена зависимость, представленная на рис. 3:

$$f_{тр} = 0,1223 - 0,00047T_{тр} + 6,29 \cdot 10^{-7}T_{тр}^2. (2)$$

В конструкторской практике широко используются высокотемпературные ТСП типа ЦВСП-3с и ВНИИ НП 229 (с силикатом натрия в качестве связующего). Затем производился анализ экспериментальных данных по этим типам ТСП [6].

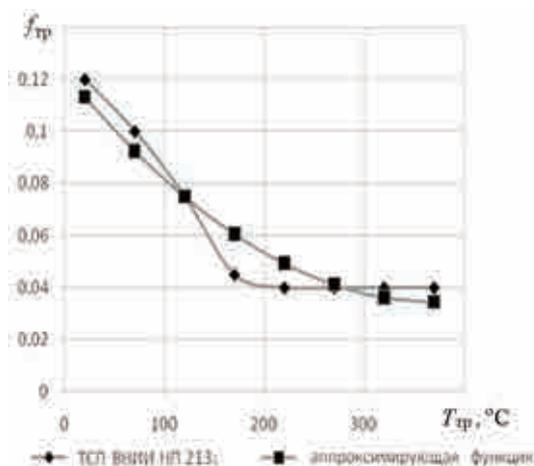


Рис. 3. Зависимость $f_{тр} = f(T_{тр})$ и аппроксимирующая ее функция для пары трения с ТСП ВНИИ НП 213 в нормальных атмосферных условиях

В результате аппроксимации графиков $f_{тр} = f(T_{тр})$ были получены следующие зависимости:

– для ТСП ЦВСП-3с

$$f_{тр} = 0,0896 - 1,47 \cdot 10^{-4}T_{тр} + 3,464 \cdot 10^{-7}T_{тр}^2, (3)$$

– для ТСП ВНИИ НП 229

$$f_{тр} = 0,0821 - 1,4 \cdot 10^{-4}T_{тр} + 2,72 \cdot 10^{-7}T_{тр}^2, (4)$$

представленные на рис. 4, 5.

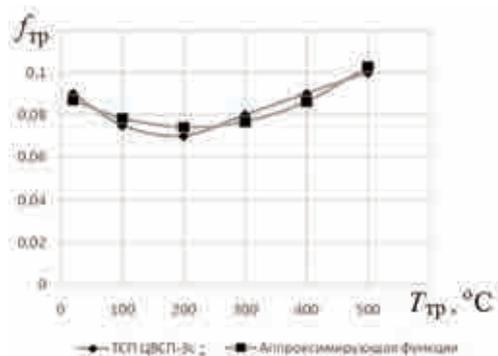


Рис. 4. Зависимость $f_{тр} = f(T_{тр})$ для пары трения с ТСП ЦВСП-3с и аппроксимирующая ее функция в нормальных атмосферных условиях [6]

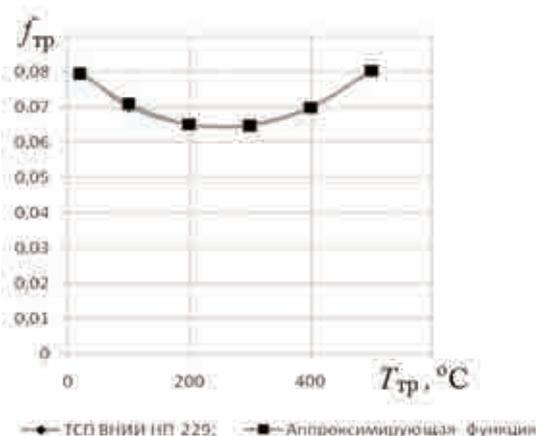


Рис. 5. Зависимость $f_{тр} = f(T_{тр})$ и аппроксимирующая ее функция для пары трения с ТСП ВНИИ НП 229 в нормальных атмосферных условиях [6]

Оценка работоспособности ТСП в условиях вакуума

К числу важнейших экстремальных условий, в которых эксплуатируются узлы трения с применением ТСП, относятся условия вакуума. В связи с этим решалась задача определения экспериментальных зависимостей для оценки антифрикционных характеристик пар трения с ТСП различных составов в этих условиях по разработанной автором методике (см. рис. 1).

Исследования основных параметров работоспособности узлов трения с ТСП проводились на стенде для изучения трения и износа в вакууме, созданном на базе модернизированной роликовой машины трения, позволяющей бесступенчато изменять на-

грузочно-скоростные режимы трения и вести непрерывную запись коэффициента трения и температуры трения [8].

Стенд имеет вакуумную камеру с системой откачивающих средств, нагрузочно-измерительный механизм с нагревателем, размещенный внутри камеры, привод типа ТХ1-60 (тахометрическую установку), вакуумный ввод вращения, а также систему управления стендом, измерения глубины вакуума и теплофрикционных характеристик исследуемой пары трения. Ввод вращения уплотнялся с помощью резиновых манжет с наружным относительно уплотнений расположением опорных подшипников.

Система откачивающих средств состоит из форвакуумного механического насоса ВН-7 и вакуумного агрегата ВА-8-Пр. Для исключения перекосов осей в конструкции стенда были использованы две карданные развязки. Был спроектирован и выполнен механизм отключения пары трения после окончания испытаний, позволяющий своевременно разъединять контактирующие образцы в вакууме.

Эксперименты проводились с использованием математического планирования по

Таблица 2

Уровни и диапазоны варьирования факторов в планируемом эксперименте по исследованию работоспособности пар трения с ТСП ВНИИ НП 212 в условиях вакуума

Уровни факторов	Натуральные значения	
	V , м/с	N , $\times 9,8$ Н (P , МПа)
Интервал варьирования	0,148	25
Уровни*: основной	0,295	95,25 (91)
верхний	0,443	120,25 (115)
нижний	0,147	70,25 (68)
Звездные точки*: + α	0,504	130,5 (121)
- α	0,087	60,0 (61)
* – данные для планируемых экспериментов.		

методу центрального композиционного ротатбельного равномер-планирования 2-го порядка. Уровни и диапазоны варьирования факторов приведены в табл. 2.

После преобразований искомая математическая модель зависимости $f_{\text{тр}} = f(P, V)$ пары трения с ТСП ВНИИ НП 212 приняла вид:

$$f_{\text{тр}} = 0,1564 - 0,153V - 1,443 \cdot 10^{-3} P_{\text{конт}} + 0,164V^2 + 6,1 \cdot 10^{-6} P_{\text{конт}} + 1,824 \cdot 10^{-4} P_{\text{конт}} V. \quad (5)$$

По результатам исследования влияния нагрузочно-скоростных факторов на контактную температуру трения пар с ТСП ВНИИ НП 212 в вакууме получена следующая математическая модель, выраженная в натуральных значениях факторов:

$$T_{\text{тр}} = 3,31 + 291,64V + 0,643P_{\text{конт}} - 282,19V^2. \quad (6)$$

Чтобы установить возможную корреляционную связь антифрикционных характеристик пары трения с ТСП $f_{\text{тр}}$ и контактной температуры трения $T_{\text{тр}}$, используя все ранее полученные данные была рассчитана зависимость $f_{\text{тр}} = f(T_{\text{тр}})$, адекватно описываемая уравнением

$$f_{\text{тр}} = 1,64T_{\text{тр}}^{-0,7155}. \quad (7)$$

Графическая интерпретация зависимости (7) в сравнении с аналогичной характеристикой для нормальных атмосферных условий представлена на рис. 6.

Проверка корректности методики оценки (см. рис. 1) с использованием зависимостей $T_{\text{тр}} = f(P, V)$ и $f_{\text{тр}} = f(T_{\text{тр}})$ для пары трения с ТСП ВНИИ НП 212, работающей

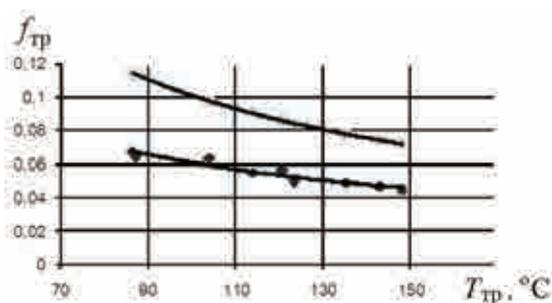


Рис. 6. Зависимость $f_{\text{тр}}$ от $T_{\text{тр}}$ для условий вакуума (♦) и воздуха (■) для ТСП ВНИИ НП 212

в вакууме, при сравнении с данными, приведенными в работе [9], показала удовлетворительные результаты – 15,4%, несмотря на выход значений P и V за рассмотренные пределы варьирования факторов.

На следующем этапе исследований решалась задача нахождения зависимостей $f_{тр} = f(T_{тр})$ для условий вакуума для ТСП различных составов согласно методике (см. рис. 1).

Анализ литературных данных показал, что искомые зависимости $f_{тр} = f(T_{тр})$ для пар трения с различными типами ТСП могут быть получены из экспериментальных данных, приведенных в работе [7].

Аппроксимация результатов экспериментальных исследований осуществлялась по методу параболического интерполирования [5, 6].

В результате аппроксимации графиков $f_{тр} = f(T_{тр})$ были получены следующие зависимости:

– для ТСП на основе MoS_2 с кремнийорганическим связующим К-55 (рис. 7,а):

$$f_{тр} = 0,0905 - 3,46 \cdot 10^{-4} T_{тр} + 5,86 \cdot 10^{-7} T_{тр}^2, \quad (8)$$

– для ТСП на основе графита с кремнийорганическим связующим К-55 (рис. 7,б):

$$f_{тр} = 0,1521 - 5,233 \cdot 10^{-4} T_{тр} + 5,6 \cdot 10^{-7} T_{тр}^2; \quad (9)$$

– для ТСП на основе графита со связующим Na_2SiO_3 (рис. 7,в):

$$f_{тр} = 0,1167 - 3,99 \cdot 10^{-4} T_{тр} + 4,23 \cdot 10^{-7} T_{тр}^2. \quad (10)$$

В результате проведенных исследований разработана методика оценки антифрикционных свойств пар трения с ТСП на основе использования универсальной зависимости температуры трения от нагрузочно-скоростных факторов работы узла и корреляционной функции коэффициента трения от температуры трения.

