

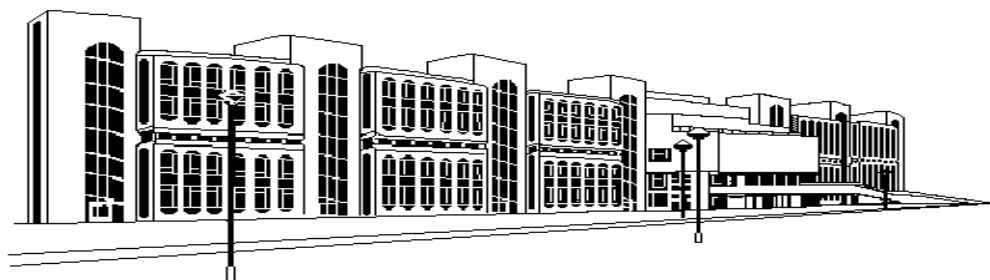


ISSN 2079-0619

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА

№ 208



**Москва
2014**

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)**

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА

№ 208 (10)

Издается с 1998 г.

**Москва
2014**

Научный Вестник МГТУ ГА решением Президиума ВАК Министерства образования и науки РФ включен в перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени доктора и кандидата наук

Главная редакция

Главный редактор - заслуженный юрист РФ, д-р юрид. наук, д-р техн. наук, проф. Б.П. Елисеев (*МГТУ ГА*)

Зам. главного редактора - д-р техн. наук, проф. В.В. Воробьев (*МГТУ ГА*)

Ответственный секретарь главной редакции - д-р техн. наук, доц. О.Г. Феоктистова (*МГТУ ГА*)

Члены главной редакции - почетный работник науки и техники, д-р филос. наук, проф. О.Д. Гаранина (*МГТУ ГА*);
заслуженный деятель науки и техники РФ,
д-р физ.-мат. наук, проф. А.И. Козлов (*МГТУ ГА*);
заслуженный деятель науки РФ,
д-р техн. наук, проф. В.Г. Ципенко (*МГТУ ГА*);
д-р техн. наук, проф. В.Т. Калугин (*МГТУ им. Н.Э. Баумана*);
заслуженный деятель науки РФ,
д-р физ.-мат. наук, проф. Д.С. Лукин (*МФТИ*);
заслуженный работник транспорта РФ,
д-р техн. наук, проф. В.С. Шапкин (*ГосНИИ ГА*);
заместитель декана факультета Национальной школы гражданской авиации (*ЕНАС*) Бруно Ламискаппе (*Тулуза, Франция*);
директор Межведомственного Центра промышленных исследований в авиации Франко Персиани (*Болонский университет, Италия*);
профессор кафедры аэрокосмической техники
Университета Севильи Дамиан Ривас (*Испания*)

Редакционная коллегия выпуска

Ответственный редактор выпуска - д-р техн. наук, проф. В.В. Никонов (*МГТУ ГА*)

Ответственный секретарь выпуска - д-р техн. наук, проф. Д.В. Стреляев (*МГТУ ГА*)

Члены редакционной коллегии - заслуженный деятель науки и техники РФ, д-р техн. наук, проф. А.А. Шанявский (*ГосЦентр безопасности полетов*);
- д-р техн. наук, проф. А.А. Кулешов (*МГТУ ГА*);
- канд. техн. наук М.С. Громов (*ГосНИИ ГА*)

Е-mail: dla.mstuca@aero.ru

тел. +7(495)458-75-78

Плата за публикацию в Научном Вестнике МГТУ ГА с аспирантов не взимается

**НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК
МОСКОВСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО
ТЕХНИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

№ 208 (10)

2014

СОДЕРЖАНИЕ

Nikonov V.V., Shapkin V.S. Simulation of crack growth life in the skin elements of aviation constructions under variable-amplitude loading	5
Nikonov V.V., Shapkin V.S. The linear model using in crack growth simulation under variable-amplitude loading	13
Шанявский А.А., Батия К., Никитин А.Д., Палин-Люк Т. Механизмы разрушения титанового сплава ВТ3-1 в области сверхмногоциклового усталости	22
Сиротин Н.Н. Состояние сложного технического объекта – газотурбинного двигателя, качество функционирования и уровень работоспособности	27
Сиротин Н.Н., Антонец К.Н. Метод оценки работоспособности электронной системы автоматического управления силовой установкой воздушного судна.....	32
Гранкин Б.К., Козлов В.В. Метод синтеза функциональной структуры гидравлических систем..	36
Ахметов В.К., Медведев Ю.В., Шкадов В.Я. Инерционные режимы течения вязкой жидкости в цилиндре малой высоты с вращающимися основаниями.....	44
Красненков М.А., Коршаковский С.И., Чекалкин Н.С. Проблемы безопасности и надежности при изучении усталости элементов силовых конструкций авиационной и космической техники.....	49
Каргышев О.А. Расчетное исследование взаимодействия реактивной струи с отклоняющим щитом..	54
Медведев В.В., Шулекин В.Т. Некоторые особенности рабочего процесса турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) с раздельным истечением потоков.....	60
Чичков Б.А. Методическое и программное обеспечение исследования иерархий связей параметров, регистрируемых в процессе функционирования систем.....	66
Шерышев А.Е., Тельнов Д.В. Возможный подход к расчетно-аналитической оценке коэффициента интенсивности напряжений лопатки газотурбинного двигателя.....	72
Фадин С.С., Комов А.А. Влияние ветра на работу двигателей ПС-90А-76 на пробеге самолёта Ил-76ТД-90 с применением реверса тяги.....	76
Арутюнов А.Г., Никулина И.Ю., Комов А.А. Формирование облика перспективного транспортного самолета с учетом прогноза развития рынка грузоперевозок.....	83
Фешкин Ю.В. Применение вероятностной модели для упрощенных оценок необходимых запасов по степени надежности контроля.....	89
Сорокин К.А. Исследование применения бутстреп-метода при первичной обработке регистрируемых параметров авиационных газотурбинных двигателей.....	93
Зимбицкий А.В., Стасюк Ю.В. Применение композиционных материалов в современном авиастроении, контроль за их состоянием в эксплуатации.....	99
Воробьев С.В., Павлов Ю.И. Диагностика срыва горения в камере сгорания с помощью тепловизионной техники.....	104
Ндженге Б.К. Параметрическая диагностика на базе синхронии и асинхронии изменения параметров газотурбинных двигателей одного самолета.....	109
Бураймах И.Д. Совершенствование диагностических моделей авиационных двигателей с использованием метода “к-средние”	113
Верещиков Д.В., Костин П.С., Верещагин Ю.О. Реализация траекторного управления в горизонтальной плоскости с адаптивным алгоритмом управления поперечным движением самолета...	117
Харитон В.А., Дворников И.В., Гресь А.В. Роль и место «Национального плана развития науки и технологий в авиастроении на период до 2025 года и последующую перспективу» в документах стратегического планирования.....	124

В очередной выпуск Научного Вестника МГТУ ГА вошли статьи, посвященные актуальным проблемам эксплуатации современных гражданских ВС и АД, а также вопросам живучести и повреждаемости ВС и динамике авиационных конструкций.

Ряд опубликованных материалов отражает дальнейшее совершенствование термодинамического цикла ТРДД, диагностирование АД по штатно-регистрируемым параметрам, моделей усталостного разрушения, анализа методов шумогашения.

Представленные в материалах сборника математические модели построены обоснованно и корректно – от постановки задачи до получения численного или аналитического решения.

Опубликованные в сборнике статьи ученых университета и сотрудничающих с ним научных организаций отрасли полезны широкому кругу специалистов, студентам, магистрантам и аспирантам авиационных вузов РФ. Они могут быть использованы в учебном процессе профильных вузов при разработке новых и корректировке существующих дисциплин с учетом результатов последних научных исследований в области создания и эксплуатации современной авиационной техники.

Ответственный редактор –

заведующий кафедрой двигателей летательных аппаратов МГТУ ГА,

доктор технических наук, профессор

В.В. Никонов

УДК 629.735.015.4:539.219.2

SIMULATION OF CRACK GROWTH LIFE IN THE SKIN ELEMENTS OF AVIATION CONSTRUCTIONS UNDER VARIABLE-AMPLITUDE LOADING¹

V.V. NIKONOV, V.S. SHAPKIN

The paper shows possibility to use Paris-Erdogan equation for simulation of fatigue crack growth under random loading. In the considered equation effective stress intensity factor range was introduced. The introduced methodology for crack growth simulation is based on the concept of a “basic” random loading. The discussed methodology included consideration of overloads influence on the fatigue crack growth. The theoretical models are based on the experimental researches of fatigue crack growth under random loading that have realized during specimens fatigue tests of two Al-based alloys (D16AT - the same as 2024-T3, and B95ATB – 7075-T6). In all cases the random loading has been considered as Gaussian processes of cyclic loading with introduced and discussed parameters of the investigated processes.

Keywords: random cyclic loads, overloads, peak factor, fatigue crack growth, simulation, variable-amplitude loading.

INTRODUCTION

Fatigue crack growth under random cyclic loadings has been considered in a different manner using two principal ideas. The first is based on reorganization of random loads sequences in the sequence of deterministic blocks. A block of cyclic loading was created using two-parametrical schematization of cyclic loads sequence by a well-known method named “rain-flow”. Then different types of models for crack growth simulation were used and, as a rule, tests results were used for experimental verifications of introduced models [1]. The second idea is based on the Paris-Erdogan-Equation (PEE) with parameters defined for materials under regular cyclic loads. The random character of cyclic loading was considered by using some equivalent of stress intensity factor range ΔK_{eq} . The ΔK_{eq} - factor is calculating by statistical characteristics of cyclic loading processes.

The ΔK_{eq} - factor can be determined by using constant of stress range $\Delta\sigma_{eq}$ [2; 4], independent random value [5], or – as stochastic function [6].

The paper was to answer three questions. The first – can PEE be used for simulation of materials fatigue cracking under random loading, and what is the area for PEE application. The second – how can ΔK_{eq} – factor be calculated in the case of Gaussian processes of cyclic loading. The third - what is the accuracy of crack growth rate simulation for materials under random cyclic loads.

TESTING UNDER RANDOM LOADING

Material and Specimen

The investigated materials for experimental research were used in aircraft IL-86 wing. The principal structures the aircraft wing, their thickness and type of materials are shown in table 1.

Table 1

Materials used in principal elements of the wing design of aircraft IL-86

Type of wing principal elements	Structural materials	Thickness of structural elements, mm
The top panel covered	V95T, V95T2	3...10
The bottom panel covered	D16T, D16AT	3...8
Fittings	D16	2...7
Spars	D16T, V95	5...20
Stringers	D16	2...7

¹ This article was based on the authors report of the 18-th European conference on Fracture / Dresden, Germany.

Preliminary tests were conducted of specimens under tension of Al-based alloys D16ATcl and V95ATV for estimation of their mechanical properties. Specimens shape and sizes are shown in Fig.1a. Tests were performed on the electro-hydraulic MTS test-machine with automatical system of the deformation diagram recording. The average values of mechanical properties were received after of processing 30 diagrams (for 10 specimens of each type of alloys), table 2.

Table 2

Mechanical characteristics of investigated materials

Alloy	Specimens thickness, mm	Yung Modulus, MPa	Yield Stress, MPa	Ultimate stress, MPa
D16ATcl	8	69820	336	452
D16ATcl	3	73360	333	474
V95ATV	3	70480	412	516

Fatigue crack growth rate under random cyclic loads has been investigated on the specimens of the same materials which had shape as a plane with thicknesses 3 and 8 mm of 450x100 mm in length and width respectively, Fig. 1b. The specimens were made from one sheet along the direction of plastic deformation during manufacturing procedure that is realize in practice for aircraft components.

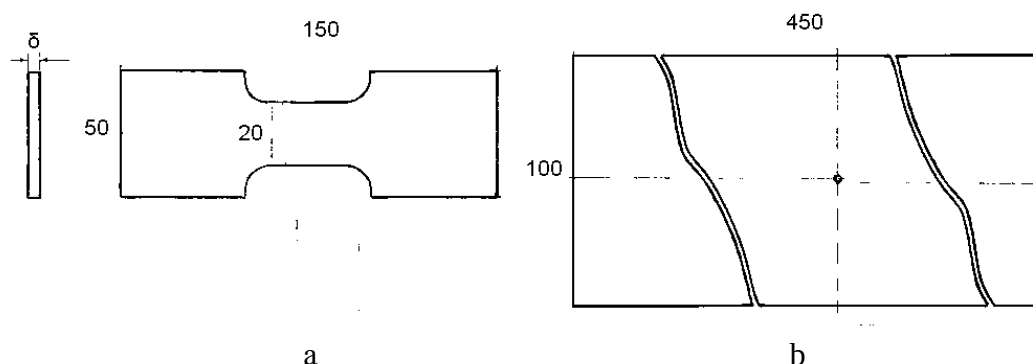


Fig. 1. Overview of specimens used for: a - tension; b - cyclic tests. The stress concentration had the central hole of 1.5 mm in diameter with two symmetrical cuts with planes having orientation perpendicular to the axial of cyclic loading

Test procedure under spectrum loading

Fatigue test was conducted in two stages. First, the crack was initiated in specimens from the notch under regular cyclic loading with maximum stress level 70 MPa at frequency of 10 Hz. The crack has been extended up to 6 mm.

Then different types of cyclic loads sequences for specimens with preliminary cracks for their tests under random loading were introduced. The test procedure has provided identical conditions for all specimens before testing under random loading.

All types of random cyclic loads sequences were reproduced in the manner of Gaussian-processes with correlation function

$$R(t) = \exp(-\alpha |t|) [\cos \omega_0 t + (a / \omega_0) \sin \omega_0 |t|]. \quad (1)$$

In Eq. (1) ω_0 is the frequency of processes. It was constant, $\omega_0 = 62.8 \text{ s}^{-1}$ for all investigated processes. The α -parameter characterizes difference between narrowband and broadband of random processes. The complexity of investigated Gaussian-processes is characterized by α -factor. Its value characterizes ratio between the number of processes crossing average positive value and number of maximum values of stresses for the process.

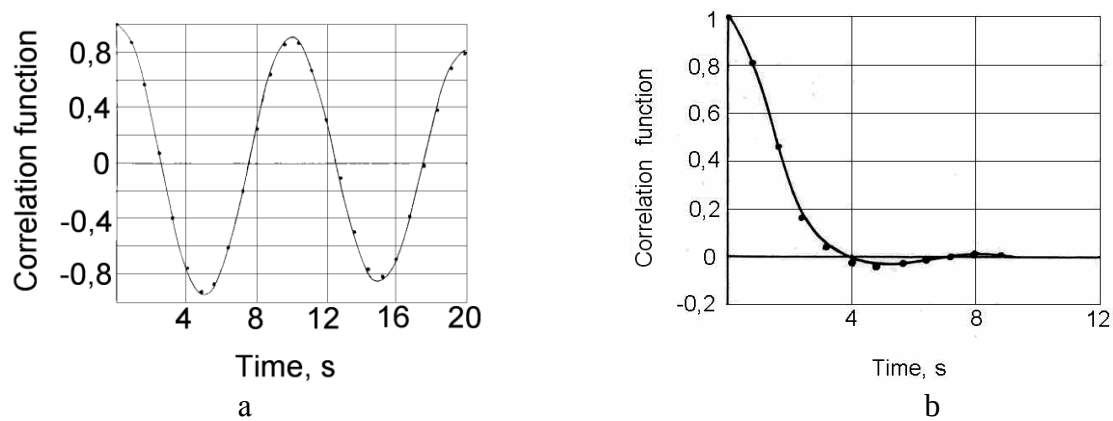


Fig. 2. Correlation functions of two Gaussian processes. The lines describe theoretical estimations. Points show experimental data: a - correlation function of narrowband process $\alpha = 1 \text{ s}^{-1}$, $\bar{\alpha} = 0,94$; b - correlation function of broadband process $\alpha = 75 \text{ s}^{-1}$, $\bar{\alpha} = 0,52$

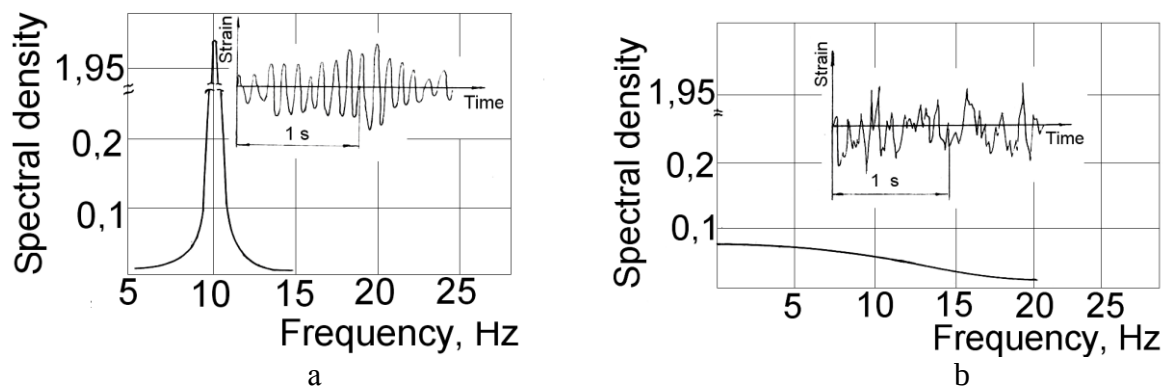


Fig. 3. Spectral densities of two Gauss processes: a - spectral density of narrowband process $\alpha = 1 \text{ s}^{-1}$, $\bar{\alpha} = 0,94$; b - spectral density of broadband process $\alpha = 75 \text{ s}^{-1}$, $\bar{\alpha} = 0,52$

Details of tests procedure for simulation a sequence of cyclic loads by different programs, the description of algorithm and methods of cyclic loads level accuracy estimation is described in paper [7]. All specimens were tested in the range of α -parameters ($1 - 75 \text{ s}^{-1}$). Gaussian-processes had clear difference in their complexity that can be seen from the Figs. 2 and 3. The correlation functions and spectral densities for two compared processes have principal difference. That is why the considered number of Gaussian-processes allowed generalizing of the investigation results for many situations that can be seen in practice for aircraft structures.

Registration of realized Gaussian-processes took place on the special tape-recorder in two directions. Examples of narrowband and broadband of reproduced processes are shown in Fig.4a, b. Evidently that the cycles of a narrowband process are very clear and have approximately the same frequency. Amplitudes have good correlation and the process can be easily schematized. Consideration of different Gaussian-processes has demonstrated a big influence on the crack growth rate, the standard deviation “S” and average value of cyclic loads “M” of investigated processes. That is why in conducted fatigue tests both parameters were the same and their values were $S=30 \text{ MPa}$ and $M=70 \text{ MPa}$.

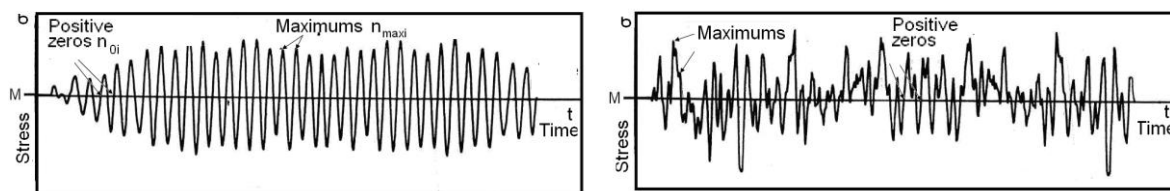
a - narrowband process ($\alpha = 1, \bar{\alpha} = 0,94$)b - broadband process ($\alpha = 75, \bar{\alpha} = 0,52$)

Fig. 4. Two fragments for different (a), (b) random cyclic loads sequences with different values of α -parameter and $\bar{\alpha}$ -factor of irregularity. M – average value of spectrum loads

During amount number of cyclic loads there can be seen high level of cyclic stress σ_i , which cannot be reproduced by the used test-machine. That is why it was used for random cyclic loads for maximum and minimum stress levels. However, tests results specimens under loads with constant amplitude with single overloads have shown that the introduction borders for stress level in random processes will have influence on the crack growth rates.

For describing the influence of overloads K_p -factor is introduced. Which is the factor characterizing the range of stress inside the introduced borders. The process will be named “bordered” with K_p -factor, if the introduced borders are characterized by ratio $M \pm K_p S$, Fig. 5.

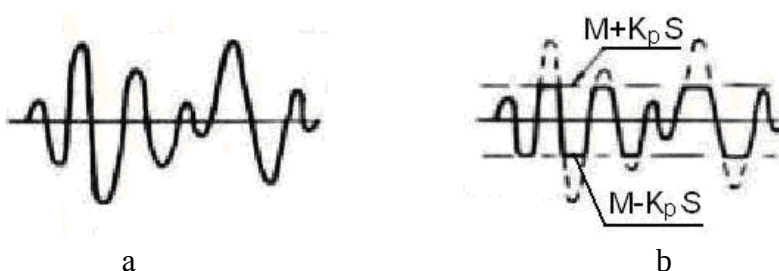


Fig. 5. Illustration for the introduced knowledge about cutting operation:
a - initial process; b - cut process

FATIGUE TESTS RESULTS

Fig. 6 shows the assembly of kinetic curves for fatigued specimens of D16ATcl aluminum alloy. There is also shown several positions for borders of the transformed process with different values of K_p -factor. It is clear that for different values of K_p -factor but for the same Gaussian-process there is no difference in statistical characteristics of the investigated random loads sequence. The correlation functions, $\bar{\alpha}$ -factor and α -parameter were the same. That is why for statistical analyses the different processes with different values of K_p -factor have no difference.

From the Fig. 6 follows that extremely values of stress have appeared at the moments of t_1 and t_2 directed to significant decreasing of crack growth rate in the tested specimen under random cyclic loading with $K_p = 5$. Introduction of “cutting operation” with different values of K_p -factor has dramatic influence on the discussed kinetic process or crack growth rate. Lower value of K_p -factor has more intensive influence on the crack growth rate than higher value of K_p -factor if it is compared with the main process before the “cutting” operation. For example, kinetic curves in the cases of $K_p = 2$ and $K_p = 2,5$ have no change in shapes but the curves in the other cases have shapes variations due to maximum of cyclic loads because of overload influence on the crack growth rate. That is why for the cases of $K_p = 2$ and $K_p = 2,5$ applicably to the same random process crack growth period is minimum.

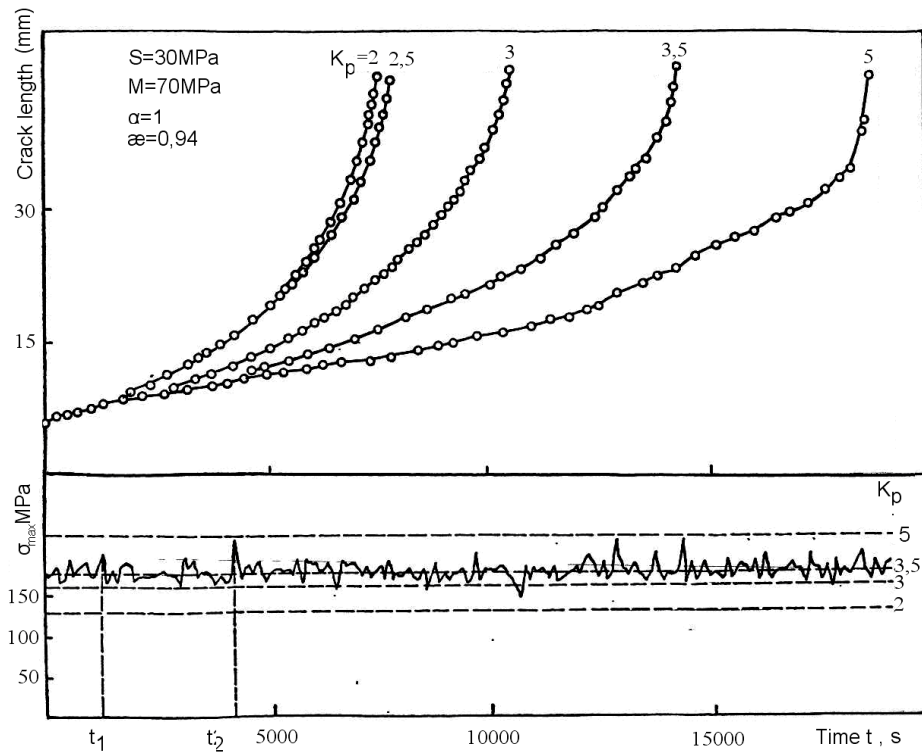


Fig. 6. The fatigue cracks growth curves in specimens under the same random loading processes with different values of K_p -factor

Consequently, crack growth period is determined, on the one hand, by the integral parameters of Gaussian-process spectral density, which have sense of introduced energy in metals at unit time, but, on the other hand, there are extremel values of stress distribution and material elastic-plastic characteristics that influenced the crack growth rate. The energy distribution by the different frequencies of Gaussian-processes which were described by the value of α -factor is the characteristic of the crack growth of the second term that can be seen from the result of fatigue tests with different values of α -factor [7].

K_p -factor decreasing directed to border large of dispersion for of normalized maximum stresses in Gaussian-process, Fig. 7. In the case of narrowband Gaussian-process density distribution of normalized maximum stresses can be approximated density of Relay-distribution (see curve number 1 in Fig. 7).

Fig. 7 shows that the “cutting operation” directed to sequentially excluding rear maximum values of stresses which can perform ahead of a crack tip areas with high level of residual stresses due to material plastic deformation under overload which influenced crack growth retardation for the next time of cyclic loading. It can also explain crack growth period decreasing for K_p -factor decreasing (see Fig. 6). The discussed result can be seen from the other experiments [8]. It was investigated influence of stress high levels on the regularities of the fatigue crack growth in the case of specimens of 2024-T3 and 7075-T6 Al-based alloys subjected to typical programs of cyclic loading named TWIST and FALSTAFF.

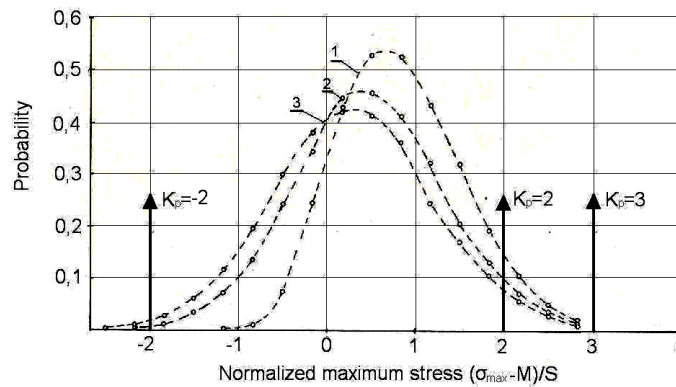


Fig. 7. The density distribution of normalized maximum stresses of Gaussian-processes with different values of K_p - factor 1 - $\alpha = 0,94$; 2 - $\alpha = 0,66$; 3 - $\alpha = 0,52$

DISCUSSION

The processes with $K_p=2$ such as “basic” random loading of Gaussian-process will be considered. In the considered case the crack growth rate is maximum but crack growth period is minimum [7; 9; 10]. If this type of “cutting” procedure is used for simulation of the fatigue crack growth rates results of crack growth period the estimation will have safety-factor. It is in a good correlation with orders to aircraft structures for civil aviation. That is why specimen tests for estimation crack growth period in aircraft structures can be recommended to realize with “cutting” procedure by using rule of $M \pm K_p S$. This rule for fatigue tests allowed to present experimental results in the manner of well-known kinetic curves with linier parts because the effects of local crack growth variations are minimum.

In the discussed results of investigation crack growth simulation for random cyclic loading was considered based on the idea about “basic” random loading of Gaussian-process. Because minimum loading interaction effect can be seen for “basic” random loading the first stage of crack growth simulation has to be realized in the “basic” case. Different linear models for the material cracking simulation can be used in this case. The second stage of the material fatigue cracking simulation can be realized by using non-linear models because maximum values of stresses can be considered step-by-step.

The present paper discussed PEE using for simulation of fatigue crack growth applicably to Gaussian-processes of cyclic loading when equivalent value of stress intensity factor range ΔK_{eq} is calculated by the statistic characteristics of random cyclic loads:

$$dl/dN = C \Delta K_{eq}^m \quad ; \quad \Delta K_{eq} = \Delta \sigma_{eq} \sqrt{\pi l / 2F} . \quad (2)$$

In Eq.(2): C and m are parameters of PEE; F is functional correction for geometry of structural elements specimen; l is crack growth length; $\Delta \sigma_{eq}$ is equivalent of stress range.

The value of $\Delta \sigma_{eq}$ was calculated by relations using: 1) value of process standard deviation - $\Delta \sigma_{eq} = 2\sqrt{2}S$; 2) value of average stresses range of Gaussian-process - $\Delta \sigma_{eq} = \Delta \bar{\sigma}_c$; 3) value of mean-square stresses ranges deviation $\Delta \sigma_{eq} = \sqrt{\Delta \bar{\sigma}_c^2}$. The stress range of $\Delta \sigma_{eq}$ has been discovered from the cyclic loads sequences schematization by the “rain flow” method.

Fig. 8 shows the kinetic curves for tested specimens of 3 mm in thickness of D16ATcl aluminum alloy under the “basic” condition and under the regular cyclic loads. The curves for different values of $\Delta \sigma_{eq} = 2\sqrt{2}S$ (see Fig. 8a) were constructed for a number of cycles that have been considered for a number crossing the line which indicated “M”, for example, on Fig. 4. Curves for different values of $\Delta \sigma_{eq} = \Delta \bar{\sigma}_c$ and $\Delta \sigma_{eq} = \sqrt{\Delta \bar{\sigma}_c^2}$ were considered for a number of cycles that have been discovered as a result of cyclic loads sequence schematization by the “rain flow” method.

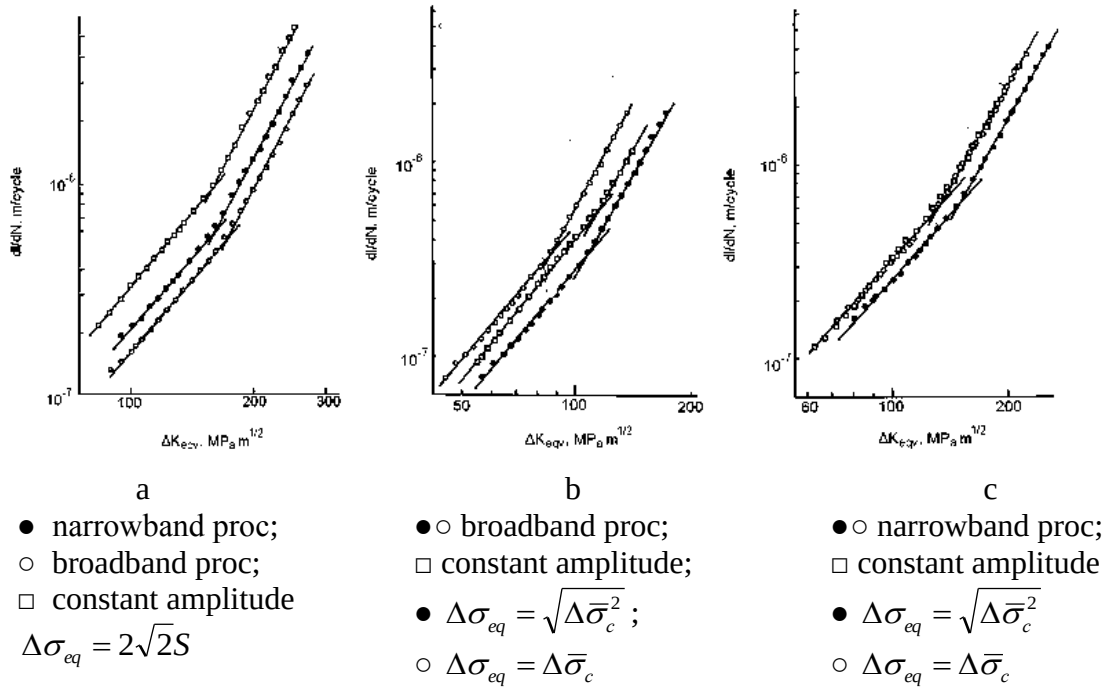


Fig. 8. Fatigue crack grows under random loading and regular loading (constant amplitude)

To be clear of the effect which has been seen for the kinetic curves because of the evidence of two stages of crack growth, the macro-fracture surface analyses have been used. It was discovered that the dramatic change of the crack growth kinetics takes place because of transition from the flat fracture surface which has orientation near perpendicular to the specimen loading direction, to the area of shear lip formation which reflects plain-stress condition for material stress-state.

The kinetic curves for regular cyclic loading have been constructed for fatigue tests of specimen under stress amplitude of $\sigma_a = 40 \text{ MPa} \approx \sqrt{2}S$. In the case Gaussian process for broadband the regular cyclic loading was considered with value of $\sigma_a = 20 \text{ MPa} \approx \sqrt{\Delta\sigma_c^2}$, and for narrowband it was considered with value of $\sigma_a = 30 \text{ MPa} \approx \Delta\sigma_c$.

Comparing the test results for random and regular cyclic loading have shown that the introduced method is realistic in estimation of fatigue crack growth rates which values have maximum from the all possible estimations of intensiveness of material fatigue cracking. Material fatigue cracking has 1,2-2,0 times intensiveness in the case of regular cyclic loading with $\sigma_a \approx \sqrt{2}S$ than in the narrowband case, and 1,7-2 times intensiveness than in the case of broadband of Gaussian-process.

CONCLUSION

The method of kinetic construction in the case of random loading with introducing “cutting” procedure to exclude irregularities of discovered kinetic curves was introduced. Reorganizing random cyclic loads sequences using the relation $M \pm 2S$ was suggested. This case of cyclic loading has to be considered as “basic” condition of cyclic loading. The “basic” condition is minimum for fatigue crack growth period.

The Paris-Erdogan-Equation can be used for simulation crack growth rates based on the equivalent value of stress intensity factor range $\Delta K_{eq} = \Delta\sigma_{eq} \sqrt{\pi l / 2F}$. In the case of the stress range calculation by the ratio $\Delta\sigma_{eq} = 2\sqrt{2}S$ the result of fatigue crack growth simulation has higher values for narrowband and broadband processes. Damages accumulation in the investigated materials takes place for this case with intensiveness 1,2...2 times that in the case of narrowband case.

The better case for fatigue crack growth simulation by the Paris-Erdogan-Equation have been discovered for narrowband of Gaussian-processes with accuracy for crack growth period approximately 5...10% for tested specimens when values of equivalent stress intensity factor range was calculated with $\Delta\sigma_{\text{eq}} = \Delta\bar{\sigma}_c$.

Performed investigations, test results and crack growth simulations have shown that for the narrowband of Gaussian-processes values of equivalent stress intensity factor range ΔK_{eq} better described ratio $\Delta\sigma_{\text{eq}} = \Delta\bar{\sigma}_c$ for crack growth rate estimation under random cyclic loading. In the case of broadband Gaussian processes, ratio $\Delta\sigma_{\text{eq}} = \sqrt{\Delta\bar{\sigma}_c^2}$ allowed to estimate maximum values of crack growth rates by the Paris-Erdogan-Equation but ratio $\Delta\sigma_{\text{eq}} = \Delta\bar{\sigma}_c$ allowed estimating minimum values of growth rates.

REFERENCES

1. Broek D., Smith S.H. The production of fatigue crack growth under flight-by-flight loading. Engineering Fracture Mechanics 11, 1978. - P. 123-141.
2. Okamura H., Sakai S. and Susuki I. Cumulative fatigue damage under random loads. Fatigue & Fracture of Eng. Mat. & Structures. 1, 1979. - P. 409-419.
3. Progress in flow growth and fracture toughness Testing. ASTM STP 536, 1973. - P. 491.
4. Zlochevskiy A.B., Levin O.A., Mahutov N.A. Definition cyclic fatigue crack under random loads // Zavodskaya Laboratory. - 1984. - № 12. - P. 55-59.
5. Chaudhury G.K., Dover W.D. Fatigue analysis of offshore platforms subject to sea wave loading // Int. J. Fatigue 17. - 1985. - № 1. - P. 13-19.
6. Bolotin V.V. About safety length under random loads. Izvestiya Akademii Nauk USSR // Mechanics of solid, 29. - 1980. - № 1. - P. 124 -130.
7. Streliayev V.S., Nikonov V.V., Baykov V.M. Experimental investigations fatigue crack growth under random loading of structural elements tested on test-bed with a computed system // Zavodskaja Laboratory. - 1987. - № 12. - P. 62-67.
8. Schjve J., Vlutters A.M., Ichsan, Provo Kluit J.C. Crack growth in alluminum alloy sheet material under flight-simulation loading // Int. J. Fatigue 17. - 1985. - № 3. - P. 127-136.
9. Nikonov V.V. Interdependence between the crack growth life under random loading and the distribution of extreme values in the region of small probabilities // Nauchny Vestnik MSTU CA. - 2007. - № 123.
10. Nikonov V.V. Crack growth life under random loading: Second International Conference on Material and Component Perfomance under Variable Amplitude Loading (2009), Vol. 1. - P. 391-400.

МОДЕЛИРОВАНИЕ РОСТА ТРЕЩИН В ЭЛЕМЕНТАХ АВИАКОНСТРУКЦИЙ ПРИ СЛУЧАЙНЫХ РЕЖИМАХ НАГРУЖЕНИЯ

Никонов В.В., Шапкин В.С.

В статье приводится обоснование возможности и области применения уравнения Пэриса-Эрдогана для моделирования развития трещин усталости при случайных процессах нагружения. Приводится методика расчетов, основанная на использовании понятия «базового» случайного процесса и введении эквивалентного коэффициента интенсивности напряжений. Исследуется степень влияния перегрузок на скорость развития трещин. Теоретические положения сопоставляются с результатами экспериментальных исследований трещиностойкости плоских образцов-пластин из сплавов Д16АТ (аналог 2024-Т3) и В95АТВ (аналог 7075-Т6). Нагружение в эксперименте представляло собой стационарные гауссовские процессы.

Ключевые слова: случайное циклическое нагружение, пик-фактор, развитие трещин усталости, моделирование, нагрузки с переменной амплитудой.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Nikonov Valeriy Vasil'evich, born in 1953, graduated from Moscow State University (1976), professor, doctor of technical sciences, head of the aircraft engines section MSTU CA, author of over 100 scientific papers, scientific interests - the strength and vitality of the aircraft, the durability of the aircraft.

Shapkin Vasily Sergeevich, born in 1961, graduated from MSTU CA (1984), professor, doctor of technical sciences, general director of SSRI CA, the author of over 170 scientific papers, scientific interests - operation of air transport, the durability of the aircraft.

УДК 629.735.015.4:539.219.2

THE LINEAR MODEL USING IN CRACK GROWTH SIMULATION UNDER VARIABLE-AMPLITUDE LOADING¹

V.V. NIKONOV, V.S. SHAPKIN

The paper shows the possibility of using Paris-Erdogan equation for simulation fatigue crack growth under random loading. The considered equation has introduced the effective stress intensity factor range. The introduced methodology for crack growth simulation is based on the concept of a “basic” random loading. The discussed methodology included consideration of overloads influence on the fatigue crack growth. The theoretical model is based on the experimental researches of fatigue crack growth under random loading that have been realized during specimens fatigue tests of two Al-based alloys (D16chAT - the same as 2024-T3, and B95ATB – 7075-T6). In the tests the specimens of a center cracked panel were used. In all cases the random loading has been considered as Gaussian processes of cyclic loading with introduced and discussed parameters of investigated processes. As a result of investigations the model for estimation crack growth period in the different random of irregular cyclic loads was introduced.

Keywords: crack growth life, variable-amplitude loading, fatigue strength, aluminum alloy.

Introduction

Theoretical-experimental researches of crack growth duration usually include two stages. The first stage is changing of real loads spectrum for the schematized one by different models. The aim of such models is to decrease testing time for structures. Spectra of random loads which represent several models used for test of aircraft structures, are shown in Fig. 1.

Harmonic loading (or constant amplitude of loads) and typical block loads (Fig. 1a) are used for comparing test results of aircraft structures of different design. The “typical flight”, shown in Fig. 1b, mainly used for lower wing sheet tests and calculations and, a block of loads “TWIST”-type (Fig. 1f) can also be considered. Typical blocks of flight-type cyclic loads for wing lower sheets in wing-root-location used in tests for two different aircraft area are shown in Fig. 2.

Fig. 1e shows a wing lower panel tensometric stress record at “bumpy flight”. It is clear that spectrum of operated loads has a principle difference with their modeled programs. That is why the first level of mistakes in crack grows duration estimation related to changing real operated loads spectra of their modeling.