В соответствии с экспериментальными данными получены универсальные зависимости $T_{тр} = f(P, V)$ применительно к парам трения с ТСП различных составов и схем трения для широкого диапазона изменений нагрузочно-скоростных факторов; рассчитаны корреляционные зависимости типа

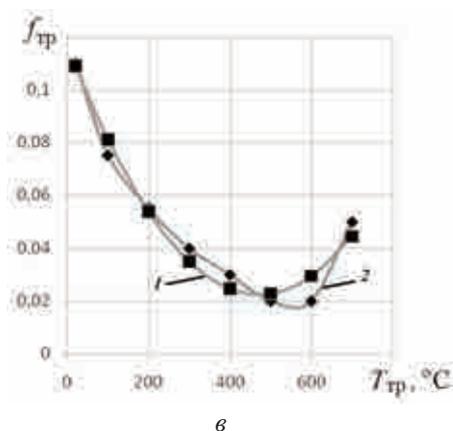
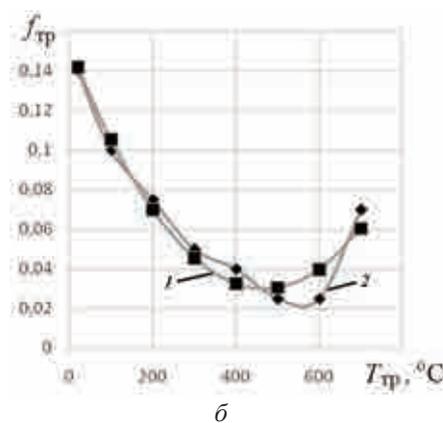
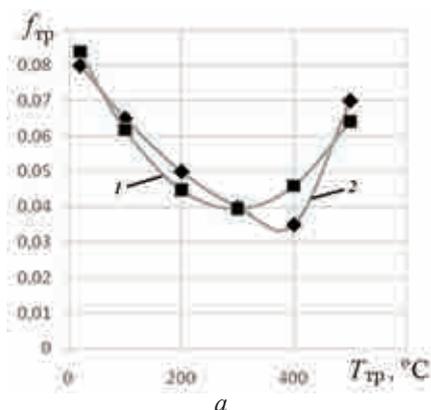


Рис. 7. Зависимость $f_{тр} = f(T_{тр})$ и аппроксимирующая ее функция (1) для пары трения с ТСП (2) на основе MoS_2 + связка К-55 (а); на основе графита + связка К-55 (б); на основе графита + связка Na_2SiO_3 (в) в вакууме [7]

$f_{тр} = f(T_{тр})$ для нормальных атмосферных условий и для условий вакуума.

ЛИТЕРАТУРА

1. Матвеевский Р.М. Температурная стойкость граничных смазочных слоев и твердых смазочных покрытий при трении металлов и сплавов. М.: Наука, 1971. 228 с.

2. Хопин П.Н., Попов О.В., Комаров В.А. Экспериментальная оценка работоспособности пар трения с твердосмазочным покрытием в зависимости от температурного фактора // Трение и износ. 1985. Т. 6. № 6. С. 1109–1116.

3. Хопин П.Н. Оценка работоспособности пар трения с твердосмазочными покрытиями в различных условиях функционирования // Авиационная промышленность. 2010. № 2. С. 49–52.

4. Линник Ю.В. Метод наименьших квадратов и основы теории обработки наблюдений. М.: Гос. изд. физ.-мат. литературы, 1962. 352 с.

5. http://kurs.ido.tpu.ru/courses/informat_chem_2/modul_3.htm#3.3.

6. Криони Н.К. Высокотемпературные твердые смазочные покрытия в опорах скольжения // Вестник УГАТУ. 2009. Т. 12. № 4 (33). С. 102–105.

7. Сентюрихина Л.Н., Опарина Е.М. Твердые дисульфид-молибденовые смазки. М., Химия. 1966. 152 с.

8. А.с. 926573 СССР. Устройство для испытания материалов на трение и износ / П.Н.Хопин, В.А.Комаров, А.Ф.Волков. Бюл. № 17. 1981.

9. Ярош В.М., Моисеев А.А., Бронец М.А. Исследование материалов на трение и износ в открытом космическом пространстве на орбите вокруг Луны // Трение и износ. 2003. Т. 24. № 6. С. 626–635.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА ОБЛЕГЧЕННЫХ ФЛАНЦЕВ ИЗ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ

О.Ю.Давыдов, канд. техн. наук; В.Г.Егоров, докт. техн. наук; И.В.Фоменко (ФГУП «Научно-исследовательский институт автоматизированных средств производства и контроля»)

Приведены результаты анализа процесса формообразования предварительного гофра облегченного фланца и исследованы дефекты, возникающие в основных зонах интенсивной деформации. Предложена технология изготовления фланцев с применением оптимальных режимов предварительной трибоэлектрохимической обработки трубных заготовок.

Ключевые слова: облегченные фланцы, штамповка, титановые сплавы, ресурс пластичности, трибоэлектрохимическая обработка.

IMPROVING EFFICIENCY OF MANUFACTURING TECHNOLOGY FOR LIGHTWEIGHT TITANIUM ALLOY FLANGES. *O.Yu.Davydov, Cand.Techn.Sc; V.G.Egorov, Dr.Techn.Sc; I.V.Fomenko.*

Analysis data on forming precorrugation of a lightweight flange are presented, and defects occurring in the main areas of severe deformation have been examined. Technology to produce flanges using optimal operating modes of tribo-electrochemical preprocessing of tubular billets is suggested.

Keywords: lightweight flanges, forming, titanium alloys, durability of plasticity, tribo-electrochemical processing.

Основным элементом разъемных соединений трубопроводов систем кондиционирования воздуха (СКВ) и противообледенительных систем (ПОС) летательных аппаратов является облегченный фланец. Сочетание малой относительной толщины стенки со сложной геометрией наружного контура данного элемента трубопровода, а также

невысокие характеристики пластичности применяемых сплавов затрудняют его бездефектное формообразование.

Авторами предложена технология, позволяющая обеспечить высокое качество продукции при снижении трудоемкости, затрат на энергоносители, сокращении времени на этапе подготовки производства, количества

переходов обработки и брака. Рекомендуемый процесс производства позволяет получать облегченный фланец с высокими показателями ресурсных характеристик за 2 перехода операции обработки давлением. Первый переход заключался в штамповке предварительного гофра раздачей эластичным наполнителем – полиуретаном СКУ-7Л (ТУ 84-404–78) трубной заготовки при свободном перемещении ее конца в жесткой разъемной матрице. На втором переходе производят калибровку зига фланца, чтобы придать ему требуемую форму для получения контактной поверхности фланцевого соединения – зоны II (рис. 1).

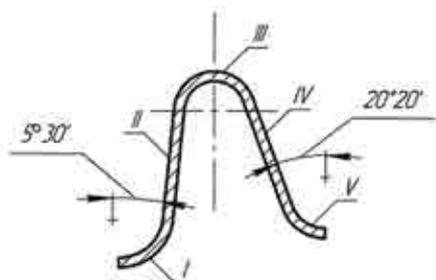


Рис. 1. Основные зоны сечения гофра полуфабриката облегченного фланца после операции калибровки:

I, V – участки у основания гофра с радиусами скруглений r_0 ; *II* – контактная поверхность фланцевого соединения; *III* – вершина гофра; *IV* – прямой участок гофра

Наиболее ответственной является первая стадия штамповки, на которой возможно появление браковочных признаков в виде недопустимого утонения стенки и разрыва материала из-за недостаточности ресурса пластичности материала трубной заготовки. Методом верхней оценки были определены предельные возможности процесса формообразования предварительного гофра фланца. Теоретические данные отражают связь между геометрическими параметрами зига (радиус условного прохода r_y , радиусы скруглений при вершине и у основания гофра r_0) и относительным удлинением после разрыва δ [1]. Результаты экспериментальной проверки теоретических зависимо-

стей, представленные на рис. 2, показали, что необходимо выбирать материал заготовок с относительным удлинением δ выше расчетного на 11 % для выхода из зоны возможных разрушений.

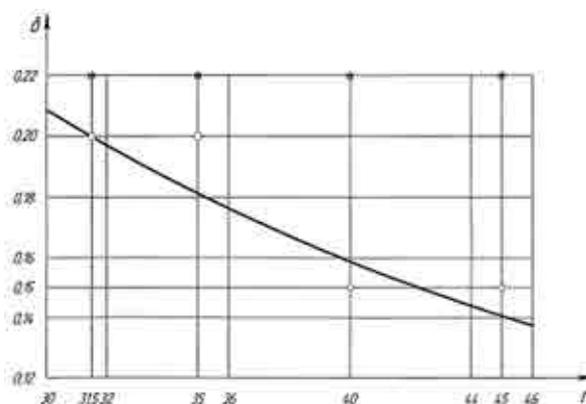


Рис. 2. Сравнение результатов теоретического анализа с экспериментом:

○ – разрушенные фланцы из сплава ОТ4-1 ($r_0 = 4$ мм); □ – разрушенные фланцы из сплава ОТ4-0 ($r_0 = 4$ мм) (эксп.); * – фланцы, отштампованные из сплава ПТ-7М без появления браковочных признаков ($r_0 = 4$ мм) (теор.)

В ходе эксперимента были собраны данные о возникавших в процессе штамповки характерных дефектах поверхности зига полуфабрикатов облегченных фланцев (рис. 3), подвергнутых микроструктурному анализу, на основании которого стало возможным выделить основные зоны пластического течения материала (рис. 4) при получении предварительного гофра фланца.

Для оценки равномерности процесса формоизменения зига фланца на первом



Рис. 3. Полуфабрикаты облегченных фланцев после 1-го перехода операции формообразования с характерными макротрещинами на поверхности зига, $\times 100$:

левый фланец – трещина в зоне III; *правый* – трещина в зоне III с переходом в зону I

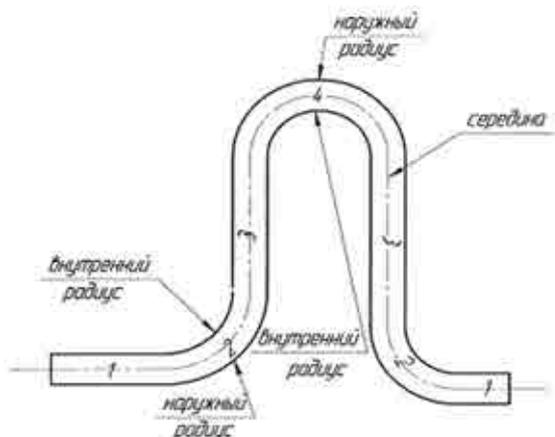


Рис. 4. Продольное сечение фланца с указанием основных зон пластического течения материала

переходе операции обработки давлением был проведен подробный анализ дефектов выделенных зон гофра, для чего их подвергли визуальной оценке со 100-кратным увеличением на микроскопе МИС-11 и микроструктурному контролю с 400-кратным увеличением на световом металлографическом микроскопе МИМ-8 на наличие микротрещин и волнистости (рис. 5). Установлено, что зоне 1 соответствует практически недеформированная структура, соответствующая структуре материала исходной заготовки (рис. 5,а). В зоне 2 целесообразно исследовать структуру вблизи краев и у вершин радиусов скруглений (наружного и внутреннего). У наружного радиуса зоны 2 (рис. 5,б) наблюдается, как правило, деформированное по форме зерно с продольной относительно оси сечения ориентацией, у внутреннего – перпендикулярной (рис. 5,з). Середина зоны 2 соответствует довольно равноосная структура с увеличенным числом линий скольжения внутри зерен по сравнению с состоянием поставки (рис. 5,в). Профиль поверхности у внутреннего радиуса зоны 2 (рис. 5,г) часто является волнообразным за счет образовавшихся на поверхности «микроскладок». В зоне 3 также исследовали три участка: вблизи поверхности и в середине. Здесь ярко выраженных структурных отличий не наблюдалось (рис. 5,д,е,ж). Зона 4 является наиболее ответственной при ана-

лизе дефектов гофра и структуры материала, так как у поверхности наружного радиуса зига чаще всего появляются дефекты типа микротрещин различного раскрытия и протяженности. Пример микроструктуры по сечению зоны 4 представлен на рис. 5,з-к. В этой зоне вблизи поверхности у внутреннего радиуса нередко можно видеть дефекты в виде несплошностей округлой формы. Вблизи поверхностей зерна имеют характерную для зоны 2 деформированную конфигурацию с большим числом линий скольжения. На рис. 5,л,м показаны дефекты в зоне 4, образовавшиеся на различных отштампованных фланцах.

Данные о дефектах поверхности, возникших на стадии формообразования гофра, свидетельствуют о том, что процесс деформирования происходит неравномерно. Материал заготовки подвергается наибольшим напряжениям в зонах у основания и при вершине гофра, что подтверждает целесообразность полученных математических зависимостей геометрии облегченного фланца от относительного удлинения после разрыва δ материала трубчатой заготовки.

Поверхности трубных заготовок в зонах наибольших деформаций имеют пустоты, щербины, которые негативно проявят себя на этапах дальнейшего формообразования и эксплуатации, так как являются нежелательными концентраторами напряжений.

На поверхностях в зонах максимальных деформаций 2 и 4 (см. рис. 5) возникает явно выраженный волнообразный рельеф, как предполагается в связи с неравномерностью течения материала в процессе штамповки гофра.

Учитывая то, что деформируемые титановые сплавы имеют не самые высокие показатели относительного удлинения ($\delta = 12 - 23\%$) и что степень окружной деформации при формообразовании облегченных фланцев заданной геометрии с диаметром условного прохода 63 – 120 мм состав-

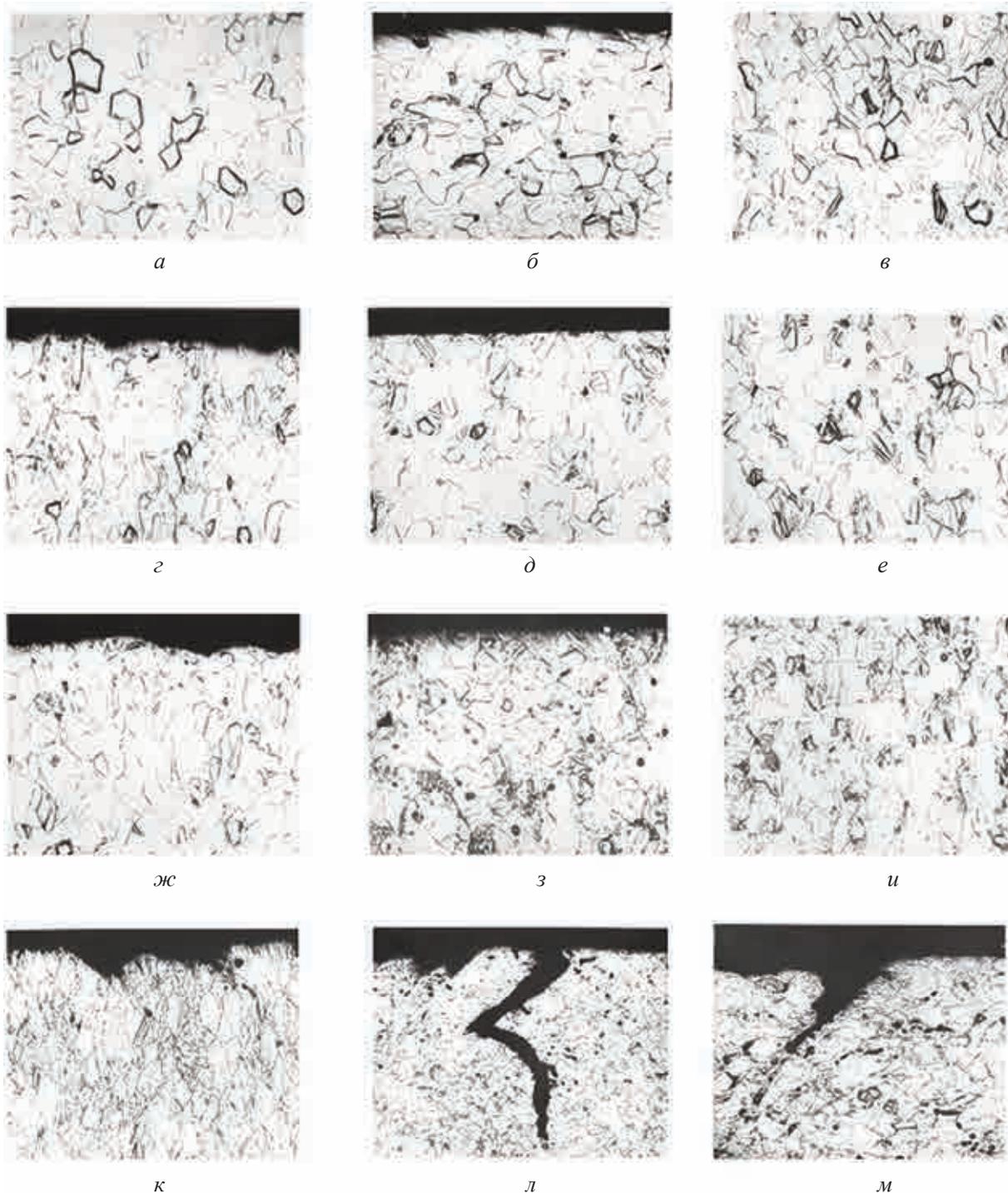


Рис. 5. Микроструктура фланца из сплава ОТ4-0 по разным зонам продольного сечения, $\times 400$:
a – зона 1; *б* – зона 2; *в* – зона 2, середина; *г* – зона 2, внутренний радиус; *д* – зона 3, наружный радиус;
е – зона 3, середина; *ж* – зона 3, внутренний радиус; *з* – зона 4, наружный радиус; *и* – зона 4,
середина; *к* – зона 4, внутренний радиус; *л, м* – зона 4 с дефектами у наружного радиуса

ляет от 11,7 до 28 %, возникает необходимость повышения характеристик пластичности обрабатываемого материала за счет улучшения его однородности по всему объему заготовки.

При проведении исследований установлено, что основными критериями, которым должен удовлетворять способ предварительной обработки деталей, являются отсутствие нагрева и, как следствие, какого-либо воздействия на структурный и фазовый составы сплава, сокращение воздействия рабочих сред процесса предварительной обработки. Способ предварительной обработки должен обеспечить выравнивание физико-механических и физико-химических свойств за счет удаления тонких дефектных слоев с поверхности заготовки и защиту материала полуфабриката от дальнейшего нежелательного газонасыщения, а также высокое качество обработанной поверхности.

Всем этим требованиям отвечает предварительная трибоэлектрохимическая обработка (ТЭХО) катодом-щеткой. Она позволяет удалять дефектные слои с поверхности заготовки со скоростью, превышающей скорость адсорбции приповерхностными слоями восстановленных ионов гидроксония, и одновременно обеспечивает образование тонкой защитной оксидной пленки TiO с металлической связью, обладающей более высокими пластическими свойствами по сравнению с соединениями с ковалентным типом связи [2]. ТЭХО обеспечивает высокое качество обработанной поверхности с низкими показателями шероховатости в сочетании с высокой производительностью процесса обработки.

Для подтверждения вышеперечисленных преимуществ была проведена ТЭХО трубных заготовок из титановых сплавов ПТ-7М, ОТ4-0 и ОТ4-1. Режимы обработки:

рабочее напряжение, В 7,5
 время обработки, с 30
 плотность тока, А/см² 150
 скорость вращения шпинделя, об/мин 2200

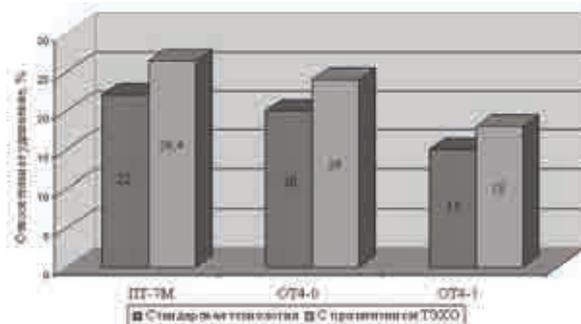


Рис. 6. Результаты испытаний на пластичность образцов из различных титановых сплавов

В качестве обрабатывающего инструмента использовали дисковые и чашечные катоды-щетки, материал их ворса – медь ММ-1 (ТУ 16-705.492–2005). После этого из трубных заготовок вырезали короткие образцы в продольном направлении и подвергали испытаниям на пластичность (рис. 6) [3].

Применяя ТЭХО для повышения предельных возможностей процесса штамповки из трубных заготовок диаметром 63 мм из титанового сплава ПТ-7М, были получены облегченные фланцы с предварительным гофром с различной степенью окружной деформации без появления браковочных признаков (рис. 7).

Итак, экспериментальная зависимость между относительным удлинением материала после разрыва δ и геометрическими параметрами осесимметричной детали позволяет выбрать сплав трубной заготовки с требуемыми характеристиками пластичности.