The second stage, mathematical models construction for crack growth duration estimation, which, took into account the design philosophy of observed structures, loading conditions and in-flight operations. In the constructed mathematical models empirical parameters were used which should be experimentally estimated. That’s why the next possible mistakes in theoretical-experimental estimations of crack growth duration are inaccuracy in estimations of parameters of cyclic loading processes.

This article analyzed existent cracks growth estimation models under overloads, introduced a new approach to crack growth modeling. The article shows good correlation of calculated results by the introduced model in comparison with experiment results performed under random loading. The principle of linear damages accumulation summering possibility to use for crack growth duration estimation is discussed for cases of “typical flight” program and stationary Gauss processes.

¹ This article was based on report of the 19-th European conference on Fracture / Dresden, Germany.

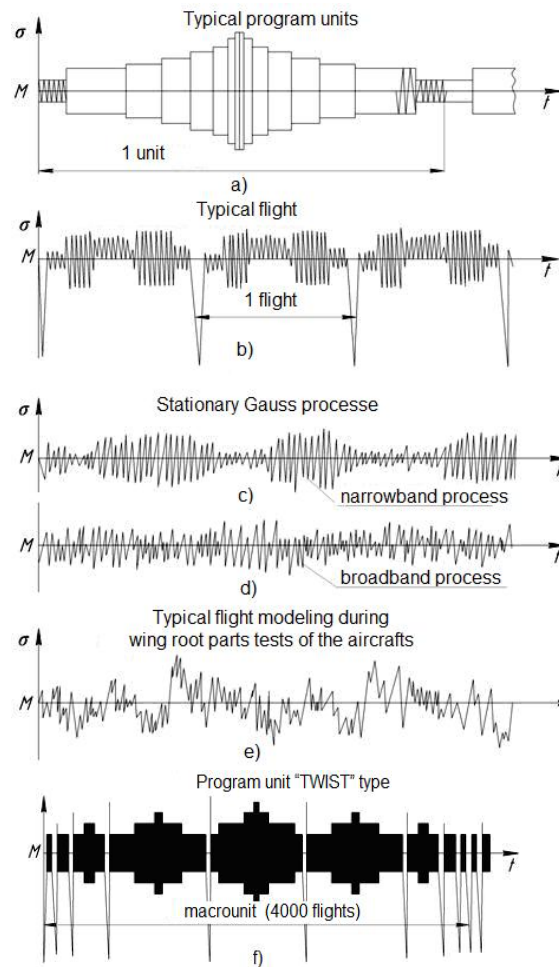


Fig. 1. Operational loads spectrum models

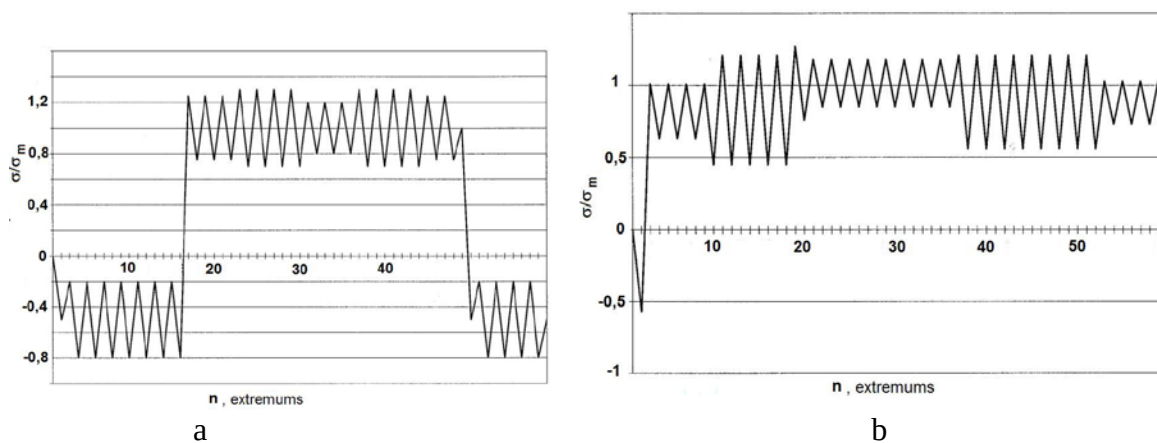


Fig. 2. Wing root zones of the lower panels operational stress imitating system

Crack growth duration estimation logic circuit

The procedure of the fatigue life modeling is shown on the Fig. 3. It consists of four parts [2]. Each step can provoke the appearance of errors in the calculation of the crack growth period.

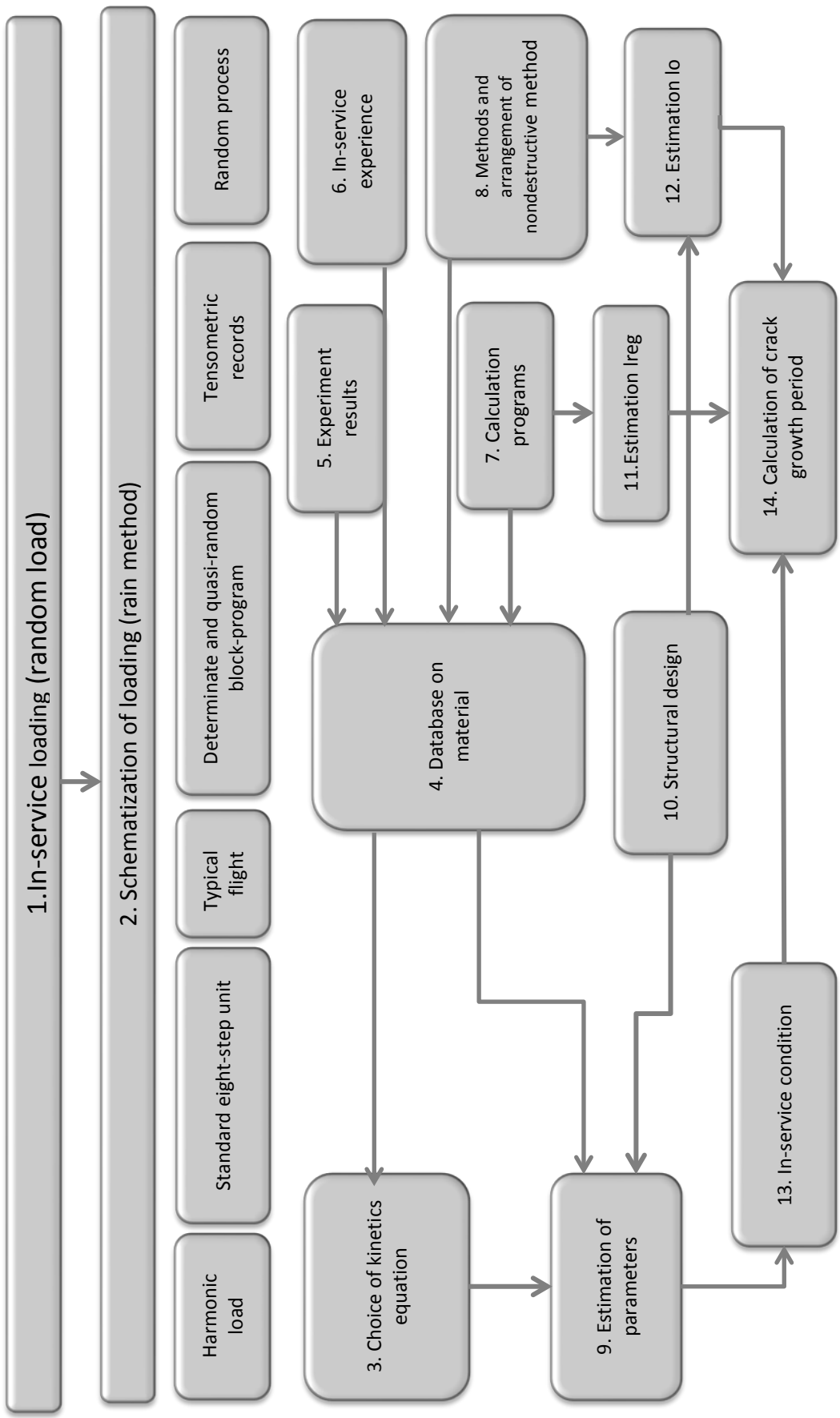


Fig. 3. The block diagram of the modeling of crack growth duration

The **first** step is the replacement the real spectrum loading by one of the simplified models (units 1, 2). The following models can be used: typical standard blocks of loading using in practice; typical flying; random loading with different structure; strain gauge recorders; simulation program as TWIST (Fig. 1, 2) [4; 5; 9]. The using of these simplified models can give the errors.

The **second** step includes the development of the mathematic model of crack growth simulation (units 3, 9) There are more fifty models quoted in the literature. Model for crack growth simulation is chosen in depends on in-service acting cyclic loads. It can be equations, which can consider simply a case of cyclic loading without cycles loads interaction effects (equation types of Paris, Foreman et al), or models, which take into account these effects (models of Willer, Willenborg, Matsuoka, etc). In this case appear errors connected with the incorrect choose of the model type, and with the inaccurate receiving the models parameters “C” and “n” estimation. It is necessary to study the structural design of aviation controls (unit 10) and to choose the useful model that will can to give own errors. The experiments results (unit 5) and the in-service experience (unit 6) will should to be considerate. Usually the simplified model of this is using also gives errors.

The **third** step of the modeling is concerned using simulation programs and data bases for consideration of the features of the specific models (units 4, 7).

The aim of crack growth modeling is to receive the duration of crack growth from initial size to critical length. Thus the estimation of critical size and detectable of length crack with using the methods and arrangements of nondestructive control. The estimation errors of critical and detectable length crack can will be too.

The analyses of crack growth modeling errors are given in [10].

In general case, crack growth equation can be written as

$$\frac{dl}{dN} = f(K, \bar{p}, \bar{q}). \quad (1)$$

In equation (1), l - crack length; N - loading cycles quantity; $\bar{p} = (c, n, K_*, K_{th}, K_{fc} \dots)$ -vector of crack cycle closing ability parameters; c, n - experimentally determined parameters of kinetic equation; K_* - critical value of stress intensity factor (SIF); K_{th} - threshold of SIF; K_{fc} - maximum value of SIF for regular crack growth; $\bar{q} = (E, \sigma_{02}, \sigma_B \dots)$ -vector, which defines material mechanical properties; E - Modulus elasticity; σ_{02} - yield strength; σ_B - ultimate tensile stress; K - value has meaning of SIF range, or SIF maximal value and is determined by relation

$$K = K_0 \varphi_1(N, l) \varphi_2(K_I K_{II}) \varphi_3(l, \bar{\Gamma}) \varphi_4 \varphi_5, \quad (2)$$

K_0 - SIF which is determining in the basically conditions (without interaction of cycles, geometric singularities and different operating factors, for example, during calculations of wing lower panel thin-sheets $K_0 = \Delta \sigma \sqrt{\pi \frac{l}{2}}$; φ_1 - functional correction, which determined cycles interaction effects; φ_2 - functional correction, which depend on biaxial loads ratio, $\varphi_3(l, \bar{\Gamma})$ - functional correction on geometric singularities of element, φ_4, φ_5 - functional corrections, which estimated environmental deterioration effects.

It is rational to divide the problem of crack growth simulation, firstly, estimating inaccuracy because of real spectrum changing by program unit, and, then, estimating inaccuracy, inserted by the used model. But it is practically impossible to perform without experimental data of materials properties under cyclic loading and tests results for structure subjected random loading. Such estimation is possible to perform for specimens test under loading spectrum being not far from the real of in-service loads sequence. In fact, inaccuracy of the used method of crack growth simulation based on inserted program for acting loads modeling, mainly determined by amplitudes allocation and, in less, average value of considered process with its standard error. According to this, it is possible to use tests results for forced loading.

As material conditions seriously influenced methodical error, material design philosophy, it was necessary to choose rational test-analogue taking into account this circumstance. Before calculations

for the main acting loads it can be recommended to perform test calculations for modeled loading and, if necessary, perform model correction of various parameters, included in calculating proportions.

It is should be pointed out that if changing random loading by program unit usually gives increased crack growth period, inserted in calculation process method errors , one can specify its prediction as conservative or non-conservative. Because in some cases that is possible as compensation (for example, using linier models for random loading schematization by block-programs), so summary accuracy increasing in calculations.

Cracks kinetic calculation at random stress

Great influence on crack growth rate and duration provides peak loads in random loading spectrum [3; 8]. Input of clipper factor K_{II} (Fig. 4b) in considered process provides conservative crack growth duration estimation [8]. It was shown that crack growth maximal speed is achieved at $= 2 \dots 2,5$ [7]. Processes with such shearing ratio will be name of basic.

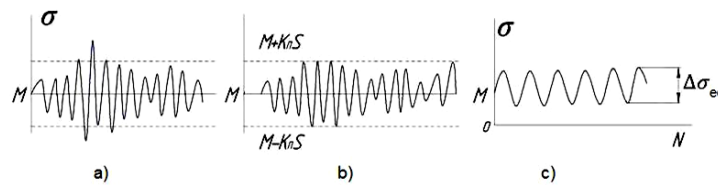


Fig. 4. Random working loading process: a - shortened process; b - M – average of random process, S – standard error, K_{II} – clipper factor; c - equivalent harmonic loading

As basically loading modes interaction effects of cyclic loads are minimal, in Eqs. (1), (2) the functional correction $\phi_l(N, l, \dots) = 1$. In many cases SIF K_0 is determined by the relation [5; 7; 15]

$$K_0 = \varphi_{01}(6\sigma)\varphi_{02}(l) . \quad (3)$$

Symbol $f(l) = K_0\varphi_2(K_I K_{II})\varphi_3(l, \bar{\Gamma})\varphi_4\varphi_5$ will be introduced. Then Paris-Erdohan equation is used

$$\frac{dl}{dN} = C \Delta K^n . \quad (4)$$

The introduced symbols of Eq. (4) can be rewritten as

$$\frac{dl}{dN} = c\varphi_{01}(\sigma)^n f^n(l) . \quad (5)$$

Then new variables are introduced

$$D = \left[\int_{l_0}^{l_*} f^{-n}(x) dx \right] \cdot \left[\int_{l_0}^{l_*} f^{-n}(x) dx \right]^{-1} . \quad (6)$$

In the Eq. (6) l_* is the critical length; l_0 – minimal value of crack length.

Then, Eq. (5) is transformed to

$$\dot{D} = cB\varphi_{01}^n(\sigma) , \quad (7)$$

where $B = \left[\int_{l_0}^{l_*} f^{-n}(x) dx \right]^{-1}$.

Transformations (6), (7) are allowable, because integrals in (6) exist, and critical (allowable) length of thin-wall elements is regulated. Function D satisfy conditions $D(0)=0$, $D(t^*)=1$, and agree with damage accumulation value defined according to the rule of liner damage summation (N_* number of cycles for crack growth up to critical length l_*). Introducing D is analogous to introduced by V.V. Bolotin [1] parameter for damage accumulation estimation. As followed from Eq. (7) the hypotheses of linier damages accumulation is possible in estimation crack growth kinetics and it is possible to use well-known relations for fatigue crack growth period calculations.

Let $\varphi_{01} = \Delta\sigma$, then at constant loading amplitude the crack growth period can be estimated as

$$N_* \Delta\sigma^n = \gamma , \quad (8)$$

where $\gamma = C^{-1}B^{-1}$. It is not difficult to see, that Eq. (8) is the same as with S-N curve.

As soon as for clipper factor $K_n = 2 \dots 2,5$, main statistics of random process practically doesn't change, so for stationary narrowband loading process average durability (at positive differential at zero) is defined by equation

$$\bar{N}_{0+} = 2^{-\frac{3n}{2}} \Gamma(n/2 + 1)^{-1} \gamma \cdot S^{-n}. \quad (9)$$

For broadband random process the meaning of cycle is not uniformly defined, and durability calculations are related to allowable schematization methods.

If random loading process is schematized by ranges methods, then schematized density of amplitude distribution is specified by formula

$$f_{6a}(x) = \frac{x}{\kappa^2 S^2} \exp\left(-\frac{x^2}{2S^2 \kappa^2}\right), \quad (10)$$

and average durability, in terms of numbers of positive extremums, is given by equation

$$\bar{N}_{3+} = 2^{-\frac{3n}{2}} S^{-n} \kappa^{-n} \cdot \Gamma^{-1}(n/2 + 1) \gamma. \quad (11)$$

Eq. (11) is transformed in (9) when $\kappa = 1$.

Using Eqs. (7), (8) equation for estimations of crack growth period at block-program loading modes can be introduced

$$N_{BJI} = \left(\frac{1}{k_1} \sum_{i=1}^{k_1} k_{3i} \Delta \sigma_i^n \right)^{-1} \gamma / k_2. \quad (12)$$

In Eq. (12) k_1 – number of steps in program unit, k_2 – quantity of cycles in program unit, $\Delta \sigma_i$ – the range of stress in program unit i-step, k_{3i} – number of cycles in program unit i-step.

Note, if in the Eqs. (9), (11), (12) l_{**} has variation then it is possible to have fatigue crack growth curves depended on operating time.

Fig. 5, 6 show possibility to use Eq. (12) applicably to different cases of block-programs loading.

Fig. 5a presents experimental and calculated curves of crack growth, based on program unit, which use for fatigue tests of aircraft root chord wing panel smooth sample manufactured from alloy D16chAT. Correlations between overload in program unit don't exceed 1,25, that's why cycles interactions effects visualize insignificantly, that confirmed by results shown in Fig. 5a. Correlation between calculated and experimental crack growth period estimations $NP/N_{\Sigma} \approx 0,88$, that gives insignificant margin of vitality.

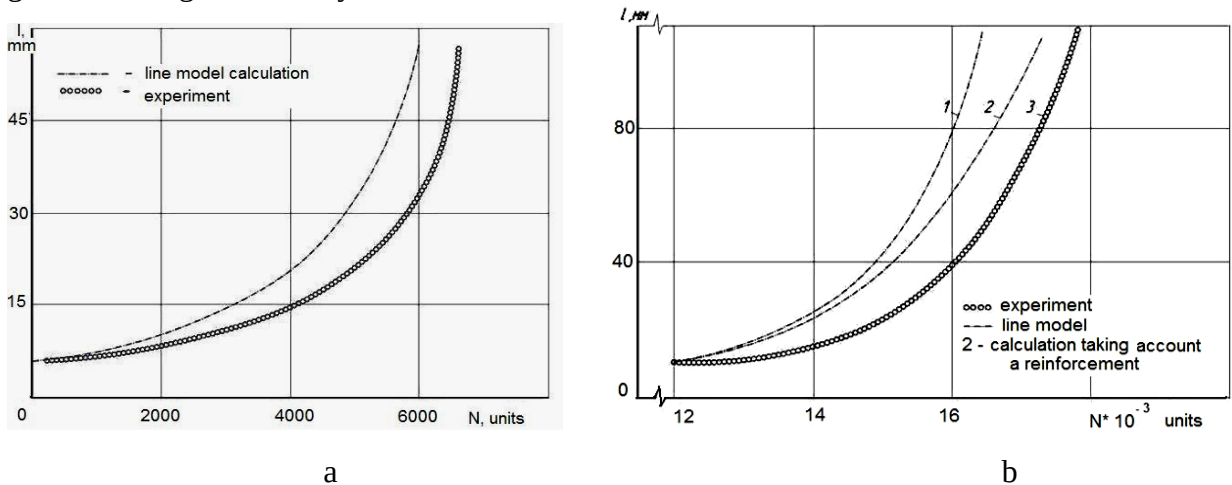


Fig. 5. Calculated and experimental dependences of crack length from program units during “typical flight” loading, using for aircraft wing root nervure area panel life-time tests

Fig. 5b shows calculated results for aircraft crack dangerous zone located in 10-11 nervure area in comparison with an experimental data at block-programs).

In capacity of calculating model to define corrective function φ_3 , which accounts for element design philosophy, stiffened plate was accepted with width having distance between spars axis (1420 mm). Sheet thickness δ was equal to 3.5 mm, stringers step $\tau_{\text{ctp}} = 125$ mm, fasteners step $\tau_{3\text{ak}}$, their diameter d and another geometrical adjectives are defined by proportions:

$$\frac{F_{\text{ctp}}}{\delta_{\text{ctp}}} = 1,25; \quad \frac{t}{t_{\text{ctp}}} = 0,25; \quad \frac{d}{t} = 0,2. \quad (13)$$

Crack initial length was accepted equal to 10 mm, and its critical length was 110 mm. Sheets and stringers were made from material D16ATV ($\sigma_B = 460$ MPa, $\sigma_{02} = 340$ MPa, $E = 73000$ MPa, $\mu = 0,3$). To describe correlation between fatigue crack growth speed and SIF range equation of Paris-Herdogan (4) was used. Parameters C and m were defined by testing results (at harmonic loading with different cycle asymmetry) of flat samples from the more resistant for cracking D16AT Al-alloy.

In SIF span calculations were accounted for stringers influence by inserting corrective function φ_3 . Function φ_3 was calculated from condition of stringers-to-skin resilient fastening. Function φ_3 calculated results are shown in table 1. Calculation was performed in two variants: plate with account stiffening by stringers and without stringers influence.

Modified results graphical interpretation has shown possibility of fatigue crack growth speed calculations by linear model. At this, given estimations of life-time period have acceptable reserve. (1 case: $N_p/N_3 = 0,776$, 2 case: $N_p/N_3 = 0,928$). It should be also noted that life-time period estimation accuracy materially increases ($\approx 20\%$ up) in case of influence on the fatigue crack kinetic of stiffener elements (stringers).

Fig. 6 illustrates application proportion possibility (12) for life-time period estimations at loading by “Twist” type program unit (Fig. 1f). Results analysis shows, that using linear model in calculations is the comfort method of life-time period estimation, because inaccuracy, received in results, gives some vitality margin ($N_p/N_3 = 0,806$).

Table 1

Corrective function φ_3 dependence on crack length

$l, \text{ mm}$	10	20	30	40	50	80	110
φ_3	0,992	0,97	0,943	0,917	0,893	0,843	0,81

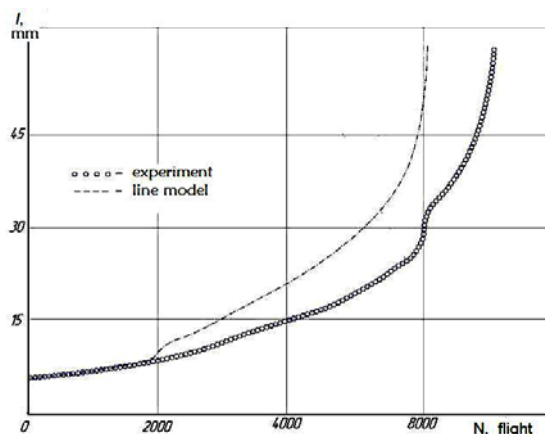


Fig. 6. Results of calculated-experimental cracks kinetic estimation at loading by program unit “TWIST”

Equivalent span tension estimation

As soon as in stationary loading Gauss processes influence conditions during base modes cycle interaction minimizing, and curves, which show crack length dependence on cycles quantity or time, are smooth, it is possible to declare allowance of base process modeling by harmonic loading with tension span $\Delta\sigma_{eqv}$ (Fig. 4c). At this, crack growth duration calculations are carried out by cracks kinetic linear equations Paris-Herdoğan type.

Using hypothesis of damages linear summering, it is possible to write

$$\bar{n}_\Delta \int_0^\infty \frac{f(\Delta\sigma)d\Delta\sigma}{N_*(\Delta\sigma)} = \frac{\bar{n}_\Pi}{N_*(\Delta\sigma_{eqv})}, \quad (14)$$

where $f(\Delta\sigma_{eqv})$ - density of tension span distribution at chosen process schematization method, $N_*(\Delta\sigma_{eqv})$ - loading cycles quantity up to fracture at tension span $\Delta\sigma_{eqv}$, n_Δ - frequency of loading operation mode (quantity of zero per time unit, extremums quantity, full cycles quantity etc), n_Π - harmonic tension equivalent frequency. Inserting proportion (8) to (14), receive

$$\bar{n}_\Delta \int_0^\infty \Delta\sigma^n f(\Delta\sigma) = \bar{n}_\Pi \Delta\sigma_{eqv}^n \quad (15)$$

or

$$\bar{n}_\Pi \Delta\sigma_{eqv}^n = \bar{n}_\Delta \langle \Delta\sigma^n \rangle. \quad (16)$$

Proportions (15) and (16) depend on three parameters n , n_Δ и n_Π , that because their choice is mainly defined according to the degree of equivalent harmonic and operational loading.

Examine a particular case of formula (16). Let the process schematize by spans method. In this case of cycles frequency n_Δ accords working loading maximum frequency. Let chose a frequency n_n equal to n_{0+} crossings of average load level random process with positive derivative. In this case proportion (16) takes view

$$\Delta\sigma_{eqv} = \kappa^{-\frac{1}{n}} \sqrt[n]{\langle \Delta\sigma^n \rangle}. \quad (17)$$

For stationary Gauss process at $n = 2$ independently from irregularity ratio $\Delta\sigma_{eqv} = 2\sqrt{2}S$.

REFERENCES

1. **Bolotin V.V.** Application of probability theory methods and reliability theory in calculations of constructions. - M.: Strojizdat, 1971.
2. **Nikonov V.V.** Survivability problems in a context of transfer of aviation equipment on operation condition // Nauchniy Vestnik MSTU CA. - 2004. - № 80(10). - P. 6-70.
3. **Nikonov V.V., Streliayev V.S.** Experiment-calculated assessment of a cyclic crack resistance at operational modes of loading. - M.: Mashinostroenie, 1991.
4. **Strizius V.J.** The typified program of loading for design elements of a regional transport plane wing // Nauchniy Vestnik MSTU CA. - 2006. - № 103. - P. 145-154.
5. **Strizius V.J., Shapkin V.S.** Methodology of operational loads definition for glider units and plane chassis. - M.: Vozdushnyy transport, 2011.
6. **Murakami J.** Directory on stress intensity factors. - M., MIR, 1990.
7. **Nikonov V.V.** Crack growth life under random loading. Second International Conference on Material and Component Performance under Variable Amplitude Loading, 2009. - Volume 1. - P. 391-400.
8. **Schijve J.** Effect of load sequences on crack propagation under random and program loading // Eng. Fract. Mech. - 1973. - V. 5. - P. 9-280.
9. **Spencer Max.** M.: The Boeing 747 fatigue integrity program. In: "Advanced approaches to fatigue evaluation. Sixth ICAF symposium held of Miami Beach, Florida, May 13-14, 1971". NASA SP- 309, 1972.
10. **Nikonov V.V., Shapkin V.S.** The simulation of the fatigue fracture process at random loading Key Engineering Materials Vols. 592-593 (2014). P. 113-116 Online available since 2013/Nov/15 at www.scientific.net © (2014) Trans Tech Publications, Switzerland doi:10.4028/www.scientific.net/KEM.592-593.113.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЛИНЕЙНЫХ МОДЕЛЕЙ В РАСЧЕТАХ ДЛИТЕЛЬНОСТИ РОСТА ТРЕЩИН ПРИ СЛУЧАЙНЫХ НАГРУЗКАХ

Никонов В.В., Шапкин В.С.

В работе приводятся экспериментальные и теоретические результаты исследований в области оценок длительности роста трещин в условиях воздействия нерегулярных нагрузок, имитирующих эксплуатационные. Показана возможность применения моделей типа Пэриса-Эрдогана для расчетов периода живучести тонкостенных элементов авиаконструкций. Установлена аналогия в расчетах долговечности и расчетах живучести. Вводится понятие меры повреждений для оценки возможности применения линейной модели накопления повреждений в расчетах длительности роста трещин. Теоретические положения сопоставляются с результатами экспериментальных исследований трещиностойкости плоских образцов-пластин из сплавов Д16АТ (аналог 2024-Т3) и В95АТВ (аналог 7075-Т6). Нагружение в эксперименте представляло собой стационарные гауссовские процессы.

Ключевые слова: длительность роста трещин; нагрузки с переменной амплитудой, усталостная трещина, алюминиевые сплавы

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Nikonov Valery Vasil'evich, born in 1953, graduated from Moscow State University (1976), doctor of technical sciences, professor, head of aircraft engines section of MSTU CA, author of over 100 scientific papers, scientific interests - the strength and vitality of the aircraft, the durability of the aircraft.

Shapkin Vasily Sergeevich, born in 1961, graduated from MSTU CA (1984), doctor of technical sciences, professor, general director of SSRI CA, the author of over 170 scientific papers, scientific interests - operation of air transport, the durability of the aircraft.

УДК 620.194.23

МЕХАНИЗМЫ РАЗРУШЕНИЯ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТЗ-1 В ОБЛАСТИ СВЕРХМНОГОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ

А.А. ШАНЯВСКИЙ, К. БАТИЯ, А.Д. НИКИТИН, Т. ПАЛИН-ЛЮК

Выполнен комплекс испытаний и исследований поведения титанового сплава ВТЗ-1 в области сверхмногоциклового усталости. Образцы вырезаны из диска компрессора первой ступени двигателя Д30-КУ и испытаны при частоте нагружения 20 кГц на специальной установке в Парижском университете «ПТМА». Показано, что в исследованной области зарождение трещин происходит под поверхностью от различных структурных неоднородностей материала. При симметричном нагружении формирование очага под поверхностью происходит с формированием мелкокристаллической структуры рельефа, а при растяжении первоначально формируется преимущественно гладкая фасетка раскалывания по α -фазе. Рассеивание экспериментальных данных при фиксированном уровне напряжений составляет почти три порядка.

Ключевые слова: титановый сплав, сверхмногоцикловая усталость, зарождение трещин, усталостные кривые.

Введение

Многочисленные исследования усталостных разрушений дисков компрессоров авиационных ГТД, изготавливаемых из титановых сплавов, показывают, что разрушение может происходить в разной области циклического нагружения [1]. Наиболее типичными разрушениями ступицы и полотна являются малоцикловые разрушения, что отражает последовательность переходных режимов работы двигателя в пределах полетного цикла. В ободной части диска во многих случаях также происходит малоцикловое разрушение, но этот вид разрушения реализуется на втором этапе роста усталостной трещины. На первом этапе зарождения и роста трещины разрушение реализуется в области многоциклового усталости из-за значительного влияния малых амплитуд нагрузок от колебания лопаток.

В зависимости от частоты колебания лопаток и длительности эксплуатации двигателя в ободной части диска предельное состояние с зарождением усталостной трещины может быть достигнуто не только по критерию многоциклового (МНЦУ) и сверхмногоциклового усталости (СВМУ). Область СВМУ относят к долговечности более 10^8 циклов нагружения. Это новое направление исследований материала, в рамках которого показано, что при больших долговечностях, чем 10^8 циклов нагружения, разрушения материала происходят с формированием очага разрушения под поверхностью гладкого образца [3-5].

Применительно к образцам с концентратором напряжений зарождение трещины в области СВМУ может происходить с поверхности при долговечности 10^9 циклов, если концентрация напряжений по поверхности будет выше, чем концентрация напряжений под поверхностью [6]. Применительно к титановым дискам компрессоров, у которых колебания лопаток могут быть реализованы с частотой не менее 100 Гц, при реализуемом сроке эксплуатации не менее 10 000 ч длительность нагружения малыми амплитудами нагрузок, которые накладываются на растягивающее напряжение диска, составляет не менее $10000 \times 3600 \times 100 = 3,6 \times 10^9$ циклов. Это даже при наличии концентратора напряжений в виде радиусного перехода в зоне паза под лопатку соответствует области СВМУ. С повышением длительности эксплуатации дисков и частоты колебания лопаток возникает высокая вероятность зарождения усталостных трещин не только с поверхности концентратора напряжений, но и под поверхностью.

В связи с изложенным было проведено комплексное исследование титанового сплава ВТЗ-1 на гладких образцах в области СВМУ.

Методика исследования

Образцы были изготовлены из диска компрессора первой ступени низкого давления двигателя Д30-КУ-154, имевшего наработку в эксплуатации в течение 8000 ч. Диск был изъят из эксплуатации в связи с ограничением ресурса всему парку этого типа дисков. Ограничения по наработке были введены в связи с имевшими место случаями ранних по наработке разрушений дисков в эксплуатации.

На момент изъятия диска из эксплуатации никаких замечаний по его состоянию не было. Материал диска соответствовал требованиям по техническим условиям, которые заложены в технологию его изготовления. Отклонений от заданных условий эксплуатации двигателя, на котором эксплуатировался диск, не было зафиксировано.

Таким образом, состояние титанового сплава BT3-1 для диска компрессора соответствовало общепринятым механическим характеристикам: предел прочности – 1100 МПа, предел текучести 960 МПа, удлинение 12,5%.

Диск был разрезан на две части вдоль диаметра, и из него были изготовлены три партии цилиндрических образцов диаметром 3 мм в рабочей части. Первая партия была изготовлена из ободной части в зонах межпазовых выступов по направлению параллельно пазу под лопатки. Размеры образцов соответствовали типу машины, на которой в условиях растяжения-сжатия и растяжения с асимметрией цикла 0,1 при диаметре в рабочей части 3 мм была реализована амплитуда напряжений в интервале 450 – 350 МПа.

Схема испытательного комплекса, разработанного в лаборатории «ИТМА» [3], который использован для проведения циклических испытаний с частотой 20 кГц, представлена на рис. 1.

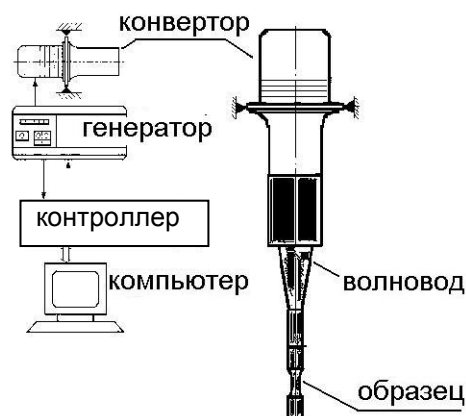


Рис. 1. Принципиальная схема и внешний вид установки для усталостных испытаний с высокой частотой нагружения

Принцип действия установки заключается в следующем: программа, контролирующая параметры тестирования образца, посылает сигнал, несущий информацию о параметрах генерируемых сверхзвуковых импульсов, на вход генератора, где он обрабатывается и проводится модуляция требуемого сигнала. После чего сгенерированный сигнал подается на вход конвертора и обратно в компьютерную программу, что позволяет точно отслеживать качество сигнала. Конвертор преобразует электрический сигнал в механические вибрации той же частоты. Далее посредством специально разработанных волноводов проводится увеличение амплитуды механических смещений, которые и прикладываются к образцу. Форма образца имеет форму «песочных часов», что позволяет увеличить максимальные действующие напряжения в образце. Длина образца переменна, и при ее изменении производится перерасчет всей цепи нагружения с заданной точностью для воспроизведения частоты нагружения.

В процессе испытаний выявлено, что образцы, которые были вырезаны из диска и механически обработаны по поверхности, имели высокую шероховатость. Поэтому часть испытаний была проведена в области СВМУ на образцах с указанной шероховатостью, а большая часть образцов была подвержена полировке с целью снижения шероховатости поверхности.

После проведения испытаний до заданного числа циклов все разрушенные образцы были подвергнуты фрактографическому исследованию (анализировался рельеф излома) на растровом электронном микроскопе фирмы Карл Цейсс.

Материал образцов был исследован на световом микроскопе Неофот в плоскости шлифов, которые были изготовлены в направлении вдоль и поперек оси образцов.

Результаты исследования

Выполненные испытания показали, что у неполированных образцов разрушения в области СВМУ происходят при меньшем уровне максимальных напряжений, чем у полированных образцов (рис. 2). Такое поведение материала следует связывать не только со снижением концентрации напряжений по поверхности из-за снижения шероховатости, но и с небольшим упрочнением материала по поверхности в процессе механической полировки. Это подтверждается результатами анализа мест, где располагаются очаги разрушения образцов.

В большинстве образцов расположение очагов разрушения было на небольшом удалении от поверхности. При этом в образцах с разной долговечностью очагами разрушения являлись различные неоднородности структуры материала. Сопоставление структуры материала с рельефом излома в очагах разрушения показало, что трещины под поверхностью зарождаются на границах ориентированных волокон штампованного материала, в местах неоднородного расположения пластинчатой структуры, а также в зоне границ стыка различно ориентированных пластин двухфазового материала в пределах одного зерна. При этом сам очаг разрушения может представлять собой две разные поверхности излома.

Первый вид поверхности представляет собой гладкую фасетку в пределах одной α -фазы, размер которой полностью определяется размером этой фазы. Ранее было проанализировано формирование гладкой фасетки в титановом сплаве ВТЗ-1 и предложен механизм исчерпания прочности по одной из плоскостей скольжения в пределах α -фазы за счет возникновения вихревых потоков деформации [6]. Указанный вид разрушения преимущественно отвечает нагружению с положительной асимметрией цикла независимо от реализуемой долговечности.

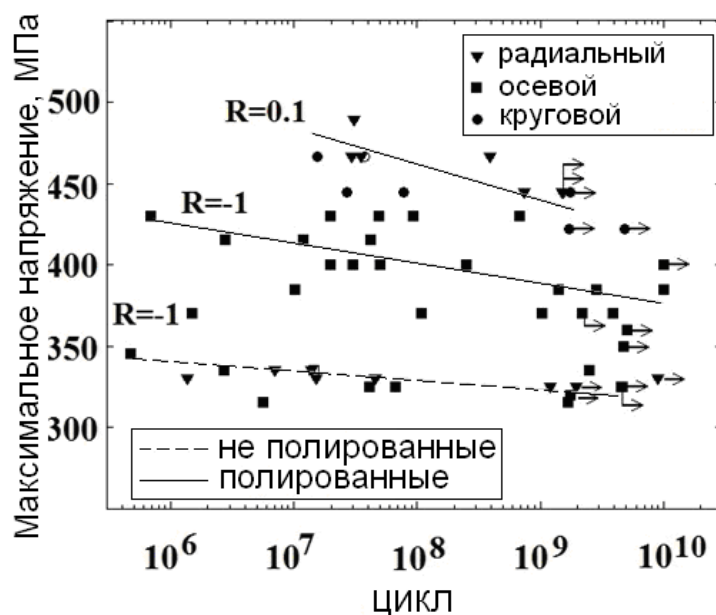


Рис. 2. Усталостные кривые титанового сплава ВТЗ-1 в области СВМУ при разной асимметрии цикла R и разном состоянии поверхности образцов

При испытании с отрицательной асимметрией цикла зарождение трещин происходит с формированием так называемой мелкокристаллической зоны (МК) [4]. Многочисленными исследованиями закономерности формирования этой зоны было показано, что ее возникновение является результатом того, что материал в зоне зарождения трещины переходит в сверхпластичное состояние [2]. В результате этого происходит формирование наноструктурированной плоской области с размерами зерен не более 50 нм. Далее под действием циклической нагрузки происходит разрушение материала по границам наноструктур, имеющих форму, близкую к сфере. От границы указанной структуры происходит зарождение и последующий рост усталостной трещины аналогично тому, как это происходит при зарождении и распространении сквозных трещин.

Различие в расположении очагов разрушения по структурным элементам материала приводит к высокому рассеиванию экспериментальных данных по усталости исследованного сплава. Так, например, для неполированных образцов (рис. 2) рассеивание результатов испытаний при фиксированном уровне напряжений составило почти три порядка. Это указывает на то, что в материале дисков компрессоров при реализуемой технологии их изготовления нижняя граница долговечности в области СВМУ, когда разрушение материала не происходит при долговечности 10^{10} циклов, составляет не менее 320 МПа для ободной части. Эта величина почти в полтора раза ниже, чем обычно регистрируемый предел усталости материала 420 МПа по уровню долговечности $10^7 - 10^8$ циклов без разрушения образцов из этого сплава на этой базе.

Из сказанного следует, что снижение уровня напряжений для усталостной кривой в ободной части в большей мере связано с более низкими усталостными свойствами материала, чем с его упрочнением по поверхности при полировке образцов. Этот факт основан на расположении очагов разрушения. При возникновении трещины под поверхностью влияние состояния поверхности (шероховатость) и легкое упрочнение поверхностного слоя при полировке не играют решающей роли в поведении материала при зарождении трещины под поверхностью. Тем не менее в рассматриваемом случае, когда большинство образцов разрушилось с формированием очага разрушения на небольшом удалении от поверхности, влияние остаточных напряжений проявляется в увеличении долговечности при том же уровне напряжений. Предельная величина уровня напряжений, ниже которой не происходит разрушение сплава при долговечности 10^{10} циклов, после полировки образцов увеличилась в области СВМУ до 360 МПа.