Рис. 7. Трубная заготовка и фланцы диаметром условного прохода 63 мм из сплава ПТ-7М с предварительным гофром, полученным за один переход операции формообразования с различными степенями окружной деформации: 12; 18 и 28 % соответственно, без появления браковочных признаков

Анализ дефектов поверхности отштампованных фланцев показал неоднородность деформации и подтвердил необходимость дополнительной обработки по повышению пластичности материала заготовки за счет выравнивания физико-химических свойств. Применение трибоэлектрохимической обработки перед началом штамповки увеличивает пластичность материала трубной заготовки в среднем на 20 % и, как следствие, обеспечивает возможность бездефектного формообразования облегченных фланцев за 2 перехода.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Фоменко И.В.** Определение параметров предельного формоизменения облегченных фланцев тонкостенного трубопровода // Новые технологии. Материалы IX Всерос. конф. Т. 3. М.: РАН, 2012. С. 13–20.
2. **Жачкин С.Ю., Егоров В.Г., Фоменко И.В.** Реология поверхностного слоя титанового сплава при обработке ТЭХО // Межвуз. сб. науч. тр.: Обеспечение качества продукции на этапах конструкторской и технологической подготовки производства. Вып. 7. Воронеж: ВГТУ, 2011. С. 53–58.
3. **Давыдов О.Ю., Егоров В.Г., Фоменко И.В.** Интенсификация пластического формоизменения элементов разъемных соединений высокоресурсного трубопровода // Новые технологии. Материалы IX Всерос. конф. Т. 3. М.: РАН, 2012. С. 3–12.

КАЧЕСТВО, НАДЕЖНОСТЬ,
РЕСУРС**МЕТОДИКА ПОИСКА ОПТИМАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ
ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ГРУЗОПОДЪЕМНОГО
ОБОРУДОВАНИЯ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ**

А.В.Торпачев, канд. техн. наук («МАТИ – Российский государственный технологический университет им. К.Э. Циолковского»)

Приведены результаты разработки методики оптимизации конструктивных решений при создании грузоподъемного оборудования аэрокосмических комплексов.

Ключевые слова: грузоподъемное оборудование, методика оптимизации, аэрокосмические комплексы.

PROCEDURE FOR SEARCHING OPTIMAL SOLUTIONS IN DESIGNING AEROSPACE COMPLEX HOISTING MACHINES. *A.V.Torpachov, Cand.Tech.Sc.*

Results of searching procedure elaboration intended for optimization of design solutions when developing hoisting machines for aerospace complexes are presented.

Keywords: hoisting machines, optimization procedure, aerospace complexes.

Разработка методики поиска оптимальных проектно-конструкторских решений при создании грузоподъемного оборудования аэрокосмических комплексов предусматривает выбор силовых схем и материа-

лов, расчет и оценку наибольших напряжений, динамической жесткости, их массогабаритных и других характеристик. Предлагаемая методика основана на применении математических моделей, алгоритмов и про-

грамм, созданных под руководством и при непосредственном участии автора статьи.

В предлагаемой методике оптимизации можно выделить четыре уровня принятия проектно-конструкторских решений при создании грузоподъемного оборудования аэрокосмических комплексов.

На первом уровне осуществляется разработка технических предложений: формулируются исходные требования и ограничения на процесс поиска рациональных решений (техническое задание, нормативные технические и инженерно-справочные материалы) и вырабатываются допустимые варианты структуры и компоновки унифицированных элементов конструкции грузоподъемного оборудования.

На втором уровне оптимизации проектно-конструкторских решений проводится эскизное проектирование: выбираются применяемые материалы; рассчитываются сопротивления силовых и соединительных элементов; составляются таблицы коэффициентов нагружения и матрицы жесткости для анализа по методу конечных элементов; проводится компьютеризированный расчет массогабаритных характеристик металлоконструкций грузоподъемного оборудования аэрокосмического комплекса в программе «Выбор рациональных решений по силовым схемам, размерам и компоновочным задачам при проектировании грузоподъемного оборудования»; осуществляется анализ динамики и прочности грузоподъемного оборудования аэрокосмического комплекса в ходе компьютерного моделирования в системе ANSYS с оценкой напряженно-деформированных состояний металлоконструкций; устанавливается необходимость корректировки размеров металлоконструкций с учетом результатов математического моделирования и расчетов.

На третьем уровне выполняется рабочее или техническое проектирование: проверка статической и динамической жесткости ме-

таллоконструкций грузоподъемного оборудования аэрокосмического комплекса по результатам компьютерного моделирования; оценка и обеспечение местной прочности и устойчивости элементов конструкции в программе «Экспериментальное исследование прочности металлоконструкций»; проверочный расчет на сопротивление усталости металлоконструкций грузоподъемного оборудования по разработанным математическим моделям. При необходимости выполняются расчеты металлоконструкций на динамическую жесткость, общую устойчивость и параметры подъема.

На четвертом уровне методики поиска оптимальных проектно-конструкторских решений по грузоподъемному оборудованию аэрокосмических комплексов проводится подготовка рабочей конструкторской документации: рассчитываются и оцениваются показатели эффективности; обеспечивается технологичность конструкций; оценивается рациональность конструктивных решений с применением разработанной программы «Многокритериальная параметрическая оптимизация конструктивных решений по грузоподъемному оборудованию аэрокосмических комплексов»; устанавливается необходимость их доработки; оформляются результаты проектирования с применением параметрических моделей в системе T-Flex CAD.

Методика поиска оптимальных конструктивных решений при создании грузоподъемного оборудования аэрокосмических комплексов разработана по результатам аналитических и численных исследований и позволяет получать рациональные решения по силовым и конструктивно-компоновочным схемам грузоподъемного оборудования, а также многокритериально оценивать их.

ЛИТЕРАТУРА

1. Александров М.П. Грузоподъемные машины. Учебник для вузов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана – Высшая школа, 2000. 552 с.

2. Бармин И.В., Бирюков Г.П., Богомолов А.А. и др. Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники. Инженерное пособие. Кн. 1. / Под ред. И.В. Бармина. М.: КБОМ, 2005. 475 с.

3. Торпачев А.В., Со Мин У. Компьютерная программа для поиска рациональных решений при проек-

тировании грузоподъемных машин наземных комплексов // *Авиационная промышленность*. 2011. № 2. С. 58–60.

4. Торпачев А.В., Со Мин У. Создание программы многокритериальной оптимизации конструктивных решений по грузоподъемным машинам // *Технология машиностроения*. 2011. № 8. С. 58–59.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ПРОВЕРКА МЕТОДА ПЕРЕСЧЕТА ПРЕДЕЛЬНЫХ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ЗАВИСИМОСТЕЙ ДЛЯ МОДУЛЕЙ МКС, ЗАТЕНЕННЫХ ПРОНИЦАЕМЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ КОНСТРУКЦИИ

О.В.Волков; А.В.Горбенко (РКК «Энергия» им. С.П. Королева); И.В.Шевченко, докт. техн. наук («МАТИ – Российский государственный технологический университет им. К.Э. Циолковского»)

Приведены результаты расчетных и экспериментальных работ по верификации методики определения баллистических предельных зависимостей для конструкции служебного модуля МКС с учетом его многократного затенения элементами внешнего оборудования станции.

Ключевые слова: техногенные частицы, пробой, гермооболочка, баллистическая предельная зависимость.

EXPERIMENTAL CHECK OF THE RECALCULATION TECHNIQUE OF BALLISTIC LIMIT RELATIONS FOR ISS MODULES SHADED WITH PERMIABLE STRUCTURAL ELEMENTS.

O.V.Volkov; A.V.Gorbenko; I.V.Shevchenko, Dr.Techn.Sc.

The article considers results of design and experimental work on the verification procedure to determine ballistic limit relations for the ISS service model structure based on its multiple shading by the outside equipment elements of the station.

Keywords: orbital debris, breakdown, tight cover, ballistic limit relation.

Вопросы безопасности, связанные с взаимодействием международной космической станции (МКС) с окружающей средой, приобретают все большее значение. В первую очередь это относится к опасности разгерметизации станции в результате столкновения с частицами как естественного (метеороиды), так и искусственного (техногенные частицы) происхождения. Повышаются требования к достоверности расчетов вероятности непробоя (ВНП) гермооболочки.

Программа «Бампер», используемая при расчетах ВНП гермооболочки МКС, позво-

ляет учесть затенение модулей МКС друг другом. При этом попадание частицы в один модуль никак не отражается на других. Для учета затенения проницаемыми элементами конструкции – разворачиваемыми «теневыми» экранами, а также радиаторами и панелями солнечных батарей (СБ) – необходимо провести трехэтапный расчет ВНП по алгоритмической схеме с использованием трех вариантов затенения.

С помощью 3-кратного прогона программы «Бампер» для учета затенения полупрозрачными затеняющими элементами моду-

лей МКС можно воспользоваться формулой

$$P = P_1 P_{\text{доп}} = \frac{P_1 P_2}{P_3},$$

где P_1 – ВВП, рассчитанная по стандартной модели, при условии непроницаемости защитного экрана (ЗЭ); P_2 – ВВП, рассчитанная по модели, имеющей защиту, усиленную по всей поверхности модуля на величину, эквивалентную по стойкости полупрозрачному ЗЭ, и не включающей сам ЗЭ; P_3 – ВВП, рассчитанная по модели, имеющей защиту, усиленную по всей поверхности модуля на величину, эквивалентную по стойкости полупрозрачному ЗЭ, и включающей сам ЗЭ при условии его непроницаемости. В потоковом представлении это выражение можно записать:

$$N = N_1 + N_2 - N_3,$$

где N_1, N_2, N_3 – число пробоев модуля МКС с базовой защитой в модели с непроницаемым ЗЭ, с усиленной базовой защитой в модели без ЗЭ, с усиленной базовой защитой в модели с непроницаемым ЗЭ соответственно. Таким образом, для тех элементов, которые не затеняются ЗЭ с определенных направлений, $N_2 = N_3$ и $N = N_1$, для затененных элементов $N_1 = N_3 = 0$ и $N = N_2$.

Описанная методика корректно позволяет учесть только однократное затенение элемента конструкции. При более сложных конфигурациях, когда элемент оказывается затененным более чем одним проницаемым элементом, например несколькими панелями солнечных батарей, последовательное применение этой схемы приводит к некорректным результатам, переоценивается риск пробоя. Кроме того, для таких расчетов при однократном затенении необходимо дополнительно экспериментально определить БПЗ для базовой защиты, усиленной затеняющим элементом, что требует дополни-

тельных затрат на проведение испытаний на высокоскоростной пробой.

Разработанная авторами методика расчета ВВП модуля МКС, затеняемого с направлений наиболее вероятного прихода метеоритно-техногенных частиц различными элементами внешнего оборудования станции (панелями солнечных батарей, радиаторами СТР), учитывает возможность пробоя одной и той же частицей как каждого рассматриваемого элемента, так и гермооболочки модуля. Особенностью методики является использование универсального закона фрагментации сферических алюминиевых ударников при пробое преград, установленного по результатам экспериментов по пробое тонких преград.

Зависимости, полученные в работе*, позволяют пересчитать исходные баллистические предельные зависимости затеняемых элементов конструкции модуля с учетом дополнительного экранирования элементами внешнего оборудования. Для подтверждения методики были проведены эксперименты по пробое экранных конструкций с тонким экраном, отнесенным от защищаемой конструкции на большое расстояние.

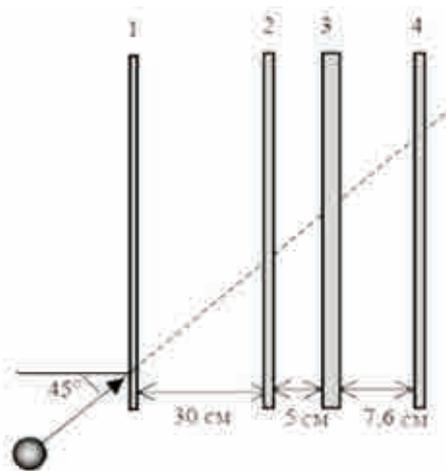


Рис. 1. Структура образца для испытаний

* Sokolov V.G., Christiansen E.L., Gorbenko A.V., Feldstein V.A., Romanchenkov V.P., Panichkin N.G., Yachlakov Yu.V., Zinchenko L.V. The Effect of Thin Deployable Construction Elements of the International Space Station on the Probability of its Hull Penetration by Meteoroids and Orbital Debris // Int. Journal of Impact Engineering 26 (2001) pp. 725–734.

Имитатором СБ во время испытаний служила фольга 1 (рис. 1) из алюминиевого сплава 6061-T6 (американский аналог отечественного сплава АМгб) толщиной 0,4 мм погонной плотностью 0,109 г/см². В качестве основной конструкции была выбрана зона служебного модуля (участок радиатора на цилиндре малого диаметра рабочего отсека). Для макетирования основной конструкции этой зоны были использованы алюминиевый лист 2 (6061-T6) толщиной 1,0 мм погонной плотностью 0,261 г/см² (имитатор радиатора) и алюминиевый лист 3 (6061-T6) толщиной 1,6 мм и погонной плотностью 0,417 г/см² (имитатор гермооболочки) (см. рис. 1).

Результаты испытаний конструкции корпуса СМ, затененного имитатором солнечной батареи (угол соударения 45 град), представлены в табл. 1.

На рис. 2 представлена баллистическая кривая, построенная по результатам расчетов для двойной стенки (в случае затенения ее тонкой преградой), а также экспериментальные точки, полученные при испытаниях под углом 45 град к нормали испытываемого образца. Экспериментальные точки хорошо согласуются с расчетной кривой.

Была проведена экспериментальная проверка применимости рассматриваемой ме-

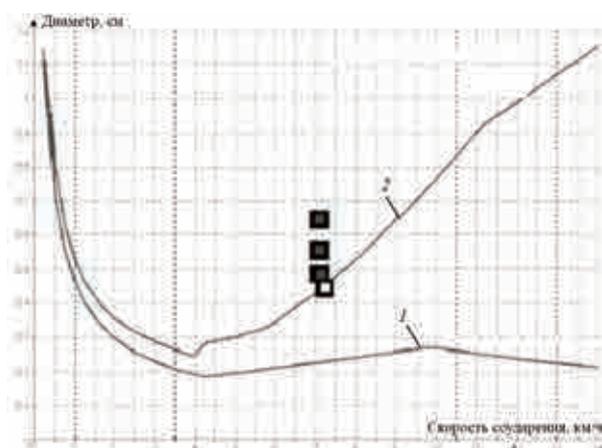


Рис. 2. Расчетные и экспериментальные данные баллистических пределов экранной защиты СМ при однократном затенении тонкой преградой:

1 – расчет без затенения;
2 – расчет при однократном затенении

Таблица 1

Диаметр сферического ударника, мм	Скорость соударения, км/с	Результат
6,357	7,10	Пробой
5,556	7,10	– " –
4,758	7,20	– " –
43,59	7,20	Непробой

тодики расчета баллистической предельной зависимости для случая многократного затенения основной конструкции служебного модуля несколькими тонкими преградами.

Далее были проведены испытания одноэкранной конструкции, затененной тремя тонкими преградами. Структура испытываемого образца представлена на рис. 3. В качестве первых трех «полупрозрачных» преград использовались экраны, изготовленные из алюминиевой фольги (6061-T6) толщиной 0,41, 0,25 и 0,41 мм соответственно.

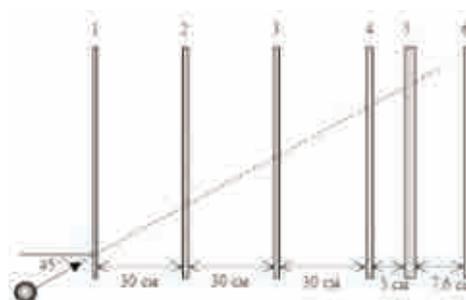


Рис. 3. Структура образца для испытаний

Экраны имитировали СБ американского сегмента (АС), радиатор АС и СБ СМ соответственно. Четвертая преграда представляла собой алюминиевую пластину (6061-T6) толщиной 1,02 мм и имитировала радиатор системы терморегулирования СМ. Результаты испытаний одноэкранной конструкции, затененной тремя тонкими преградами, представлены в табл. 2.

На рис. 4 представлены рассчитанные баллистические кривые и экспериментальные точки, полученные при испытаниях под углами 0 (круглая незакрашенная метка) и 45 град (квадратная закрашенная метка) к нормали испытываемого образца. Баллисти-

Таблица 2

Диаметр сферического ударника, мм	Угол соударения, град	Скорость соударения, км/с	Результат
10,27	0	7,03	Непробой
10,27	45	7,00	Пробой

ческая предельная зависимость конструкции, включающей в себя базовую конструкцию модуля и комбинацию из трех экранов, при углах соударения 0 и 45 град была получена трехкратным расчетом на основании БПЗ испытанной двойной стенки (без экранирования тонкими преградами). По рисунку видно, что экспериментальные результаты согласуются с расчетными данными (круглая метка расположена под баллистической кривой для 0 град, а квадратная метка – над баллистической кривой для 45 град).

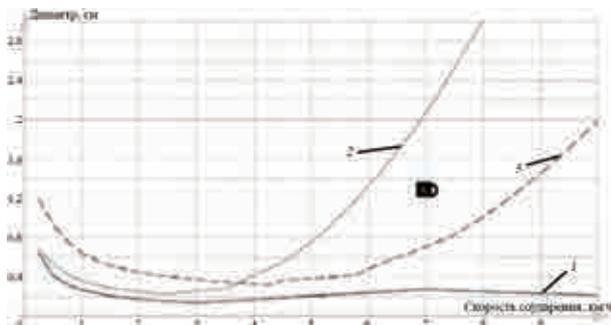


Рис. 4. Расчетные и экспериментальные данные баллистических пределов экранной защиты СМ при трехкратном затенении тонкими преградами:

- 1 – расчет при отсутствии затенения, 0 град;
- 2 – расчет при 3-кратном затенении, 0 град;
- 3 – расчет при 3-кратном затенении, 45 град

Предел фрагментации экспериментально найден для тонких алюминиевых преград, но возникает вопрос корректности его применения для преград из других материалов, в частности выполненных из композиционных материалов, например применяемых для панелей солнечных батарей.

В расчетах при затенении панелью солнечной батареи используется толщина преграды δ_{Al} , выраженная в алюминиевом эк-

виваленте через массовую поверхностную плотность панели m_{SA} и плотность алюминия ρ_{Al} : $\delta_{Al} = m_{SA}/\rho_{Al}$.

Чтобы подтвердить правомерность такого подхода, а также для проверки методологии расчета БПЗ на основе закона фрагментации, экспериментально был определен баллистический предел для конструкции СМ, затеняемой солнечной панелью.

Испытания на высокоскоростной пробой проводились с помощью двухступенчатой легкогазовой пушки при скорости соударения ~ 7 км/с. Испытывались образцы конструкции рабочего отсека большого диаметра в условиях экранировки ее солнечными панелями СМ (рис. 5).

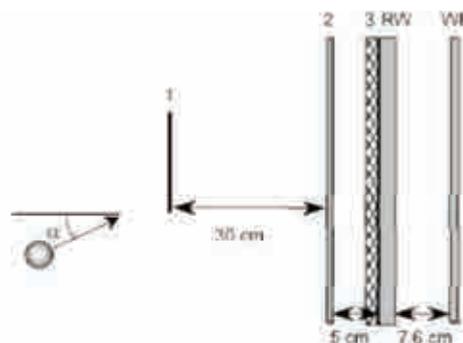


Рис. 5. Структура образца для испытаний

Для первой преграды использовались образцы, изготовленные из солнечной панели, возвращенной со станции «Мир» в 1998 г., которые идентичны по структуре солнечным панелям служебного модуля. Преграда 2 представляла собой алюминиевую пластину толщиной 1 мм, имитирующую радиатор системы терморегулирования СМ, за ней был установлен алюминиевый лист толщиной 2 мм, имитирующий гермооболочку. Перед гермооболочкой размещена экранно-вакуумная теплоизоляция 3, позади гермооболочки была установлена алюминиевая пластина-свидетель толщиной 1 мм.