Результаты выполненного исследования показали, что разрушение титанового сплава ВТЗ-1 в области СВМУ реализуется при долговечности вплоть до 10^{10} циклов, и этот факт следует учитывать при определении ресурса дисков компрессоров, которые изготавливаются из этого материала.

Выводы

1. Выявлены закономерности поведения титанового сплава ВТЗ-1 и получены усталостные кривые в области сверхмногоциклового усталости вплоть до 10^{10} циклов при двух асимметриях цикла – 1 и 0,1.
2. Показано, что в области СВМУ рассеивание экспериментальных данных может достигать трех порядков при одном и том же уровне напряжений, что обусловлено влиянием различных структурных элементов сплава на зарождение усталостной трещины под поверхностью гладкого образца.
3. Зарождение трещин под поверхностью в области СВМУ происходит при положительной асимметрии цикла преимущественно в результате формирования первоначально гладкой фасетки путем разрушения одного из фрагментов α -фазы, тогда как при отрицательной асимметрии цикла доминирует механизм формирования мелкокристаллической зоны в результате возникновения сверхтекучести материала и формирования наноструктур преимущественно сферической формы с последующим формированием поверхности разрушения по границам этой структуры.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шанявский А.А. Безопасное усталостное разрушение элементов авиационных конструкций. Синергетика в авиации. - Уфа, 2003.
2. Шанявский А.А. Самоорганизация наноструктур в металлах при сверхмногоцикловой усталости // Физическая Мезомеханика. - 2012. - Т. 15. - № 5. - С. 91-105.
3. Bathias C., Paris P.C. Gigacycle fatigue in mechanical practice // New York: Dekker Publisher, 2005.
4. Eds Sakai T., Ochi Y. Proceedings of the UHCF-3, the third international conference on very high cycle fatigue, September 2004, Kyoto (Japan), 2004.
5. Murakami Yu. Metals Fatigue: Effects of Small Defects and Nonmetallic inclusions. London: Elsevier Ltd, (UK), 2002.
6. Shanyavskiy A.A., Banov M.D. The twisting mechanism of subsurface fatigue cracking in Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo-0.1Si alloy // Engng. Fract. Mech. - 2010. - Pp.77-88.

FATIGUE CRACKING MECHANISMS OF TITANIUM ALLOY VT3-1
IN VERY-HIGH-CYCLE-FATIGUE REGIME

Shanyavskiy A.A., Bathia C., Nikitin A.D., Palin-Luk T.

Investigations and tests of specimens of VT3-1 titanium alloy were done in Very-High-Cycle-Fatigue regime. Specimens were manufactured from compressor disks of D30-KU engine, and tests under frequency 20 kHz performed on the special test-bed in laboratory of Paris University «ITMA». Crack origination takes place subsurface from different material structural inhomogeneities. Fatigue origin has fine-granular area in the case of specimen tests under symmetrical cycle of cyclic loads but in the case of cyclic tension, origin has flat facet because of α -phase splitting. Experimental data dispersion under the constant stress level covered three orders.

Keywords: titanium alloy, very-high-cycle-fatigue, crack origination, subsurface, SN-curves.

Сведения об авторах

Шанявский Андрей Андреевич, 1946 г.р., окончил МАИ (1970), профессор, доктор технических наук, заслуженный деятель науки РФ, начальник отдела «Металлофизические исследования авиационных материалов» ГосЦентра безопасности полетов, автор более 380 научных работ, область научных интересов – исследование механизмов и моделирование процессов разрушения элементов авиационных конструкций на основе подходов синергетики.

Батия Клод, 1938 г.р., окончил университет в г. Пуатье (1963), доктор технических наук, почетный профессор Парижского университета, автор более 240 научных работ, область научных интересов – исследование процессов зарождения и роста трещин при разных видах нагружения в металлах и композициях, преимущественно в области сверхмногоцикловой усталости.

Никитин Александр Дмитриевич, 1988 г.р., окончил МАТИ (2010), аспирант МАТИ, автор 5 научных работ, область научных интересов – синергетика, физика и механика разрушения металлов.

Палин-Люк Тьерри, 1966 г.р., окончил университет в г. Бордо (1989), доктор технических наук, профессор в объединенном университете ЕНСАМ г. Бордо, автор более 90 научных работ, область научных интересов – механика деформируемого твердого тела, изучение и моделирование процессов усталостного разрушения металлов при разных видах нагружения.

УДК 629.735.07

СОСТОЯНИЕ СЛОЖНОГО ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА - ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ, КАЧЕСТВО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ И УРОВЕНЬ РАБОТОСПОСОБНОСТИ

Н.Н. СИРОТИН

В статье приведен новый подход к оценке уровня работоспособности и качества функционирования сложного технического объекта - газотурбинного двигателя (ГТД), предотказного состояния.

Ключевые слова: техническое состояние, сложный технический объект, работоспособность, качество функционирования.

В процессе эксплуатации у ГТД, как у любого сложного технического объекта, под действием различных факторов происходят как параметрические, так и структурные изменения.

Управление состоянием объекта и качеством его функционирования в этом случае будет эффективным, если оно проводится в моменты времени, когда параметры состояния объекта находятся еще в пределах допустимых значений. Это связано с тем, что при таком состоянии объекта не требуется больших ресурсов для возвращения его в исходное (номинальное) состояние по сравнению со случаями, когда параметры состояния объекта вышли за допустимые пределы.

Такой подход позволяет существенно снизить эксплуатационные затраты (ресурсы) на управление состоянием объекта в процессе эксплуатации и он может быть основан на понятии уровня работоспособности и качества функционирования объекта.

Определяющими в процессах управления объектом являются параметры управления и параметры состояния $G(t)$ ГТД, которые характеризуются множеством значений внутренних параметров $X = \{x_1(t_i), x_2(t_i), \dots, x_i(t_i), \dots, x_n(t_i)\}$, где $x_i(t_i)$ - значение i -го внутреннего параметра в момент времени t_i .

Для качественного и безопасного функционирования работоспособного сложного технического объекта, например ГТД, справедливо $X_{\text{пред min}}^V \cup X_{\text{доп min}}^V \cup X^V(t) \cup X_{\text{доп max}}^V \cup X_{\text{max пред}}^V$, где V - знак, отражающий учет изменения внутренних параметров как от влияния деградации, так и от воздействия других повреждающих факторов; $X_{\text{доп min}}^V$, $X_{\text{доп max}}^V$ - допустимые наименьшие и наибольшие значения внутренних параметров, превышение которых приводит к недопустимому снижению качества и безопасности функционирования объекта; $X_{\text{пред min}}^V$, $X_{\text{max пред}}^V$ - предельные значения внутренних параметров, превышение которых определяет невозможность физической реализации объекта; $X^V(t) = \{x_1(t), x_2(t), \dots, x_i(t), \dots, x_n(t)\}$ - множество значений внутренних параметров в момент времени t .

Допустимые изменения значений внутренних параметров определяют обеспечение получения значений выходных параметров также в допустимых пределах, являющихся переменными на выходах элементов и подсистем объекта. Тогда безопасное функционирование работоспособного объекта (ГТД) определяется неравенствами:

$$X_{\text{пред min}}^V \cup X_{\text{доп min}}^V \cup X^V(t) \cup X_{\text{доп max}}^V \cup X_{\text{max пред}}^V; \quad (1)$$

$$Y_{\text{пред min}} \cup Y_{\text{доп min}} \cup Y(t) \cup Y_{\text{доп max}} \cup Y_{\text{max пред}}, \quad (2)$$

где $Y_{\text{доп}}$ - допустимые значения выходных параметров, определяемые техническими требованиями на объект; $Y_{\text{пред}}$ - предельные значения выходных параметров, превышение которых приводит к невозможным условиям выполнения требуемых функций при функционировании объекта; $Y_{\text{кр}}$ - критическое значение параметра, при котором работа объекта принципиально невозможна.

Неравенства (1) и (2) определяют область работоспособности объекта G , где он работоспособен. Форма области G в координатах выходных параметров может иметь простую (рис. 1) или сложную (рис. 2) конфигурацию, определяемую размерностью пространства.

Если работоспособность объекта оценивается в двухмерном пространстве по двум параметрам, то область G в простейшем случае будет определяться квадратом G (рис. 1). В общем случае каждая граничная сторона области может описываться соответствующими кривыми, а точки пересечения кривых границ будут определять конфигурацию области работоспособности.

Эффект функционирования сложного технического объекта (ГТД) состоит в формировании требуемых значений $Y(t_i)$. Однако эффект как параметр, характеризующий результат функционирования объекта, не определяет, какими усилиями он достигнут, так как эффект сам по себе говорит лишь о полученном результате, но не полностью характеризует качество функционирования ГТД для достижения цели.

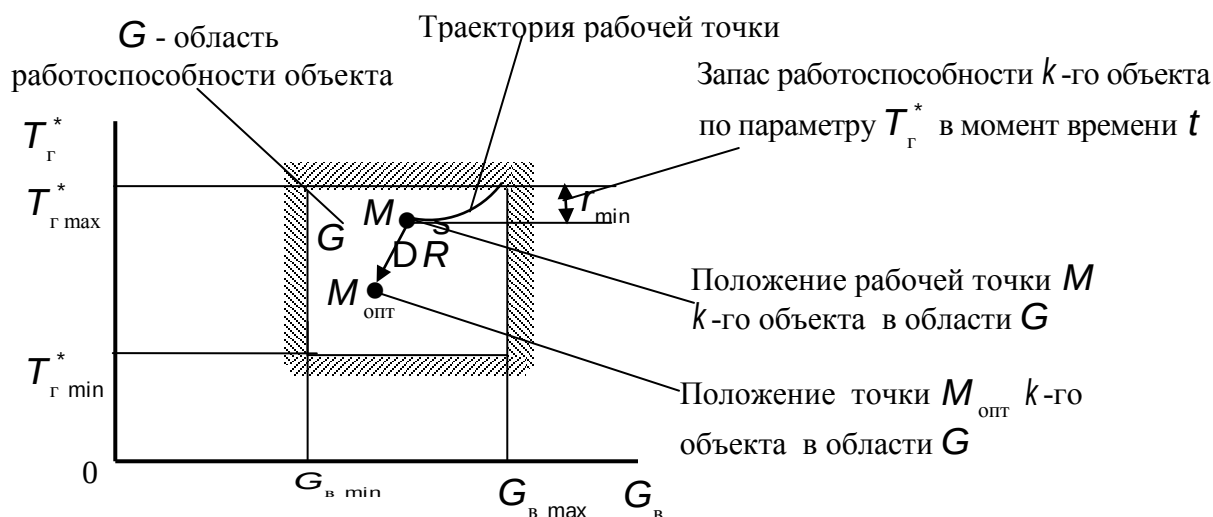


Рис. 1. Простая конфигурация области G : T_{Γ}^* - температура заторможенного газа перед турбиной;

$G_{\text{в}}$ - расход воздуха; M - рабочая точка; $M_{\text{опт}}$ - точка области, где эффективность ГТД максимальна; DR - дополнительные затраты

Если же уровень полученного эффекта поставить в соответствие с затратами для его достижения, то можно говорить об эффективности функционирования ГТД $R(t)$. В качестве показателя эффективности функционирования ГТД может выступать показатель в виде затрат на функционирование объекта для получения $Y(t_i)$ в момент времени t_i .

С определенными допущениями можно утверждать, что максимальная эффективность функционирования объекта (ГТД) $R_{\text{max}}(t)$ достигается при номинальных значениях внутренних параметров $X_{\text{ном}}(t)$, которые позволяют получить оптимальные значения выходных параметров $Y_{\text{опт}}(t)$ с минимальными (оптимальными) затратами на функционирование объекта. В обла-

сти работоспособности ГТД G этот факт определяется точкой $M_{\text{опт}}$ (рис. 1, 2). Здесь работоспособность понимается как способность k -го объекта выполнять требуемые функции с определенной эффективностью $R_k(t_i)$.

Для других случаев, когда $Y(t_i) > Y_{\text{опт}}(t)$ затраты на функционирование ГТД будут превышать затраты при максимальной эффективности функционирования ГТД $R_{\text{max}}(t)$, превышения затрат DR будут определяться взаимным расположением рабочей точки M относительно точки $M_{\text{опт}}$ с $Y_{\text{опт}}(t)$, т.е. фактическими отклонениями выходных параметров $DY_k(t_i) = Y_k(t_i) - Y_{\text{ном}}(t_i)$, где $Y(t_i)$, $DY_k(t_i)$ - множество значений выходных параметров и их отклонений k -го объекта в момент времени t_i от номинального значения $Y_{\text{ном}}$, заданных в нормативных требованиях к функционированию объекта.

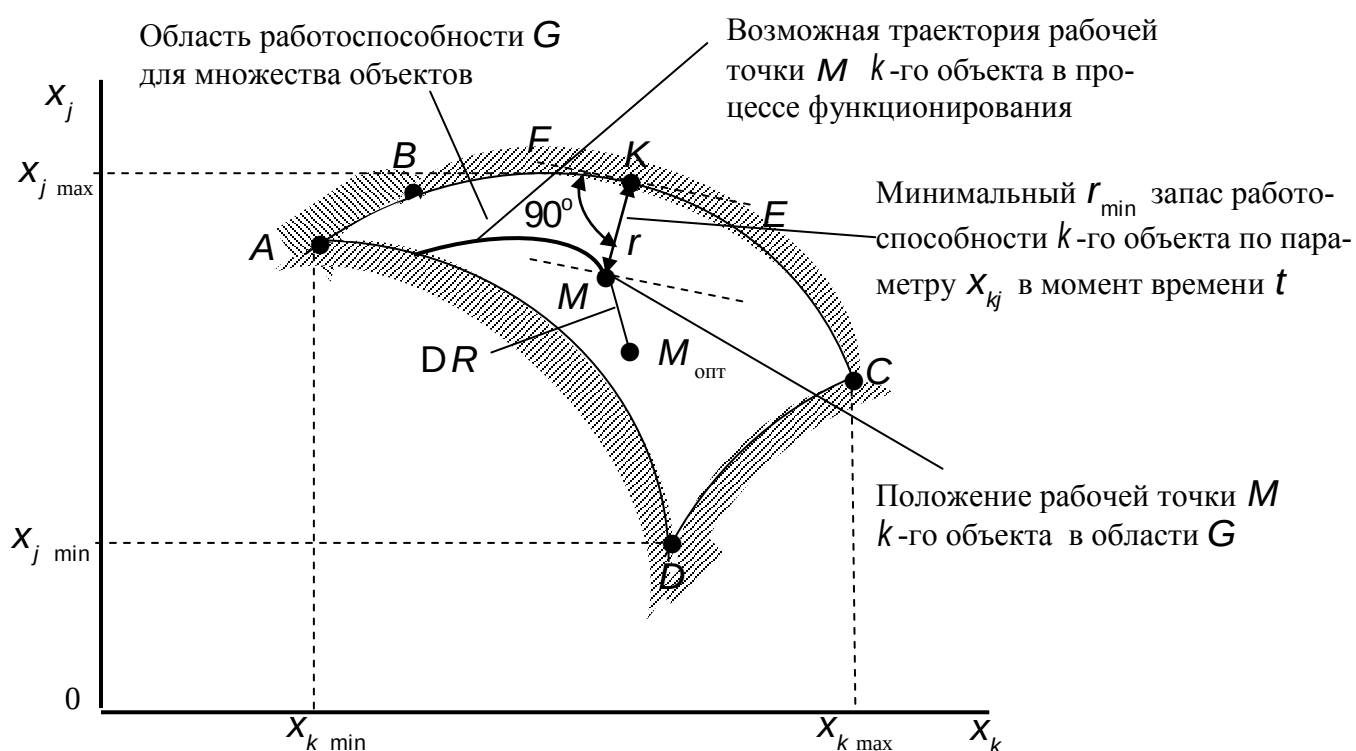


Рис. 2. Сложная конфигурация области G : AB и DC , BC и AD - верхняя и нижняя, правая и левая границы допустимых изменений параметра X_j соответственно; M - рабочая точка; $M_{\text{опт}}$ - точка области, где эффективность ГТД максимальна; DR - дополнительные затраты

Эти отклонения выходных параметров относительно номинальных значений характеризуются также кратчайшим расстоянием рабочей точки M до границ допустимых значений

$$r = |Y_k(t_i) - Y_{\text{max}}(t_i)| \text{ при возрастании выходного параметра в процессе эксплуатации и}$$

$$r = |Y_k(t_i) - Y_{\text{min}}(t_i)| \text{ при уменьшении выходного параметра в процессе эксплуатации.}$$

Здесь $Y_{\text{max}}(t_i)$ и $Y_{\text{min}}(t_i)$ - множества максимальных и минимальных значений выходных параметров, определяющих границы области работоспособности объекта (ГТД).

Соответственно величина расстояния между точками $M_{\text{опт}}$ и рабочей точкой M может интерпретироваться как величина дополнительных затрат, а параметр расстояния между этими точками DR как параметр, характеризующий эффективность функционирования объекта. Для случая максимальной эффективности функционирования ГТД $DR=0$, если рабочая точка M не совпадает с точкой $M_{\text{опт}}$, то $|DR| > 0$.

В частности, для ГТД $R_{\text{max}}(t)$ достигается тогда, когда требуемая тяга обеспечивается: при меньших значениях расхода топлива; при оптимальной температуре газа перед турбиной, при которой возможна меньшая повреждаемость материала лопаток турбины и рациональный расход ресурса; при расходе воздуха, когда мощность для привода компрессора минимальна и т.п.

В процессе эксплуатации вследствие деградации и воздействия повреждающих факторов происходит изменение состояния объекта, что отражается в области G как движение рабочей точки M к границам области. Достижение требуемых функций объектом происходит при сниженном уровне эффективности функционирования объекта. Имеет место

$$R_k(t_i) < R_{\text{max}}; \quad (3)$$

$r = |Y_k(t_i) - Y_{\text{max}}(t_i)|$ при возрастании выходного параметра в процессе эксплуатации и

$r = |Y_k(t_i) - Y_{\text{min}}(t_i)|$ при уменьшении выходного параметра в процессе эксплуатации.

Неравенство (3) отражает эффективность функционирования ГТД. Вторые неравенства отражают внешние условия работоспособности при эффективности $R_k(t_i)$.

Если имеется n границ допустимых предельных значений параметров, то имеет место $r = \{r_1, r_2, \dots, r_i, \dots, r_n\}$, где n - число границ. Тогда уровень работоспособности объекта или запас работоспособности по одному из рассматриваемых параметров определится как

$$r_{\text{min}} = \min_{1 \leq i \leq n} \{r_1, r_2, \dots, r_i, \dots, r_n\}.$$

Известно, что состояние технической системы полностью определяется, если заданы все координаты и скорости этой системы. В данном случае в качестве системы выступает рабочая точка M . Тогда состояние рабочей точки M в области работоспособности G будет полностью определено кратчайшим расстоянием ее до одной из границ допустимых значений выходных параметров

r_{min} и скоростью приближения рабочей точки M к этой границе $c = \frac{dr_{\text{min}}}{dt}$.

Соответственно, состояние системы с этими параметрами определяет потенциальную способность системы выполнять требуемые функции, т.е. определяет уровень работоспособности.

Поэтому параметры r_{min} и $c = \frac{dr_{\text{min}}}{dt}$ рабочей точки M объекта могут выступать в качестве параметров, характеризующих уровень работоспособности и качество функционирования объекта при соответствующей эффективности.

Кратчайшее (минимальное) расстояние рабочей точки M до границы допустимых значений будет определять минимально допустимый уровень работоспособности объекта. Тогда более точное определение уровня работоспособности и качество функционирования k -го объекта (ГТД) можно характеризовать значениями следующих параметров:

- кратчайшим расстоянием рабочей точки M до границы допустимых значений. Параметр определяет уровень работоспособности ГТД;

- превышением затрат DR для выполнения требуемых функций относительно затрат для оптимального варианта функционирования. Параметр характеризует эффективность объекта;
- скоростью изменения кратчайшего расстояния рабочей точки M до границы допустимых значений. Параметр определяет скорость расхода ресурса объекта.