В табл. 3 представлены результаты испытаний конструкции корпуса СМ, затененной солнечной батареей. Результаты испытаний №3 и №5 наиболее близки к параметрам

Таблица 3

№ испытаний	Диаметр сферического ударника, мм	Угол соударения, град	Скорость соударения, км/с	Результат
1	7,14	0	6,72	Непробой
2	5,56	45	6,82	– " –
3	6,35	45	6,81	– " –
4	7,14	45	6,74	Пробой
5	6,75	45	6,74	– " –

критического пробоя испытываемой конструкции. По результатам этих испытаний можно найти величину критического диаметра d_p^e и скорость ударника V_p^e , соответствующую этому критическому диаметру:

$$d_p^e = (0,635 + 0,675)/2 = 0,655 \text{ см};$$

$$V_p^e = (6,8 + 6,74)/2 = 6,76 \text{ км/с}.$$

Результаты расчетов баллистического предела с использованием закона фрагментации показали, что для рассмотренной зоны СМ, экранированной солнечной панелью, практически совпадают с результатами экспериментов.

Расчитанные баллистические пределы для зоны СМ, экранированной солнечной панелью, в двумерном пространстве параметров представлены на рис. 6.

Приведенные результаты расчетных и экспериментальных работ по верификации методики расчета баллистических предель-

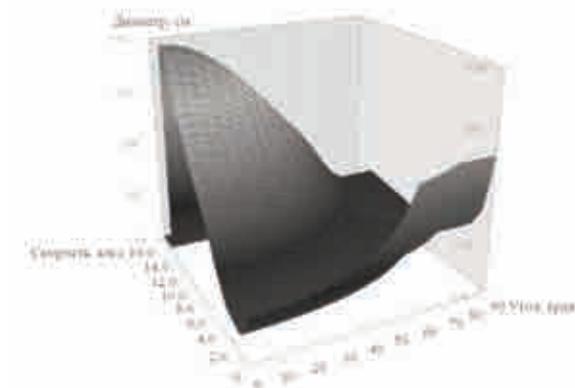


Рис. 6. БПЗ зоны СМ с учетом затенения солнечной батареей

ных зависимостей для конструкции СМ с учетом ее многократного затенения элементами внешнего оборудования станции показывают, что закономерности фрагментации ударника, установленные при пробое тонких алюминиевых преград, могут быть использованы при расчетах баллистических предельных зависимостей конструкции корпуса СМ, дополнительно экранируемых солнечными панелями из алюминиевых эквивалентов массовой толщины панелей; экспериментальные результаты по высокоскоростному пробое штатной экранной защиты СМ, дополнительно экранируемой солнечными панелями и радиатором, подтверждают правильность методики расчета БПЗ с учетом затенения тонкими преградами на основе закона фрагментации ударника при пробое отнесенных тонких преград.

ДИАГНОСТИРОВАНИЕ АВИАЦИОННЫХ ГТД ПО ПАРАМЕТРАМ, ИЗМЕРЕННЫМ ЗА СРЕЗОМ СОПЛА

В.Ю.Виноградов, канд. техн. наук (Казанский научно-исследовательский технический университет им. А.Н.Туполева – КАИ)

Рассмотрены различные методы контроля технического состояния авиационных ГТД в условиях эксплуатации. Разработана эффективная система экспресс-диагностики авиационных ГТД по акустическим и газодинамическим параметрам.

Ключевые слова: контроль состояния ГТД, холодные и горячие испытания, экспресс-диагностика, акустические и газодинамические параметры, дефекты.

DIAGNOSING AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES ON PARAMETERS MEASURED
DOWNSTREAM OF THE NOZZLE EXIT. *V.Yu. Vinogradov, Cand. Techn.Sc.*

Different methods of monitoring operating conditions of aircraft gas turbine engines (GTE) under service conditions are considered. An effective express-diagnostics of aircraft GTE according to acoustic and gas-dynamic parameters has been developed.

Keywords: GTE conditions monitoring, cool and hot tests, express-diagnostics, acoustic and gas-dynamic parameters, defects.

Фактор безопасности является основным при выборе методов и средств контроля авиационных газотурбинных двигателей. Частичное использование для проведения диагностики режимов холодной прокрутки двигателя позволит сократить цикл испытаний за счет уменьшения горячих режимов, уменьшить выбросы выхлопных газов в атмосферу и шумовое загрязнение, сократить расходы топлива [1–3].

В Казанском государственном техническом университете им. А.Н. Туполева были разработаны и внедрены в производство методы экспресс-диагностирования ГТД по полям параметров, измеренных за срезом сопла на холодном режиме и режимах малого газа.

Газовый поток, проходящий по тракту двигателя, приводится в движение подвижными системами ГТД (вентилятором, компрессором и турбиной), которые образуют газоздушный тракт. Газовый поток всегда является закрученным потоком. Он имеет на срезе выхлопного сопла волнообразную кольцевую структуру, диаметр колец которой определяется диаметром элементов газоздушного тракта ГТД. Между четкими кольцеобразными структурами существуют зоны перемешивания двух соседних кольцевых структур.

Как известно, газовый поток несет в себе большую информацию о состоянии газоздушного тракта двигателя. Волнообразная картина кольцевой структуры зависит от скорости вращения динамической системы и количества лопаток. Волны, создаваемые динамическими системами, лежат в области

средних частот при больших скоростях и в области низких частот при малых скоростях. Изменение геометрии (сколы, прогары, зазубрины) подвижной системы изменяют кольцевую структуру, внося в нее высокочастотные составляющие, обусловленные пульсациями давления и скорости в образующихся дефектных полостях. Кроме того, образование наплывов и нагаров на стенках газоздушного тракта двигателя также изменяют картину кольцевой структуры, вызывая изменение параметров давления, температуры и скорости, а также неравномерность полей этих параметров. Наиболее полная картина о состоянии элементов газоздушного тракта проявляется на его выходе, а именно в сечении среза реактивного сопла [2, 4, 5].

Дефекты на подвижных частях систем генерируют высокочастотные составляющие по всей кольцевой структуре, на неподвижных частях (нагары и прогары лопаток соплового аппарата, камеры сгорания) – в определенном секторе, который соответствует проекции этого дефекта на площадь сопла. Возможность выявления изменений в кольцевых структурах позволяет определять техническое состояние двигателя, но требует тщательного анализа параметров потока. Газовый поток, выходящий из сопла двигателя, распространяется дальше вдоль оси струи. Его высокочастотные составляющие, распространяясь вдоль оси струи, постепенно теряются, поскольку распространяются перпендикулярно оси струи и достигают пика на выходе, возле кромки сопла. Поэтому его высокочастотные составляющие можно

зафиксировать, измерив спектры звукового давления потока и выделив из них высоко-частотные составляющие. Доказано, что пульсации давления и скорости, которые образуются в результате прохождения через такие дефекты, как наплывы и нагары лопаток, лежат в области частот 10 – 20 кГц. И чем точнее измеряется поле газодинамических параметров на срезе сопла, тем с большей достоверностью можно определить техническое состояние ГТД.

Ряд дефектов вызывает также резкое изменение газодинамических параметров по тракту двигателя [1, 5]. Это изменение трансформируется на площадь среза сопла. Такие трудно обнаруживаемые дефекты (прогары, наплывы) вызывают наибольшее изменение (падение) температуры, скорости и статического давления на малых режимах работы двигателя. Хотя их абсолютная величина по сравнению с большими режимами меньше, само изменение по отношению к дефекту больше. Поэтому двигатель диагностируется точнее при большей экономии и сохранении ресурса. Проведенные исследования показали, что выявление таких дефектов неподвижных частей газоздушного тракта вполне возможно на режимах холодной прокрутки и режимах малого газа. Для выявления закономерности изменения полей газодинамических характеристик в зависимости от режима ГТД были проведены эксперименты на двигателе НК-8.

Исследования проводились с использованием ранее созданной диагностической системы «Пилон» на обычном стенде на фиксированном режиме работы двигателя. Результаты оформляли в виде картограмм, для чего были произведены измерения параметров в 900 точках по всему срезу. Измерение параметров в плоскости среза сопла производилось десятикратно, и по ним были вычислены нужные характеристики. Все измеренные значения приводились к САУ. В каждой точке измерения на срезе сопла были

вычислены следующие газодинамические характеристики: расход воздуха, скорость, тяга, коэффициент неравномерности статического давления, коэффициент неравномерности температуры. В каждой точке также вычисляли локальные значения скорости, расхода воздуха и тяги. Для этого сначала вычисляли площадь элементарной площадки, соответствующей данному измерению. Суммарное значение расхода воздуха G и тяги R вычисляли как интегральное значение всех вычисленных значений G , R на элементарных площадках по формулам:

$$G = \sum_{i=1}^{900} G_i \text{ и } R = \sum_{i=1}^{900} R_i.$$

Эти значения сопоставлялись с аналогичными значениями, измеренными обычными приборами стенда. Рассчитывали значения окружных неравномерностей статического давления $P_{ст}$ и скорости, образованные точками измерения на плоскости среза сопла как отношение A_{min} к A_{max} .

Окружная неравномерность параметров вычислялась по окружностям, образованным точками измерения. Таких окружностей на плоскости было 13.

Результаты экспериментов показали, что картограммы различных экземпляров двигателей имеют индивидуальный характер распределения газодинамических и акустических параметров по площади среза сопла, то есть представляют собой индивидуальную картограмму. Распределения параметров по окружностям измерения носят нелинейный характер. Существует тенденция уменьшения величины параметра к кромке сопла и увеличение его в центре.

Эксперимент показал, что каждое изделие заметно отличается по конфигурации и величине параметров на площади среза сопла. В практике эксплуатации ГТД встречается ряд дефектов, проявление которых на горячих режимах способно вызвать серьезные разрушения элементов газоздушного тракта ГТД, поэтому диагностирование на

холодном режиме по акустическим характеристикам при небольших скоростях ставит своей целью выявление тех дефектов, которые не могут быть определены на горячих режимах (прогары на стадии зарождения, проскальзывание межвальных подшипников, которые могут привести к заклиниванию двигателя и т.п.).

Наиболее перспективным методом диагностики ГТД, по нашему мнению, является метод оценки технического состояния по уровню термогазодинамических параметров. Он считается одним из основных при оценке годности двигателя в процессе серийных сдаточно-контрольных испытаний, а в последнее время используется при оценке состояния двигателя по мере выработки ресурса в процессе длительных ресурсных испытаний и в эксплуатации. На каждый двигатель имеется паспортная дискета, в которой записаны все контрольные характеристики ГТД и допуски. На первом этапе экспресс-диагностики технического состояния ГТД в условиях эксплуатации проводится предварительный анализ технического состояния ГТД. На этой стадии у контролируемого двигателя, в частности, измеряются спектры звуковых давлений за кромкой сопла двигателя по всей его окружности. Эти показания сравниваются с эталонными, приведенными в паспортной дискете, определяется ориентировочная площадь дефекта и неравномерность параметра статического давления. Если окружная неравномерность параметра $P_{ст}$ выходит за пределы допустимой, переходят ко второму этапу диагностирования: производятся измерения газодинамических характеристик газового потока, результаты сравниваются с эталонными.

Итак, метод оценки состояния ГТД по уровню термогазодинамических параметров основан на сравнении последних с техническими нормами на допустимые отклонения этих параметров или на сравнении

темпов изменения параметров по мере выработки ресурса.

Метод требует дискретного или непрерывного измерения параметров по времени. Признаком изменения состояния здесь является момент времени t , который соответствует началу изменения параметров, отличных от типового протекания. Начало изменения состояния в данном случае определяется моментом времени t , и скоростью изменения параметров (величина производной). Информативность такого метода оценки состояния ГТД существенно повышается при использовании одновременно нескольких взаимосвязанных параметров [5].

Испытания на холодном режиме производятся без запуска двигателя при скорости вращения турбины высокого давления 1000 об/мин, такая скорость обеспечивается турбостартером. Процесс контролируется по приборам, установленным на приборной доске в кабине пилота.

Для измерения шума струи выходы микрофонов подключены ко входу RFT последовательно. При подключенном первом микрофоне шум измеряется в 18 точках при передвижении пилота от 0 до 180 град. При подключении второго микрофона шум измеряется в точках от 180 до 360 град. В каждой точке измерения по кромке сопла рассчитывается число спектров:

$$N_{ид} = \frac{T_{ид}}{t},$$

где $T_{ид} = \frac{60 \cdot 10^3}{N_{ид}}$ – период вращения турбины низкого давления; t – длительность цикла измерения аппаратуры RFT, мс; N – число измерений.

Измерение фонового шума и шума струи производится одновременно в каждой точке измерения. Измеренные спектры и координаты точек их измерения записываются в память центрального процессора АДК «Пилон».

Поля статического давления измеряются с помощью АДК «Пилон» по центру сопла, затем следует вращение пилона по окружности и через каждые 10 градусов измеряется окружная неравномерность $P_{ст}$. Из N спектров шума струи в каждой точке измерения вычитается фоновый шум, таким образом получается N спектров шума, свободного от фонового. Из числа полученных спектров чистого шума струи для каждой точки измерения вычисляется среднестатистический спектр, который и будет являться акустическим параметром для каждой точки измерения. Условием проведения испытаний является наличие дискеты с записью эталонных характеристик этого же двигателя, но измеренных на еще исправном двигателе.

Для каждого канала вычисляется разница (невязка) между акустическим параметром для каждой точки эталонного значения и контролируемого. Значения невязок по каждой точке измерения записываются в оперативную память. По каналам 29, 30, 31 вычисляется относительный параметр шума в каждой точке измерения, для чего шум дефекта в каждой точке приводится к спектру эталона модели (спектр эталона модели получен экспериментально) по третьоктавным полосам частот:

$$L_{эм29} = 41,0 \text{ дБ}; \quad L_{эм30} = 35,2 \text{ дБ}; \\ L_{эм31} = 30,4 \text{ дБ}.$$

Все измеренные значения $P_{ст}$ переводятся в физические величины с помощью тарировочного полинома 4-й степени. По каждой окружности измерения вычисляется неравномерность статического давления $P_{ст}$ из формулы

$$K_{P_{ст}} = \frac{P_{ст \text{ min}}}{P_{ст \text{ max}}}.$$

Алгоритм диагностирования основан на сравнении относительных параметров шума с предельными значениями шума бездефектного объекта, полученными экспериментально, по диапазонам. Для каждой точ-

ки измерения i вычисляются диагностические признаки d_{1i}, d_{2i}, d_{3i}

$$d_{1i} = L_{i29} - L_{29пр} = L_i - 0,049;$$

$$d_{2i} = L_{i30} - L_{30пр} = L_i - 0,07;$$

$$d_{3i} = L_{i31} - L_{31пр} = L_i - 0,100,$$

где $L_{пр}$ – предельные значения относительного параметра шума, соответствующие неповрежденному объекту.

Совокупность диагностических признаков d_{1i}, d_{2i}, d_{3i} для каждой точки измерения анализируется на знак. Положительная совокупность для любой точки указывает на наличие дефекта. Местоположение дефекта по окружности определяется координатами точки, для которой признаки d_{1i}, d_{2i}, d_{3i} положительны. Идентификация масштаба дефекта осуществляется по математической модели, которая рассчитывается для относительного параметра шума L_{31} точки, для которой совокупность признаков положительна. Диагностический признак d_{1i} , полученный для каждой точки измерения, также анализируется на знак.

Предварительная оценка состояния ГТД по акустическим параметрам осуществляется по диагностическому признаку $K_{рст}$, который не должен превышать свое предельное значение. Превышение предельного значения $K_{рст}$ может характеризовать такие дефекты двигателя, как прогары подвижных и неподвижных элементов проточной части ГТД, а также прогар камеры сгорания. Для установления окончательного диагноза состояния ГТД рекомендуется проведение испытаний на горячем режиме.

Контроль параметров силовой установки в наземном варианте можно проводить в компоновке самолета и на испытательном стенде.

Использование акустических характеристик газовых струй для диагностики на холодных режимах позволит сохранить ресурс двигателя и повысить экономичность испытаний.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ахметзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П. Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам. М.: Машиностроение, 1983. 206 с.
2. Берестов Л.М. Управление летным экспериментом. М.: Машиностроение, 1990. 144 с.
3. Виноградов В.Ю. Диагностирование технического состояния авиационных ГТД по акустическим и

газодинамическим параметрам. Казань: КГТУ, 2004. 176 с.

4. Виноградов В.Ю. Контроль. Диагностика. М.: Машиностроение, 1999. С. 34–37.

5. Виноградов В.Ю. Диагностика состояния газотурбинных двигателей в условиях аэродромного базирования // Изв. вузов. Авиационная техника. 2000. № 2. С. 32–35.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПОТРЕБНОСТЕЙ В ИСПРАВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ПАРКА ОДНОТИПНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

*Г.П.Щеголев, докт. техн. наук; К.Л.Супонько, канд. техн. наук;
А.В.Кречко (ФГУ «13-й ГНИИ МО РФ»)*

Приведены принципы формирования показателей потребного для эксплуатационных нужд фонда авиационных двигателей, предназначенных для поддержания жизненного цикла однотипных летательных аппаратов в современных условиях. Предложен новый концептуальный подход к порядку формирования и обоснования данных показателей.

Ключевые слова: потребность, фонды, работоспособность, ресурсы, отказы, надежность, исправность.

EVALUATION OF THE OPERATIONAL DEMANDS FOR FAULTLESS AVATION ENGINES
TO ENSURE LIFE CYCLE OF A SINGLE-TYPE AIRCRAFT FLEET. *G.P.Schegolev, Dr.Techn.Sc;
K.L.Supon'ko, Cand.Techn.Sc; A.V.Krechko.*

The authors present principles of creating indices of necessary-for- operational-demands stock of aviation engines intended to maintain life cycle of single-type aircrafts under modern conditions. A new conceptual approach to the order of creation and justification of these indices is suggested.

Keywords: demand, stock, serviceability, resources, failures, reliability, operability.

Современный авиационный двигатель (АД) является одним из самых дорогостоящих и значимых элементов воздушных судов любых типов. Вот почему знание рациональной численности потребного для эксплуатации фонда АД, предназначенных для обеспечения жизненного цикла парка однотипных воздушных судов – весомое звено в общей структуре интегрированной логистической поддержки государственной авиа-

ции. Уровень запасов в системе снабжения в значительной степени влияет, в том числе и на суммарные издержки при хранении запасного фонда АД, на организацию его восполнения и ликвидацию последствий возможной необеспеченности потребителя необходимыми исправными элементами. Оптимальные алгоритмы управления запасами позволяют снизить суммарные затраты на их содержание, что для современных

условий весьма значимо и показательно. Особенно это важно для многономенклатурных объектов, какими и являются АД.

Представим общее число авиационных двигателей D , необходимое для обеспечения жизненного цикла парка однотипных воздушных судов, из соображений очевидной достаточности в виде

$$D = am + N,$$

где a – число двигателей, устанавливаемых на одно воздушное судно; m – численность парка однотипных воздушных судов; N – число двигателей, находящихся в оборотном фонде.

Известно, что величина N является функцией нескольких переменных, в том числе и взаимно связанных. Опыт эксплуатации показывает, что число N в значительной степени зависит от уровня среднегодовых налетов парка однотипных воздушных судов T_{Σ} , а также от числа однотипных двигателей $n_{\text{рес}}$, снимаемых с воздушных судов ежегодно по причине выработки (исчерпания) установленных ресурсов (сроков службы).

В общем случае среднестатистическую величину $n_{\text{рес}}$ можно оценить с помощью выражения, учитывающего доленое участие ремонтных и неремонтных двигателей при решении задачи по определению их численности в потребном фонде:

$$n_{\text{рес}} = \alpha \frac{T_{\Sigma}}{t_{1р}} + \beta \frac{T_{\Sigma}}{t_{\text{мр}}},$$

где α – доля эксплуатируемых АД, не проходивших капитального ремонта, β – прошедших капитальный ремонт; $t_{1р}$ – ресурс двигателей до первого ремонта; $t_{\text{мр}}$ – межремонтный ресурс двигателей.

Значение численности АД, находящихся в оборотном фонде N , как известно, зависит и от интенсивности досрочного съема АД с эксплуатации, которая характеризуется их среднегодовым количеством $n_{\text{дсд}}$ по всем без исключения причинам. В частности, интен-

сивность досрочного съема двигателей является функцией безотказности двигателей, связанной в свою очередь с совершенством их конструкции; надежностью и уровнем технологической оснащенности серийного производства; качеством летной и технической эксплуатации; степенью восстановления АД в условиях эксплуатации и др.

Совместное воздействие указанных факторов на величину $n_{\text{дсд}}$ включает воздействие на все АД, преждевременно отправленные в капитальный ремонт до выработки установленных им ресурсов и сроков службы.