Выводы

1. Управление состоянием объекта и качеством его функционирования будет эффективным, если оно проводится в моменты времени, когда параметры состояния объекта находятся еще в пределах допустимых значений. Это позволяет существенно снизить эксплуатационные затраты (ресурсы) на управление состоянием объекта в процессе эксплуатации.
2. Рациональным подходом такого управления является подход, основанный на понятиях уровня работоспособности и качества функционирования объекта.
3. Точное определение уровня работоспособности и качества функционирования объекта характеризуется кратчайшим расстоянием рабочей точки M до границы допустимых значений, превышением затрат DR для выполнения требуемых функций относительно затрат для оптимального варианта функционирования объекта и скоростью изменения кратчайшего расстояния рабочей точки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сиротин Н.Н. и др. Основы конструирования производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок в системе CALS технологий: учебник в 3 кн. - М.: Наука. - Кн. 3: Эксплуатация и надежность ГТД и ЭУ, 2012.

QUALITY OF FUNCTIONING, LEVEL OF WORKING CAPACITY AND CONDITION OF A DIFFICULT TECHNICAL PLANT

Sirotin N.N.

The paper deals with a new approach to an estimation of level of working capacity and quality of a difficult technical plant functioning.

Keywords: a difficult technical plant, working capacity, quality of functioning.

Сведения об авторе

Сиротин Николай Николаевич, 1933 г.р., окончил КАИ (1958), доктор технических наук, профессор, заслуженный деятель науки РФ, лауреат премии им. проф. Н.Е. Жуковского, главный научный сотрудник ФГУП ГосНИИ ГА, автор более 220 научных работ, область научных интересов - повреждаемость и работоспособность ГТД в процессе проектирования, доводки, производства и эксплуатации.

УДК 629.735.07

МЕТОД ОЦЕНКИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ЭЛЕКТРОННОЙ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Н.Н. СИРОТИН, К.Н. АНТОНЕЦ

В статье приведен новый подход к оценке работоспособности и качества функционирования электронной системы автоматического управления силовой установкой воздушного судна.

Ключевые слова: работоспособность, качество функционирования, техническое состояние.

Функционирование электронной системы автоматического управления силовой установкой воздушного судна (ЭСАУ СУ ВС) постоянно сопровождается воздействиями внешних и внутренних факторов, приводящих к изменению технического состояния и уровня работоспособности. Эти воздействия носят как объективный, так и субъективный характер и являются:

- первопричиной изменения технического состояния ЭСАУ СУ ВС и определяют характер и последовательность реализации управляющих воздействий для компенсации влияния возмущающих факторов;

- генератором в формировании системы контроля и управления технического состояния ЭСАУ СУ ВС.

Техническое состояние ЭСАУ СУ ВС $S(t)$ определяется как «... состояние объекта, изменяющееся при изготовлении, использовании по назначению и ремонте и характеризующееся в определённый момент времени при определённых условиях внешней среды значениями показателей и (или) качественными признаками, установленными в эксплуатационной и ремонтной документации». Тогда при допущении принципа линейного суммирования состояний технического состояние ЭСАУ СУ ВС можно определить как состояние, формируемое состояниями ее

модулей и элементов $S(t) = \bigoplus_{i=1}^n S_{i_m}(t)$, где $S_{i_m}(t)$ - состояние i -го модуля; n - количество

модулей. Так как модуль формируется из элементов, то $S_{i_m}(t) = \bigoplus_{j=1}^m S_{j_{i_m}}(t)$, где $S_{j_{i_m}}(t)$ -

состояние j -го элемента i -го модуля (электрорадиоэлемент (ЭРИ)); m - количество ЭРИ в i -м

модуле. Тогда техническое состояние ЭСАУ СУ ВС определяется как $S(t) = \bigoplus_{i=1}^n \bigoplus_{j=1}^m S_{j_{i_m}}(t)$.

Основными видами реакции элементов ЭСАУ СУ ВС на внешние воздействующие факторы, вызывающие изменение технического состояния и уровня работоспособности, являются: нарушения целостности электрической цепи; пьезоэффект, тензоэффект; переменное значение переходного сопротивления; виброшумы за счёт электромагнитной индукции и кабельного эффекта; изменение параметров ЭРИ; нарушения целостности электрической цепи; изменение значений параметров; переменное значение переходного сопротивления.

Множество внешних воздействующих факторов можно представить как $MBF = \{A_1, A_2, \dots, A_i, \dots, A_n\}$, где $A_1, A_2, \dots, A_i, \dots, A_n$ - типы внешних воздействующих факторов, $i=1, 2, \dots, i, \dots, n$ - номер воздействующего фактора, n - количество воздействующих факторов. Каждый воздействующий фактор A_i характеризуется уровнями соответствующих воздействующих внешних факторов $A_i = \{a_1, a_2, \dots, a_i, \dots, a_i\}$, где a_i - элемент подмножества

A_i , характеризующий уровень воздействующего фактора в этом подмножестве, i – номер характеристики воздействующего внешнего фактора, l – количество уровней соответствующих воздействующих внешних факторов. Множество $MBF = \{A_1, A_2, \dots, A_l, \dots, A_n\}$ можно рассматривать как вектор $\dot{V} = \{\dot{A}_1, \dot{A}_2, \dots, \dot{A}_l, \dots, \dot{A}_n\}$ в i -мерном евклидовом пространстве R^i , который определяет вектор воздействующих внешних факторов, где $\dot{A}_i = \{\dot{a}_1, \dot{a}_2, \dots, \dot{a}_r, \dots, \dot{a}_l\}$, $\dot{a}_r$ – составляющие вектора $\dot{A}_i$; l – количество уровней воздействующих факторов.

Факторам, действующим в нормальных условиях эксплуатации, присваивается индекс «0». Тогда совокупность воздействующих на ЭСАУ внешних факторов, действующих в нормальных условиях эксплуатации, представляется вектором $\dot{V}_0 = \{\dot{A}_{01}, \dot{A}_{02}, \dots, \dot{A}_{0l}, \dots, \dot{A}_{0n}\}$.

Обобщая данные по воздействующим внешним факторам, можно выделить следующие три группы внешних факторов, соответствующие этапам эксплуатации.

1. Этапы используются ЭСАУ СУ ВС по назначению. Вектор воздействующих внешних факторов на этапе использования по назначению характеризуется тем, что основным временем функционирования является время полета, и вектор определяется как $\dot{V}_p = \{\dot{A}_{p1}, \dot{A}_{p2}, \dots, \dot{A}_{pl}, \dots, \dot{A}_{pn}\}$.

2. Этап в режиме хранения (свободного состояния) ЭСАУ СУ ВС. Этот этап характеризуется простым ЭСАУ между периодами функционирования. Вектор воздействующих внешних факторов определяется как $\dot{V}_p = \{\dot{A}_{p1}, \dot{A}_{p2}, \dots, \dot{A}_{pl}, \dots, \dot{A}_{pn}\}$.

На этом этапе факторы, действующие на ЭСАУ СУ ВС, формируются при стоянке, хранении ЛА, в перерывах между полетами. К таким факторам относят: климатические, погодные воздействия температуры, влажность, атмосферное давление, солнечная радиация и т.п.

3. Этап поддержания ЭСАУ СУ ВС в установленной степени готовности к использованию по назначению. На этом этапе воздействующие внешние факторы с определенной степенью точности характеризуют вектором $\dot{V}_0 = \{\dot{A}_{01}, \dot{A}_{02}, \dots, \dot{A}_{0l}, \dots, \dot{A}_{0n}\}$, так как воздействующие внешние факторы незначительны по величине и длительности.

Если Z_j^3 – текущее значение j -го внешнего воздействующего фактора, определяемого в момент проведения технического обслуживания (при оценке технического состояния ЭСАУ СУ ВС); y_i^3 – текущее значение i -го параметра, определяемого в момент оценки технического состояния ЭСАУ; f_{ij}^0 – эталонная зависимость влияния j -го внешнего фактора на i -й параметр системы, определяемая при изготовлении ЭСАУ; k_j – коэффициент, характеризующий размах области работоспособного состояния по i -му параметру; R_{ij}^3 – текущий уровень работоспособности, то метод контроля и управления техническим состоянием и уровнем работоспособности ЭСАУ СУ ВС представляется в виде последовательности выполнения определенных операций, входящих в модель определения уровня работоспособности (рис. 1).

Уровень работоспособности по i -му параметру при воздействии на него j -го внешнего фактора определяется согласно соотношению $R_{ij}^3 = k_i \cdot \Delta y_i^3$, где, $\Delta y_i^3 = |y_i^3(z_j^3) - y_{i \text{ ном}}|$, $i=1 \dots n$, $j=1 \dots m$ – отклонение i -го параметра от номинального значения, определяемое для j -го значения внешнего фактора; $y_{i \text{ ном}}$ – номинальное значение i -го параметра. Условие нахождения системы в работоспособном состоянии определяется как $0 \leq R_{ij}^3 < 1$, $i=1 \dots n$, $j=1 \dots m$.

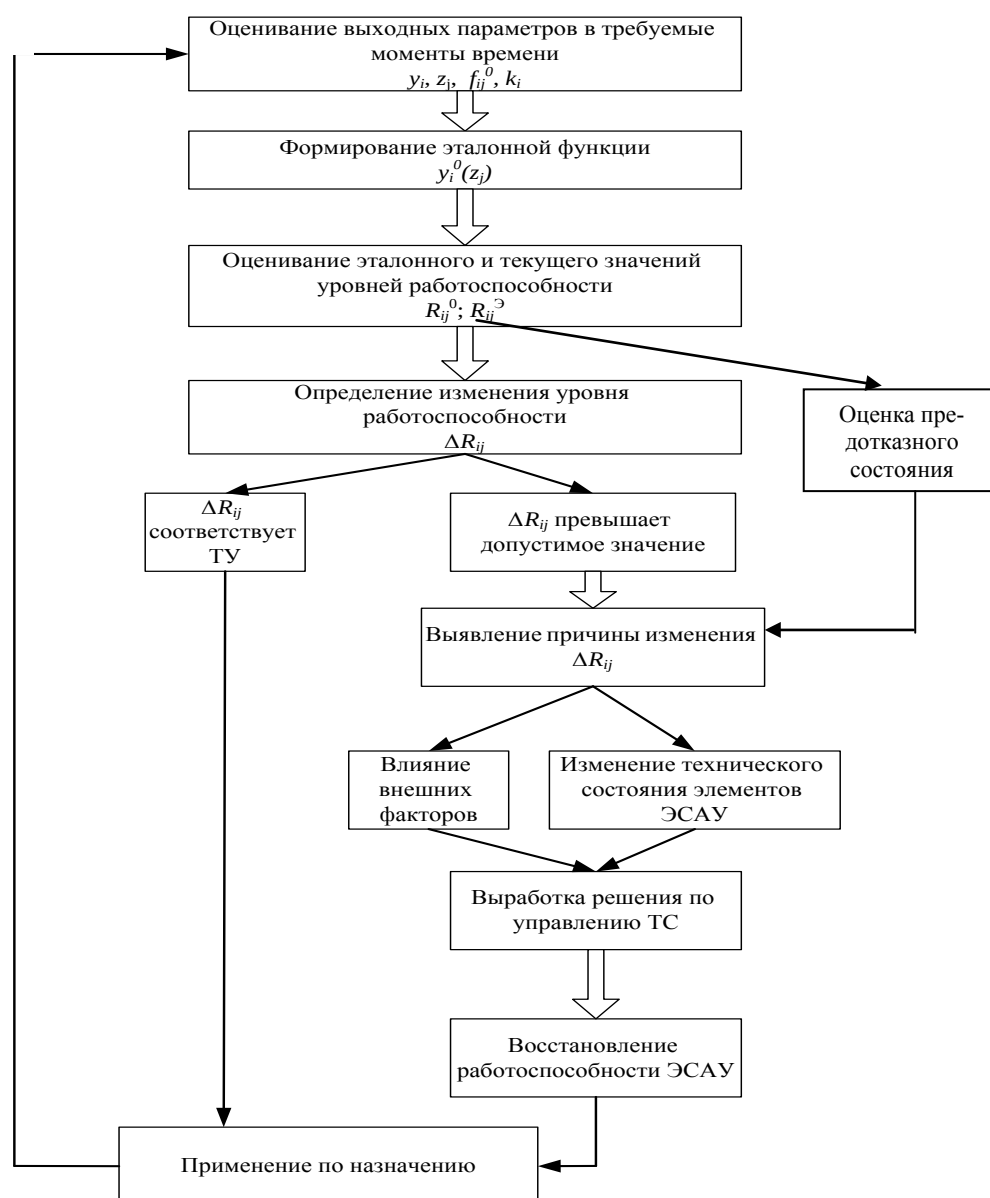


Рис. 1. Обобщенная модель метода управления техническим состоянием и определения уровня работоспособности

Изменение технического состояния ЭСАУ СУ ВС под воздействием внешних факторов перед началом эксплуатации определяется при изготовлении ЭСАУ СУ ВС для каждого конкретного изделия в виде $y_i = f_{ij}^0(z_j)$. Эта зависимость представляет собой эталонную модель влияния внешних факторов на параметры ЭСАУ СУ ВС. Тогда уровень работоспособности ЭСАУ, рассчитанный с учетом эталонной модели влияния внешних факторов, определяется как $R_{ij}^\Delta = k_i \cdot \Delta y_i^0$, $i=1\dots n, j=1\dots m$, где $\Delta y_i^0 = |f_{ij}^0(z_j^\Delta) - y_{i\text{ ном}}|$, $i=1\dots n, j=1\dots m$ – изменение i -го параметра, рассчитанное по модели для j -го значения воздействующего фактора.

Фактическое изменение уровня работоспособности в результате изменения технического состояния элементов ЭСАУ СУ ВС определяется по отклонению текущего уровня работоспособности R_{ij}^Δ от эталонного, рассчитанного по модели R_{ij}^0 : $\Delta R_{ij} = R_{ij}^0 - R_{ij}^\Delta$.

При $R_{ij}^0=0$ изменение уровня работоспособности происходит только под воздействием внешних факторов. При $\Delta R_{ij}>0$ изменение уровня работоспособности происходит как под воздействием внешних факторов, так и за счет изменения технического состояния элементов, входящих в ЭСАУ СУ ВС.

Выводы

1. Модели контроля и управления техническим состоянием ЭСАУ СУ ВС должны учитывать с различной степенью детализации и в различной форме основные внешние возмущающие факторы и закономерности формирования внешних возмущающих факторов.

2. Основными внешними возмущающими факторами, вызывающими изменение состояния ЭСАУ СУ ВС и приводящими к изменению функциональных свойств системы в процессе эксплуатации, являются процессы деградации, процессы, вызывающие накопление отклонений параметров.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сиротин Н.Н. и др. Основы конструирования производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок в системе CALS технологий: учебник в 3 кн. - М.: Наука. - Кн. 3: Эксплуатация и надежность ГТД и ЭУ, 2012.

METHOD OF THE ESTIMATION OF FUNCTIONABILITY OF THE ELECTRONIC AUTOMATIC CONTROL SYSTEM THE OF AIRCRAFT POWER PLANT

Sirotn N.N., Antonets K.N.

The paper deals with a new approach to an estimation of working capacity and quality of functioning of electronic system of an aircraft power-plant automatic control.

Keywords: working capacity, quality of functioning, an engineering condition.

Сведения об авторах

Сиротин Николай Николаевич, 1933 г.р., окончил КАИ (1958), доктор технических наук, профессор, заслуженный деятель науки РФ, лауреат премии им. проф. Н.Е. Жуковского, главный научный сотрудник ФГУП ГосНИИ ГА, автор более 220 научных работ, область научных интересов – повреждаемость и работоспособность ГТД в процессе проектирования, доводки, производства и эксплуатации.

Антонец Константин Николаевич, 1983 г.р., окончил Ставропольское ВВАИУ (2005), адъюнкт НИЦ ЭРАТ 4ЦНИИ МО РФ, автор 3 научных работ, область научных интересов – эксплуатация авиационных систем.

УДК 621.22.01

МЕТОД СИНТЕЗА ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ СТРУКТУРЫ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Б.К. ГРАНКИН, В.В. КОЗЛОВ**Статья представлена доктором технических наук, профессором Никоновым В.В.**

Излагается метод синтеза функциональной структуры гидравлических систем. Метод основан на представлении объектов синтеза как управляющих систем по отношению к рабочей среде (жидкости) как объекту управления. Синтез основан на процедурах формализации функциональных требований матричными числовыми кодами и их декомпозиции до уровня функций элементов. Метод адресуется специалистам по автоматизированному проектированию гидравлических систем различного назначения, в том числе систем подачи жидкого топлива в авиационных и ракетных двигателях, водоснабжения, заправки, пожаротушения и др.

Ключевые слова: метод синтеза, гидравлическая система.

Введение

Гидравлические системы (ГС) применяются во многих областях техники для подачи топлива в двигательных установках, терморегулирования, пожаротушения и т.п. В настоящее время при выборе схемных решений ГС в проектировании преобладают эвристические [1] и морфологические [8] методы, эффективность которых зависит от искусства проектировщиков и квалификации экспертов. Из формализованных методов синтеза функциональных структур ГС известна работа А.В. Перекрестова [9], в которой исследуется узкий класс систем гидроавтоматики, рассматриваемых как релейные системы. Однако в общем случае ГС отличаются от релейных систем более сложными функциями преобразования рабочей жидкости, возможностью существования внутренних циклов. Эти особенности не позволяют использовать аппарат булевой алгебры для описания функций ГС и соответствующего им синтеза функциональной структуры.

Предлагаемый метод основан на представлении ГС как управляющих систем в трактовке С.В. Яблонского [11], смысл функционирования которых можно представить как передачу жидкости, называемой далее рабочей средой (РС), от источников к потребителям с преобразованием свойств РС.

Объектом моделирования и исследования в данной работе является функциональная структура ГС, под которой понимается модель, отражающая состав и связи функциональных элементов. Элемент описывается только функцией преобразования РС при передаче ее от входов к выходам элементов.

В общем случае в состав ГС как управляющих систем входят:

- внешние терминальные элементы, через которые система обменивается с внешней средой (входные и выходные штуцеры);
- внутренние терминальные элементы (емкости, в которых накапливается РС, из которых начинаются и в которых заканчиваются потоки РС в системе);
- движители (насосы, передающие энергию для перемещения РС);
- коммутаторы (запорные устройства, клапаны, вентили);
- преобразователи (теплообменники, фильтры, изменяющие свойства РС);
- коммуникации (трубопроводы и коллекторы).

Далее рассматриваются постановка задачи и процедуры синтеза функциональной структуры ГС.

1. Постановка задачи синтеза структуры гидравлических систем

Под синтезом структуры будем понимать определение состава и схем соединения элементов по заданным требованиям к функционированию системы. В состав исходных данных для решения задачи синтеза должны входить следующие сведения:

а) описание назначения системы с указанием преобразуемых параметров РС. Для конкретности изложения приведем простой пример. Пусть синтезируется структура системы, которая имеет источник 1 (входной штуцер), две емкости 2 и 3 для хранения жидкости и потребитель 4 (выходной штуцер). Система предназначена для подачи РС от источника в емкости и из емкостей в потребитель с преобразованием параметров давления, температуры и наличия механических примесей.

Для математического описания функций введем в рассмотрение множество $Q(\omega)$ кодов преобразований свойств РС, определяемых по соотношению

$$q(\omega) = 2^{\omega_1} \cdot 3^{\omega_2} \cdot 5^{\omega_3} \cdot 7^{\omega_4} \cdot 11^{\omega_5} \dots, \quad (1)$$

где i – порядковый номер параметра РС, простое число соответствует основанию кода параметра, а ω_i принимают значения 1, если соответствующий параметр преобразуется, и 0, если параметр не преобразуется. Тогда множество функций преобразований РС в системе может быть перечислено множеством значений кодов преобразований: (0, 1, 2, 3, 5, 6, 10, 15, 30). Среди этих кодов есть и «элементарные» преобразования, которые выполняются функциональными элементами. Для рассматриваемого примера имеем: отсутствию потока РС на выходе из элемента (функции коммутатора в нерабочем положении) соответствует логическая константа 0, наличию потока без преобразования параметров РС в элементе (функция коммутатора в «открытом положении») соответствует 1, повышению давления РС в элементе (функции насоса) соответствует значение 2, код преобразователей температуры (теплообменников) равен 3, и код фильтра равен 5. Остальные коды соответствуют сложным преобразованиям РС, реализуемым соединениями элементов в их возможных комбинациях;

б) перечень выполняемых системой операций. Пусть в примере это операции:

- насосной подачи жидкости из источника 1 в емкость 2 и потребитель 4 с терморегулированием, т.е. с кодом преобразования, равным 6;
- подачи жидкости насосом из источника 1 в емкость 3 с терморегулированием и очисткой (код преобразования равен 30);
- терморегулирования РС в емкости 2 путем перекачивания РС насосом через теплообменник по замкнутому контуру (код преобразования равен 6);
- подачи из емкости 2 в емкость 3 насосом с фильтрацией (код равен 10);
- подачи из емкости 2 к потребителю 4 выдавливаем с терморегулированием и фильтрацией (код равен 15);
- подачи из емкости 3 в емкости 2 и 3 насосом с фильтрацией (код равен 10);
- подачи насосом из 3 в 4 с подогревом и фильтрацией (код равен 30).