В свою очередь, возможности ремонтной сети по восстановлению ресурсного потенциала парка однотипных двигателей зависят от числа имеющихся в наличии специализированных авиационных ремонтных заводов (АРЗ), способных восстановить работоспособность конкретного типа АД, от их дислокации, от потенциала ремонтного производства, от энергоемкости. Восстановление зависит также от потребностей в комплектах запасных частей, деталей и расходных материалов, технологической продолжительности цикла капитального ремонта и его стоимости, от оперативности выполнения органами снабжения функций по доставке снятых с эксплуатации двигателей на АРЗ и обратно в эксплуатирующие организации.

При этом основной задачей создания оборотного фонда является обеспечение постоянной (сто процентной) исправности парка двигателей, эксплуатируемых на воздушных судах. Целесообразно расчетную зависимость потребного для нужд эксплуатации фонда представить в следующем виде:

$$N = K_1 K_2 (n_{\text{рес}} + n_{\text{дсд}}),$$

где $K_1 > 1$ и $K_2 > 1$ – корректирующие коэффициенты, учитывающие возможность возникновения нештатных ситуаций в эксплуатирующих организациях (возможные изменения режимов эксплуатации, перебазирования, всевозможные нарушения показате-

лей качества авиационных горюче-смазочных материалов и проч.) и в ремонтном производстве (неравномерное и недостаточное финансирование АРЗ, сбои в поставках ремонтных групп-комплектов, несанкционированные нарушения требований технологии ремонта и проч.).

Опыт эксплуатации показывает, что реальные величины коэффициентов K_1 и K_2 целесообразно устанавливать в диапазоне от 1,2 до 1,6 (в зависимости от реальной обстановки).

Из приведенного алгоритма расчета рациональных объемов потребного фонда двигателей N следует, что на величину их годовой востребованности (для обеспечения заданного уровня готовности эксплуатирующих подразделений) существенное влияние оказывают эксплуатационная надежность; налет парка авиационной техники; наличие достаточных запасов исправных двигателей.

Очевидно, что уровень потребности в запасных двигателях можно снизить за счет развития структур аэродромного ремонта. Это позволит также сократить и период обрачиваемости отказавших двигателей, что положительно скажется на готовности воздушных судов к выполнению полетных заданий. Восстановление исправности авиационных двигателей в условиях эксплуатации производится сегодня путем замены агрегатов топливной и электронной автоматики, различных уплотнений, датчиков, фильтров, трубопроводов. В отдельных случаях производится замена компрессорных лопаток. Практикуется также замена и отдельных модулей, например реактивных сопел, перфорированных проставок, компрессоров низкого давления и даже более крупных модулей.

Чтобы обеспечить потребный уровень исправного парка воздушных судов, необходимо иметь механизм бесперебойного обеспечения их исправными элементами взамен

отказавших или выработавших ресурс. Для этого необходимо грамотное определение потребности в запасных частях и агрегатах. Количество запасов конкретного наименования, необходимых для обеспечения заданного уровня исправности авиационной техники на планируемый период времени (обычно это календарный год), как раз и определяет их годовую потребность. Такая потребность, как правило, удовлетворяется за счет отремонтированных элементов оборотного фонда, чаще всего сохраняемого на складах, а также за счет снятия исправных элементов со списанной техники. Правильное определение годовой потребности в исправных агрегатах позволяет обоснованно решать задачи планирования заказов, ремонта и снабжения авиационных подразделений. На величину потребности в исправных двигателях востребованного фонда оказывают влияние многие факторы. Наиболее значимые: это численность парка воздушных судов; структура и возраст парка на момент расчета; планируемые темпы их изменения; наработка на замену отказавших элементов; заданный коэффициент готовности запасов подменных элементов; принятая система ремонта; стратегия эксплуатационного восстановления отказавших элементов; наличие ремонтного фонда и запасных частей; прогноз списания авиационной техники.

Особенно актуальной становится проблема оценки рациональных объемов закупок и производства авиационных двигателей после принятия решений о начале серийного производства новых типов летательных аппаратов. Это относится, например, к самолетам типа Су-35 и Ан-70, а также вертолетам «Ансат». Решение проблемы целесообразно осуществлять на начальном периоде эксплуатации воздушных судов, поскольку серийные заводы-изготовители уже после первоначального выполнения плана поставок заказанных двигателей, как правило, не сохраняют в рабочем состоянии полный

объем необходимого технологического обслуживания.

Потребности в капитальном ремонте парка эксплуатируемых однотипных двигателей характеризуются межремонтным ресурсом $\tau_{\text{мр}}$; межремонтным сроком службы $S_{\text{мр}}$; средней величиной наработки для досрочного съема двигателей с эксплуатации $T_{\text{дсд}}$ (с обязательной отправкой в капитальный ремонт).

Значения этих показателей для новых типов двигателей устанавливаются по результатам их испытаний. Учитывается и функциональное предназначение воздушных судов, на которые планируется их установка, изучаются соответствующие показатели ранее эксплуатировавшихся двигателей-аналогов.

Показатели безотказности двигателей влияют на различные факторы, включая и такой, казалось бы сугубо самолетный фактор, как удельная нагрузка на крыло $q_{\text{техн}}$ [1]. Действительно, опыт эксплуатации показывает, что чем выше удельная нагрузка на крыло воздушного судна, тем больше повреждаемость его двигателей за счет необходимости более интенсивного повышения режимов их работы в процессе пилотирования (рис. 1).

Величины показателей $\tau_{\text{мр}}$, $S_{\text{мр}}$ и $T_{\text{дсд}}$ не только влияют на стоимость жизненного цикла [2], но и определяют время нахож-

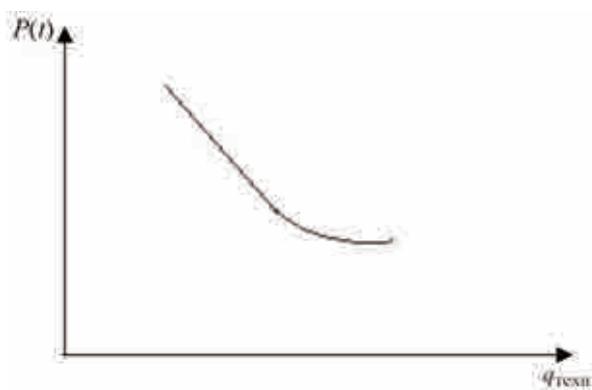


Рис. 1. Зависимость вероятности безотказной работы двигателей $P(t)$ от удельной нагрузки на крыло

дения двигателей в исправном состоянии. Это объясняется, с одной стороны, продолжительностью цикла капитального ремонта и значительными трудностями транспортирования двигателей, а с другой – длительными простоями неисправных двигателей в ремфонде из-за недостаточных объемов финансирования ремонтных заводов. Следует отметить, что значение показателя средней величины наработки для досрочного съема не остается постоянным в течение всего жизненного цикла двигателя $T_{\text{жц}}$ (рис. 2). Изменение данного показателя в общем виде соответствует классической теории надежности. Естественно, что для каждого конкретного типа двигателя численные значения показателя $T_{\text{дсд}}$ будут своими.

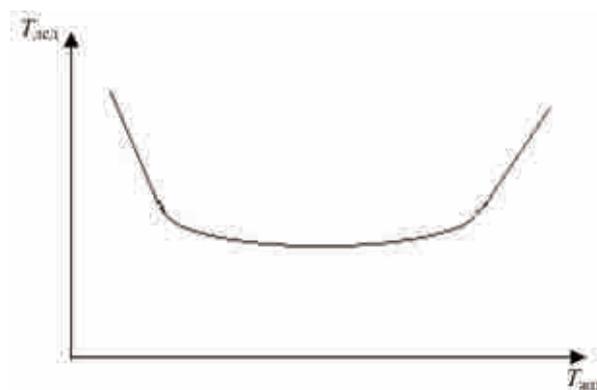


Рис. 2. Характер изменения величины наработки в зависимости от продолжительности их эксплуатации $T_{\text{жц}}$

В отдельных случаях досрочно снятые с эксплуатации двигатели не подлежат капитальному ремонту, когда повреждения основных деталей и узлов двигателей связаны, например, с боевыми и эксплуатационными повреждениями (валы и диски турбокомпрессора и др.). Доля двигателей, не подлежащих восстановлению, обычно невелика и составляет не более 1 % от числа их, поступающего в капитальный ремонт.

В зависимости от состояния оборотного фонда удовлетворение потребностей в запасных частях осуществляется по нескольким направлениям. Например, на этапе его формирования удовлетворение запросов

осуществляется в основном за счет закупки новых и частично за счет ремонта отказавших на заводах промышленности и на авиаремонтных заводах.

При наличии уже сформированного оборотного фонда удовлетворение потребностей в запасных частях осуществляется в основном путем ремонта отказавших элементов на авиаремонтных заводах.

В приведенной выше последовательности определения численности оборотного фонда авиационных двигателей рассматривается вариант удовлетворения потребности только для одной их номенклатуры. Для каждой последующей номенклатуры необ-

ходимо проводить аналогичные дополнительные расчеты применительно к каждому в отдельности наименованию, в которых будут учтены конкретные показатели их надежности и безотказности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Крутилин А.Г., Супонько К.Л., Щеголев Г.П. Воздействие различных факторов на безотказность двигателей одномоторной авиации // Авиационная промышленность. 2009. № 2. С. 19–23.

2. Крутилин А.Г., Щеголев Г.П., Конорев С.В., Супонько К.Л. Оценка стоимости жизненного цикла авиационных двигателей в современных условиях // Авиационная промышленность. 2005. № 1. С. 26–30.

ПРАВИЛА ОФОРМЛЕНИЯ СТАТЕЙ, НАПРАВЛЯЕМЫХ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ

Необходимо высылать в адрес редакции:

- статью в виде файла формата MS Word (*.doc). Текст статьи – 14 шрифт через 1,5 интервала между строками (термины и определения, единицы физических величин должны соответствовать системе СИ);
- рисунки с подрисовочными подписями на отдельных страницах;
- формульные выражения в «Редакторе формул» (MathType или Equation Editor). В формулах и в тексте следует набирать латинские буквы *курсивом*, греческие прямо, векторы и матрицы **прямым жирным шрифтом**;
- иллюстрации в графических редакторах в виде файлов (*.tif, *.jpg) в черно-белом варианте;
- акт экспертизы, подтверждающий возможность публикации в открытой печати;
- аннотацию и ключевые слова на русском и английском языках;
- сведения об авторах (фамилия, имя, отчество полностью, год рождения, ученая степень, место работы, контактный телефон).

Рукописи статей не возвращаются.

Публикация в журнале бесплатная.

Телефон редакции: (499) 317-86-66.

E-mail: ap.red@yandex.ru