По этим данным строится функциональная модель заданных операций в виде «терминальной» матрицы. Строки матрицы соответствуют источнику и емкостям, столбцы соответствуют емкостям и потребителю. Ячейки содержат коды $q_{ij}(\omega)$ преобразований РС, i – номер источника, а j – номер потребителя. Заданные операции отражены в диаграмме графа [2] на рис. 1, вершины графа соответствуют терминальным элементам, а дуги – операциям передачи и преобразования РС. Терминальная матрица показана на рис. 2.

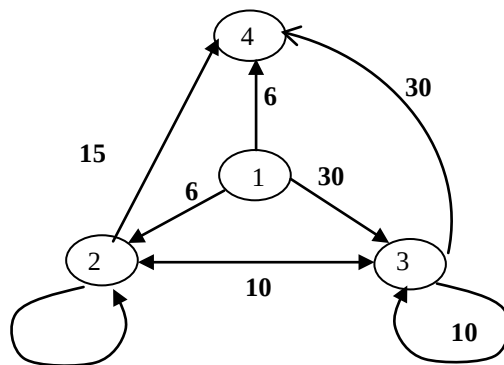


Рис. 1. Терминальный граф

	1	2	3	4
1		6	30	6
2		6	10	15
3		10	10	30
4				

Рис. 2. Терминальная матрица

Задача синтеза решается путем преобразований терминальной матрицы в матрицу структуры. Смысл такого преобразования состоит в декомпозиции [5; 7] кодов операций до уровня кодов функциональных элементов с сохранением связей и соблюдением специальных условий реализуемости.

2. Условия реализуемости

Условия реализуемости отражают специфику физической природы РС, элементов, типовых процессов функционирования и эксплуатации.

Условие 1. Матрица структуры должна отражать связи между элементами, выполняющими «элементарные» преобразования. Поскольку в требованиях, записанных в терминальной матрице, содержатся сложные функции, то в результате синтеза матрица должна быть преобразована в матрицу, в которой в одной ячейке должны помещаться преобразований РС в элементах (для рассматриваемого примера это коды 1, 2, 3, 5).

Условие 2. Выходы преобразователей, дающих при выходе различные значения параметров РС, должны быть разделены по выходам коммутаторами для исключения перемешивания РС с различными параметрами. Формализованная трактовка этого требования состоит в том, что коды преобразователей должны размещаться в разных столбцах матрицы структуры.

Кроме этих общих условий для различных классов систем существуют специфические условия физической реализуемости, вытекающие из объективных закономерностей, нормативных требований, из обобщенного опыта предыдущего проектирования и эксплуатации. Так в ГС емкости, содержащие РС под давлением, по требованиям безопасности должны быть разобщены с коммуникациями с помощью коммутаторов (вентилей), что формально соответствует отсутствию кодов преобразований в строках и столбцах, соответствующих терминальным элементам.

Преобразования матрицы терминального графа выполняются с применением процедур, описываемых ниже.

3. Процедуры синтеза

Основным методом выполнения условий реализуемости является декомпозиция функций путем введения промежуточных вершин [3]. Идея метода состоит в декомпозиции кодов операций до уровня кодов элементов и введении в граф промежуточных вершин, что соответствует введению дополнительных пар строк и столбцов. В методе используются следующие процедуры.

Процедура 1. Введение коммутаторов. Смысл процедуры объясняется на рис. 3. В верхней части показана процедура преобразования диаграммы графа, а ниже – их матричные представления, где i, k – номера источника и стоки; l, m – номера вводимых последовательно промежуточных вершин; q – коды преобразований, определяемые по соотношению (1).

Для изоляции вершины i от вершины k коммутатором дугу с кодом q заменяем дугами с кодами l и q , между которыми вводится промежуточная вершина l . Заметим, что коммутатор не меняет вида преобразования ($q = q \cdot 1$). На матрице процедура соответствует введению столбца и строки, соответствующих вводимой вершине l . Сложный код преобразования $(1 \cdot q)$, размещенный в ячейке (i, k) выносится по частям в ячейки (i, l) и (l, k) , а ячейка « ik » освобождается, как это видно на матрицах (рис. 3).

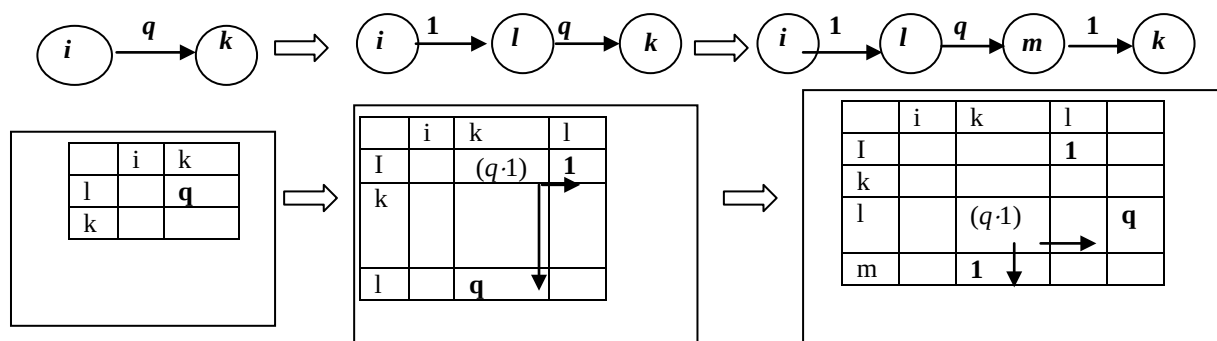


Рис. 3. Процедура введения коммутаторов

Для двухсторонней изоляции вершины коммутаторами следует ввести еще одну вершину. Из рис. 3 видно, что с помощью этой процедуры начальная и конечная вершины оказались изолированными от преобразователя. Эта процедура обеспечивает выполнение условия 2 физической реализуемости - изоляцию терминальных вершин.

Процедура 2. Декомпозиция сложной функции преобразования на функции элементов представлена на рис. 4. Сложная функция с кодом 30 заменяется последовательно на две функции с кодами 2 и 15, а затем функция с кодом 15 представляется произведением кодов 3 и 5 с введением при каждом разделении функций промежуточных вершин. Из рис. 4 видно, что последняя матрица содержит лишь коды элементов, а это соответствует выполнению условия 1 физической реализуемости.

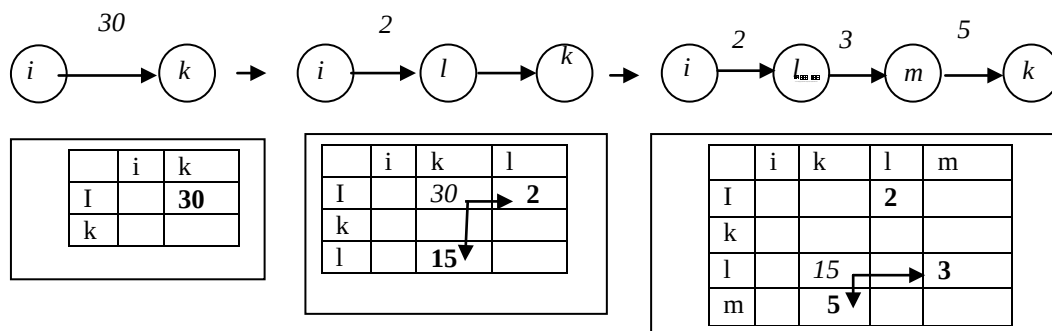


Рис. 4. Процедура декомпозиции функций преобразования РС

Процедура 3. Минимизация числа смежных преобразователей, что представлено на рис. 5. Здесь видно, что два элемента с кодами "q" примыкают к одной вершине, в матрице такие коды размещены в одной строке или в одном столбце. Если при введении промежуточной вершины провести замену функций так, как это показано в графах на рис. 5, то те же функции система выполнит с одним преобразователем.

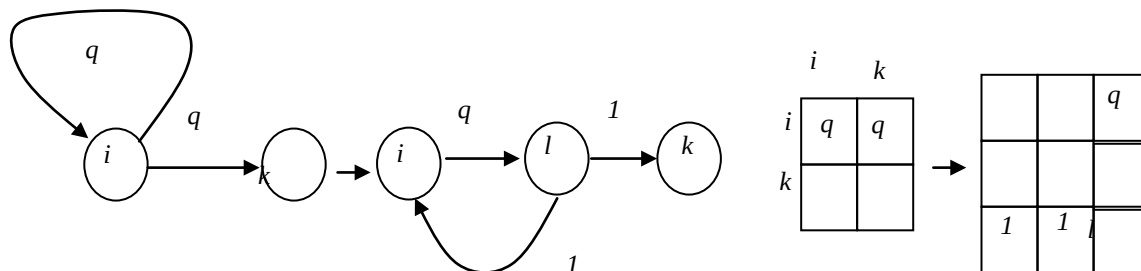


Рис. 5. Процедура минимизации смежных преобразователей РС

Процедура 4. Минимизация числа несмежных преобразователей, что представлено на рис. 6. Для замены двух несмежных преобразователей, имеющих одинаковые функции необходимо ввести последовательно две промежуточные вершины. Из рисунка видно, что вместо двух преобразователей с кодом q_1 схема содержит один преобразователь с кодом q_1 .

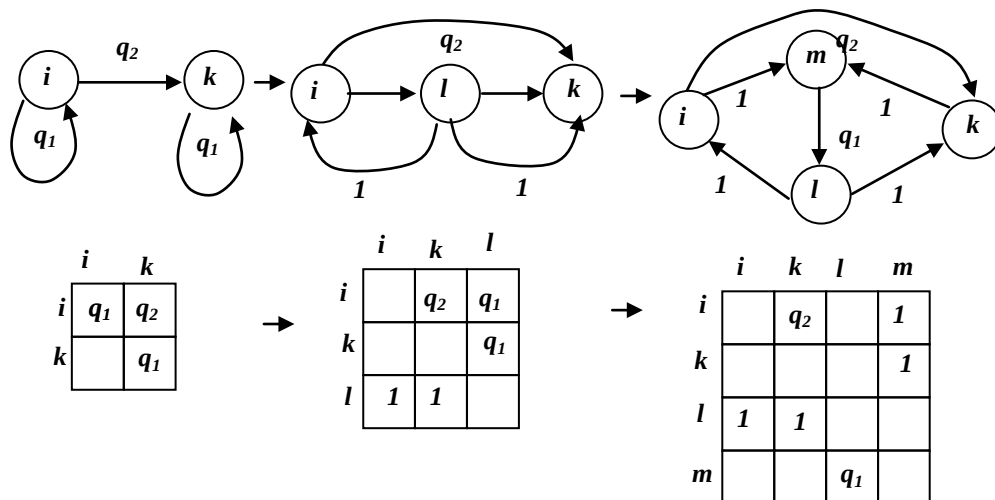


Рис. 6. Процедура минимизации несмежных преобразователей

Применение процедур позволяет за конечное число шагов получить схему, реализующую заданные операции. Следует заметить, что при введении промежуточных вершин могут быть различные варианты разбиения кодов преобразований и последовательности минимизации элементов. Однако, независимо от выбранного варианта в результате синтеза получается модель функциональной структуры, обеспечивающей выполнение заданных операций.

4. Пример синтеза

Рассмотрим пример синтеза для исходных данных, представленных в виде матрицы и графа, показанных на рис. 1 и 2. Декомпозиция сложных функций преобразований показана на рис. 7. Из матрицы видно, в ее ячейках содержатся коды как смежных, так и несмежных преобразователей, поэтому необходимо применить последовательно этапы введения промежуточных вершин с целью минимизации одинаковых преобразователей.

	1	2	3	4
1		$2 * 3$	$2 * 3 * 5$	$2 * 3$
2		$2 * 3$	$2 * 5$	$3 * 5$
3		$2 * 5$	$2 * 5$	$2 * 3 * 5$
4				

Рис. 7. Терминальная матрица

	2	3	4	5
1		$2 * 3$	$2 * 3 * 5$	$2 * 3$
2		$2 * 3$	$2 * 5$	$3 * 5$
3		$2 * 5$	$2 * 5$	$2 * 3 * 5$
4				
5		$3, 5$	$3 * 5, 5$	$3, 3 * 5$

Рис. 8. Введение промежуточной вершины 5

Пусть первым для минимизации выбран преобразователь с кодом «2». Прделаем процедуру 2 с введением вершины 5. В результате ее выполнения терминальная матрица принимает вид, представленный на рис. 8, где удаляемые из ячеек коды выделены курсивом. Представляя в пятом столбце все коды как произведения «2·1», минимизируем преобразователи введением шестой вершины по процедуре 1 (рис. 9).

Аналогично проводим процедуры 2 и 1 для преобразователей с кодами 3 и 5 с введением вершин 7, 8 и для преобразователей с кодами 5, для которых необходимо ввести вершины 9 и 10 (рис. 10).

	1	2	3	4	5	6
1					2	1
2				3·5	2	1
3					2	1
4						
5		3, 5	3·5, 5	3, 5, 3·5		
6					2	

Рис. 9. Введение промежуточной вершины 6

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1						1		1		1
2						1		1		1
3						1				1
4										
5										
6					2					
7										
8							3			
9										
10									5	

Рис. 10. Итоговая матрица

Учитывая, что выбор исходного преобразователя для выполнения условий реализуемости в процессе синтеза, а также выбор последовательности выполнения процедур синтеза могут быть произвольны, то на первом шаге число вариантов равно числу преобразователей (в примере - три), на втором этапе для каждого из них число вариантов уменьшается на один и т.д. Перебор вариантов при необходимости может быть организован по тривиальным алгоритмам построения «дерева перебора», тупиковые вершины которого и определяют множество возможных вариантов синтеза. Вместе с тем независимо от порядка перебора каждый из алгоритмов приводит к функциональной структуре, удовлетворяющей заданным требованиям к функционированию.

По полученной матрице структуры могут быть построены диаграмма графа и принципиальная схема соединений функциональных элементов в системе.

Построение диаграмм и схем связано с решением задачи обоснования приемлемого варианта размещения из условий удобства восприятия исследователями или операторами пультов управления наглядной модели ГС. Методы решения этой задачи представлены в [6; 10].

Вариант представления принципиальной схемы, полученной в приведенном выше примере показан на рис. 11.

Заключение

Представленные метод и процедуры синтеза не требуют специальных программных средств и могут быть реализованы в стандартных машинных языках для проектирования дискретных устройств.

Статья выполнена при поддержке РФФИ в рамках проекта 12-08-146а «Методология, модели и методы структурно-функциональных исследований сложных объектов с произвольной физической природой элементов».

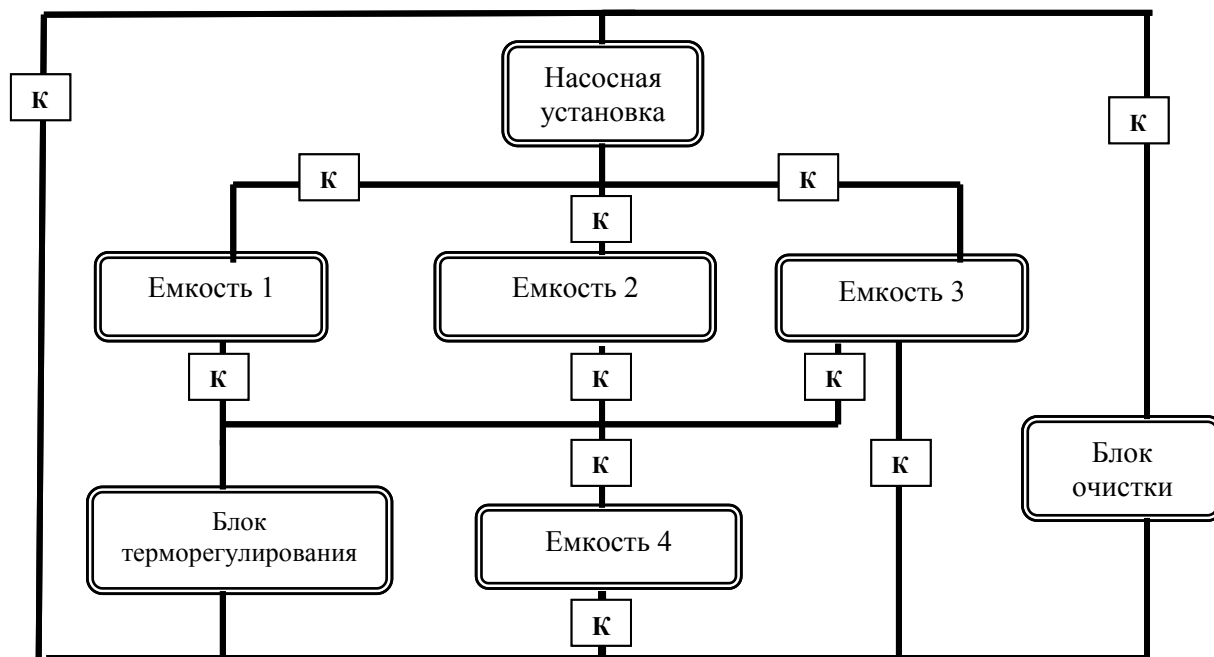


Рис. 11. Вариант синтезированной схемы: К – блок запорной арматуры

ЛИТЕРАТУРА

1. Андрейчиков А.В., Костерин В.В. Эвристический автоматизированный морфологический синтез сложных технических систем // Программные продукты и системы. - 1991. - № 1.
2. Берж К. Теория графов и ее применения. - М.: ИЛ, 1962.
3. Голиков И.О., Гранкин Б.К. Структурные методы проектирования технологического оборудования: учеб. пособие. - СПб.: ВИКИ, 1994.
4. Гранкин Б.К., Даров В.А., Ронжин О.В. Построение принципиальных схем с учетом требований ЕСКД // Стандарты и качество. - 1978. - № 5.
5. Гранкин Б.К., Козлов В.В., Лысенко И.В. Принципы декомпозиции в проектных исследованиях сложных объектов // Мехатроника, автоматизация, управление. - 2008. - Вып. 6.
6. Гранкин Б.К., Макаров Ю.С., Ронжин О.В. О выборе мнемосхем энергетических комплексов // Известия АН СССР, Энергетика и транспорт. - 1971. - № 4.
7. Крон Г. Исследование сложных систем по частям – диакоптика. - М.: Наука, 1972.
8. Одрин В.М. Морфологический синтез систем: постановка задачи, классификация методов, морфологические методы "конструирования" // Препринт АН УССР. Ин-т кибернетики, 86-3. - Киев, 1986.
9. Перекрестов А.В. Построение релейных схем гидроавтоматики. - М., - Л.: Энергия, 1963.
10. Степанов М.И., Воробьев А.М., Гранкин Б.К. Комплексы заправки ракетополетов и космических аппаратов. - СПб.: ОМ-ПрессЮ, 2004.
11. Яблонский С.В. Основные понятия кибернетики // Проблемы кибернетики. - М., 1959. - Вып. 2.

SYNTHESIS METHOD OF THE FUNCTIONAL STRUCTURE HYDRAULIC SYSTEMS

Grankin B.K., Kozlov V.V.

The synthesis method of the functional structure hydraulic systems are deal with in the paper. The method is based on the representation of synthesis objects as a control system in relation to the working environment as an object management. Synthesis provides the procedures for formalizing the functional requirement in a matrix of numerical codes and their decomposition to the level of function elements. The method is addressed to specialists in computer-aided projecting of hydraulic systems for various applications, including systems of water supply, refueling, fire systems, etc.

Keywords: synthesis method, hydraulic systems.

Сведения об авторах

Гранкин Борис Константинович, 1936 г.р., окончил ЛКВВИА им. А.Ф. Можайского (1960), доктор технических наук, профессор, ведущий научный сотрудник лаборатории информационно-аналитических технологий в экономике СПИИРАН, автор более 150 научных работ, область научных интересов – системотехника технических комплексов.

Козлов Владимир Владимирович, 1953 г.р., окончил ЛКВВИА им. А.Ф. Можайского (1976), доктор технических наук, ведущий научный сотрудник лаборатории информационно-аналитических технологий в экономике СПИИРАН, автор 175 научных работ, область научных интересов – системотехника технических комплексов.

УДК 532.5.011.12

ИНЕРЦИОННЫЕ РЕЖИМЫ ТЕЧЕНИЯ ВЯЗКОЙ ЖИДКОСТИ В ЦИЛИНДРЕ МАЛОЙ ВЫСОТЫ С ВРАЩАЮЩИМИСЯ ОСНОВАНИЯМИ

В.К. АХМЕТОВ, Ю.В. МЕДВЕДЕВ, В.Я. ШКАДОВ

В статье представлена схема численного решения задачи о движении несжимаемой жидкости в ограниченной цилиндрической области постоянного радиуса с вращающимися основаниями. Исследуются различные режимы течения и сопряженные эффекты возникновения рециркуляционных зон в цилиндрических областях малой высоты.

Ключевые слова: закрученные течения, численные методы, опорный подшипник.

Задача о течении жидкости в ограниченной цилиндрической области постоянного радиуса представляет большой интерес для различных технических устройств (биореакторов, опорных подшипников, конструкционных деталей турбореактивных двигателей и т.д.). Интересной особенностью закрученных течений является образование вихревых структур, называемых рециркуляционными зонами. Их изучению и свойствам закрученных течений в открытом канале и в ограниченной цилиндрической области посвящены работы [2; 11; 13; 18]. Несмотря на то что постановки задач имеют отличия, структуры течения (и в особенности рециркуляционных зон) проявляют сходство. Зоны возвратного течения исследуются на различных стадиях перехода от ламинарного режима [11] до периодического [16] и турбулентного [14]. Устойчивость закрученных течений исследовалась в работах [1; 4; 17].

Представленная работа является продолжением исследований [8] численного моделирования закрученных течений в цилиндре малой высоты. Основное внимание уделено изучению возникновения в потоке рециркуляционных зон и их влиянию на гидродинамику течения.

Задача движения жидкости в цилиндрической области с торцевыми протечками актуальна в теории смазки, ее начало было положено Н.П. Петровым. Теория смазки основана на стоковом приближении. В этой работе проводится сравнение математических моделей, используемых для описания течений жидкости в цилиндрической области с вращающимися основаниями. Схемы исследуемых течений изображены на рис. 1.

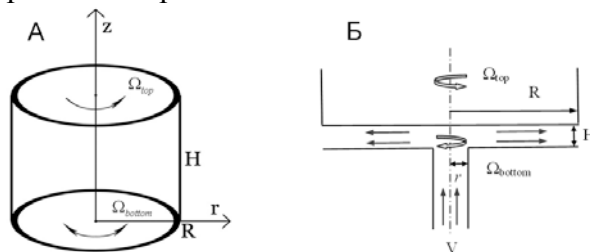


Рис. 1. Схематическое изображение геометрии течения:
А – замкнутая область; Б – с наличием протока жидкости

Рассматриваемое осесимметричное течение несжимаемой жидкости в отсутствии массовых сил описывается системой уравнений Навье-Стокса и уравнением неразрывности, записанными для удобства в цилиндрической системе координат [3]; распределение температуры описывается уравнением теплопроводности.

В качестве безразмерных параметров задачи выбраны: $\omega = \frac{\Omega_{top}}{\Omega_{bottom}}$ – отношение угловой скорости верхнего цилиндра к угловой скорости нижнего цилиндра; $Re = \frac{\Omega_{top} RH}{\nu}$ – число Рейнольдса,

безразмерная высота цилиндра $h = \frac{H}{R}$ и $Pe = \frac{\Omega_{top} RH}{a}$ – число Пекле. При наличии протока жидкости дополнительно вводятся безразмерные параметры для радиуса канала подачи жидкости $R_0 = r/R$ и скорости подачи жидкости $V_0 = V/(\Omega_{top} R)$.

В безразмерных величинах система уравнений (1) – (4) для переменных функции тока ψ , циркуляции Γ , завихренности Ω , температуры T и давления p переписывается в следующем виде [5]

$$\frac{\partial \Omega}{\partial t} + \frac{\partial(v_r \Omega)}{\partial r} + \frac{\partial(v_z \Omega)}{\partial z} = 2 \frac{\Gamma}{r^3} \frac{\partial \Gamma}{\partial z} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{1}{r} \frac{\partial(r \Omega)}{\partial r} \right) + \frac{\partial^2 \Omega}{\partial z^2} \right); \quad (1)$$

$$\frac{\partial \Gamma}{\partial t} + v_r \frac{\partial \Gamma}{\partial r} + v_z \frac{\partial \Gamma}{\partial z} = \frac{1}{Re} \left(r \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{1}{r} \frac{\partial \Gamma}{\partial r} \right) + \frac{\partial^2 \Gamma}{\partial z^2} \right); \quad (2)$$

$$\frac{1}{r} \frac{\partial^2 \psi}{\partial z^2} + \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{1}{r} \frac{\partial \psi}{\partial r} \right) = -\Omega; \quad (3)$$

$$\frac{\partial T}{\partial t} + v_r \frac{\partial T}{\partial r} + v_z \frac{\partial T}{\partial z} = \frac{1}{Pe} \left(\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right); \quad (4)$$

$$\frac{\partial^2 p}{\partial z^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial p}{\partial r} + \frac{\partial^2 p}{\partial r^2} = 2 \left(\frac{\partial v_r}{\partial r} \frac{\partial v_z}{\partial z} - \frac{\partial v_r}{\partial z} \frac{\partial v_z}{\partial r} + \frac{v_\phi}{r} \frac{\partial v_\phi}{\partial r} \right); \quad (5)$$

$$v_r = -\frac{1}{r} \frac{\partial \psi}{\partial z}; \quad v_z = \frac{1}{r} \frac{\partial \psi}{\partial r}; \quad v_\phi = \frac{\Gamma}{r}; \quad \Omega = \frac{\partial v_r}{\partial z} - \frac{\partial v_z}{\partial r};$$

где (r, ϕ, z) – координаты введенной цилиндрической системы координат; (v_r, v_ϕ, v_z) – радиальная, азимутальная и осевая компоненты скорости соответственно; t – время; ρ – плотность среды; p – давление; ν – кинематическая вязкость; T – температура среды; a – коэффициент температуропроводности.

Начальные и граничные условия для задачи имеют следующий вид:

	$\Omega(z, r) = \Omega_0(z, r);$	
при $t = 0:$	$\Gamma(z, r) = \Gamma_0(z, r);$	
	$T(z, r) = T_0(z, r);$	
	$\Gamma(0, r) = r \cdot \Omega_{bottom};$	
при $z = 0; 0 \leq r \leq R:$	$\psi(0, r) = 0;$	$\frac{\partial p}{\partial z} = \frac{1}{Re} \frac{\partial^2 v_z}{\partial z^2};$
	$v_r(0, r) = v_z(0, r) = 0;$	
	$T(0, r) = T_{bottom};$	
	$\Gamma(H, r) = r \cdot \Omega_{top};$	
при $z = H; 0 \leq r \leq R:$	$\psi(H, r) = 0;$	$\frac{\partial p}{\partial z} = \frac{1}{Re} \frac{\partial^2 v_z}{\partial z^2};$
	$v_r(H, r) = v_z(H, r) = 0;$	
	$T(H, r) = T_{top};$	
	$\Gamma(z, 0) = 0;$	
при $r = 0; 0 < z < H:$	$\psi(z, 0) = 0;$	$\frac{\partial p}{\partial r} = 0;$
	$v_r(z, 0) = v_z(z, 0) = 0;$	
	$T(z, 0) = 0;$	

$$\begin{aligned}
 &\Gamma(z, R) = 0; \\
 &\psi(z, R) = 0; \\
 &\text{при } r = R; 0 < z < H: \\
 &\quad v_r(z, R) = v_z(z, R) = 0; \\
 &\quad T(z, R) = 1; \\
 &\quad \frac{\partial p}{\partial r} = \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial^2 v_r}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial v_r}{\partial r} \right);
 \end{aligned}$$

В качестве граничных условий для завихренности Ω используется условие Тома [3]. Поскольку задача (1) – (6) решается методом установления по времени, то начальные условия $\Omega_0(z, r), \Gamma_0(z, r)$ выбираются из удобства для наиболее быстрого получения установившегося течения и отсутствия больших градиентов.

Численное решение поставленной задачи осуществляется по следующей схеме. Расчетная прямоугольная область покрывается равномерной сеткой, в узлах которой вычисляются искомые функции. Для каждого шага по времени эллиптическое уравнение типа Пуассона (3) решается прямым численным методом [15], основанным на разделении переменных и преобразовании Фурье по синусам. Проверка численного метода осуществлена сравнением с численными результатами, полученными в [15] для указанных значений параметров (рис. 2).

На рис. 3 приведены линии тока для указанного набора параметров задачи при наличии подачи жидкости [7; 10]. Как следует из иллюстраций, у нижнего основания цилиндра формируется пузырь – рециркуляционная зона, размеры которой увеличиваются с ростом числа Рейнольдса.

На рис. 4 (А) представлены профили давления на нижнем основании цилиндрической области при указанных значениях параметров в случае увеличения числа Рейнольдса.

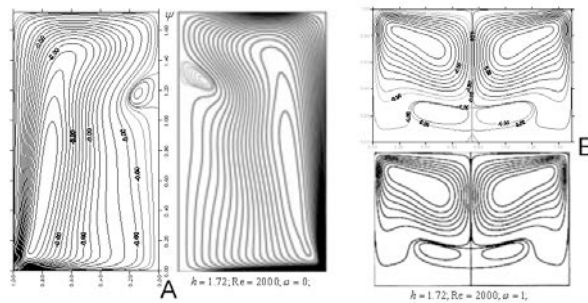


Рис. 2. Сравнение вычисленных линий тока с результатами расчетов [15] (А) и с экспериментальными результатами (Б) [15]

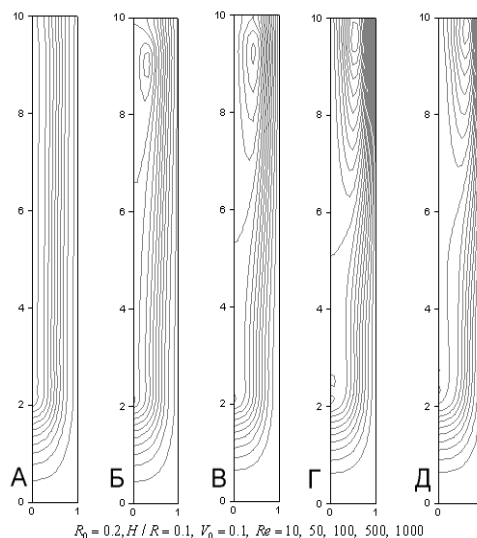


Рис. 3. Линии тока ψ при указанных значениях параметров.

Ось абсцисс – ось симметрии цилиндра, ось ординат – расстояние от оси цилиндра

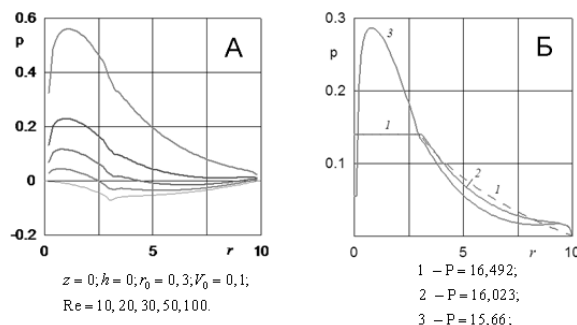


Рис. 4. Распределение давления при указанных параметрах (А) и профили давления (Б) при расчете по: 1 – модели Стокса; 2 – упрощенной модели; 3 – уравнению Пуассона

Для расчета давления и подъемной силы и последующего анализа выбрано несколько моделей разной степени сложности:

- 1) уравнение Пуассона для давления (5) в полной постановке;
- 2) упрощенная модель [13], в которой используется отдельное уравнение для давления при

$$z = 0 \quad \frac{\partial p}{\partial r} = \frac{1}{Re} \frac{\partial^2 v_r}{\partial z^2} + \frac{v_\phi^2}{r};$$

- 3) аналитическое решение для расчета упорных подшипников [9], основанное на модели Стокса:

$$v_r = \frac{1}{2\mu} (z - h) \frac{dp}{dr}; \quad p = p_1 \frac{\ln(R/r)}{\ln(R/r_0)};$$

Сравнение различных подходов к расчету давления и подъемной силы в упорном подшипнике [6] представлено на рис. 4 (Б). Результаты расчетов по полной модели дают меньшее на 5% значение удерживающей силы, чем по упрощенной теории.

При одних и тех же числах Рейнольдса и скорости подачи жидкости могут реализовываться как течения без образования линий тока, так и течения с зонами возвратно-рециркуляционного течения, размеры и положение которого будут определяться радиусом канала подачи жидкости. При увеличении радиуса R_0 и фиксированных остальных параметрах задачи размеры зоны возвратного течения уменьшаются вплоть до полного ее исчезновения.

Условие $\omega = 0$ влияет на более ранний переход к нестационарному режиму, т.е. пограничный слой, развивающийся у неподвижной стенки, более неустойчив по сравнению с пограничным слоем у подвижного основания цилиндра. Аналогичный результат описан в [17]. Таким образом, добавление вращения для этого основания приводит к повышению устойчивости течения, т.е. сохранения ламинарного режима течения для больших чисел Рейнольдса.

В случае совместного вращения обоих оснований цилиндрической области уменьшение радиуса канала подачи жидкости влияет на структуру линий тока таким же образом, как и в случае с вращением только верхнего основания: с уменьшением радиуса размеры и количество зон рециркуляции уменьшаются даже при относительно больших числах Рейнольдса. Существует критическое значение радиуса канала, при котором в рассматриваемой области зоны обратного тока отсутствуют.

В случае вращения обоих оснований цилиндра с одинаковой скоростью ($\omega=1$), неоднородность, вносимая притоком жидкости у оси цилиндра, быстро затухает при малых числах Рейнольдса. С ростом числа Рейнольдса этого не происходит, и картина течения остается неоднородной во всей рассматриваемой области. При этом с увеличением числа Рейнольдса относительные размеры зон рециркуляции увеличиваются. Уменьшение радиуса канала подачи жидкости таким же образом влияет на зоны обратного тока.

ЛИТЕРАТУРА

1. Алексеев С.В., Куйбин П.А., Окулов В.Л. Введение в теорию концентрированных вихрей. - Новосибирск: Институт теплофизики СО РАН, 2003.
2. Ахметов В.К., Шкадов В.Я. Развитие и устойчивость закрученных течений // Известия Российской академии наук. Механика Жидкости и Газа. - 1988. - № 4. - С. 3-11.
3. Ахметов В.К., Шкадов В.Я. Численное исследование рециркуляционных зон в вихревой камере // Аэромеханика и газовая динамика. - 2003. - № 3. - С. 39-45.
4. Ахметов В.К., Шкадов В.Я. О новой вязкой моде неустойчивости свободного вихря // Известия Российской академии наук. Механика Жидкости и Газа. - 1999. - № 6. - С. 76-80.
5. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Течения и теплообмен в каналах и вращающихся полостях. - М.: Физматлит, 2010.
6. Воскресенский В.А., Дьяков В.И. Расчет и проектирование опор скольжения (жидкостная смазка). - М.: Машиностроение, 1980.
7. Дроздович В.Н. Газодинамические подшипники. - Л.: Машиностроение, 1976.
8. Медведев Ю.В., Шкадов В.Я. Численное моделирование течений вязкой жидкости в ограниченной цилиндрической области с вращающимися основаниями // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2010. - № 153. - С. 9-12.
9. Чернавский С.А. Подшипники скольжения. - М.: Машгиз, 1963.
10. Шейнберг С.А., Жель В.П., Шишеев М.Д. Опоры скольжения с газовой смазкой. - М.: Машиностроение, 1969.
11. Brons M., Bisgaard A.V. Bifurcation of vortex breakdown patterns in a circular cylinder with two rotating covers // J. Fluid Mech. - 2006. - Vol. 568. - P. 329-349.
12. Brons M., Voigt L.K., Sorensen J.N. Topology of vortex breakdown bubbles in a cylinder with a rotating bottom and a free surface // J. Fluid Mech. - 2001. - Vol. 428. - P. 133-148.
13. Fletcher D.F., Guo B., Langrish T.G. Simulation of turbulent swirl flow in an axisymmetric sudden expansion // AIAA J. - 2001. - Vol. 39. - №1. - P. 96-102.
14. Herrada M.A., Fernandez-Feria R. On the development of the three-dimensional vortex breakdown in cylindrical regions // Physics of Fluids. - 2006.
15. Lopez J.M. Rotating and modulated rotating waves in transitions of an enclosed swirling flow // J. Fluid Mechanics. - 2006. - Vol. 553. - P. 323-346.
16. Lopez J.M., Cui Y.D., Lim T.T. Experimental and numerical investigation of the competition between axisymmetric time-periodic modes in an enclosed swirling flow // Physics of Fluids. - 2006. - Vol. 18.
17. Serre E., Bontoux P., Launder B.E. Direct numerical simulation of transitional turbulent flow in a closed rotor-stator cavity // Flow, Turbulence and Combustion. - 2002. - Vol. 69. - P. 35-50.
18. Shen W.Zh., Sorensen J.N., Michelsen J.A. Numerical study of swirling flow in a cylinder with rotating top and bottom // Physics of Fluids. - 2006. - Vol. 18.

INERTIAL REGIMES OF VISCOUS FLUID FLOW IN THE LOW-HEIGHT CYLINDER WITH ROTATING BASES

Akhmetov V.K., Medvedev Yu.V., Shkhadov V.Ya.

The calculation procedure for numerical simulation of the swirled flow of the incompressible viscous fluid in the cylinder with rotating bases is presented. Different flow regimes and the corresponding recirculating zone evolution are investigated for the cylindrical domains with small heights.

Keywords: swirled flow, numerical methods, block bearing.

Сведения об авторах

Ахметов Вадим Каюмович, 1959 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (1981), доктор технических наук, профессор кафедры информатики и прикладной математики ФГБОУ ВПО «Московский государственный строительный университет», автор более 60 научных работ, область научных интересов – закрученные течения вязкой жидкости и газа, гидродинамическая неустойчивость, двухфазные течения, численные методы гидроаэродинамики.

Медведев Юрий Владимирович, 1985 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (2007), младший научный сотрудник НИО-9 ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, автор 20 научных работ, область научных интересов – динамика вязких течений жидкостей и газов, численные методы, авиаэкология.

Шкадов Виктор Яковлевич, 1935 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (1958), доктор физико-математических наук, профессор кафедры аэромеханики и газовой динамики механико-математического факультета МГУ, автор более 200 научных работ, область научных интересов – динамика вязких жидкостей и газов, гидродинамическая неустойчивость и волны, течения жидкости с поверхностями раздела, численные методы гидроаэродинамики.

УДК 629.047

ПРОБЛЕМЫ БЕЗОПАСНОСТИ И НАДЕЖНОСТИ ПРИ ИЗУЧЕНИИ УСТАЛОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ СИЛОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ АВИАЦИОННОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

М.А. КРАСНЕНКОВ, С.И. КОРШАКОВСКИЙ, Н.С. ЧЕКАЛКИН

В работе проведен анализ механизма причин возможных отказов элементов изделия. На основе статистических закономерностей предложены критерии оценки степени техногенного риска при определении возможных отказов элементов и узлов технического объекта, которые могут привести к катастрофическим последствиям при его эксплуатации.

Ключевые слова: безопасность, техногенные катастрофы, степень техногенного риска, статистика.

Указом Президента РФ от 12.05.09 № 537 утверждена «Стратегия национальной безопасности РФ до 2020 г.», определяющая системные приоритеты, цели и меры в области политики, национальной безопасности и уровня устойчивого развития государства. Одним из важнейших приоритетов ее реализации является комплексная проблема неразрушающего контроля с целью создания средств аварийной защиты различных энергоемких объектов.

Подход к решению проблемы безопасности объекта связан с представлением любой технической системы как самоорганизующейся и содержащей множество взаимодействующих между собой подсистем [16; 6]. Поэтому именно с синергетическим подходом связано понятие «нелинейного» развития, а именно:

- при определенных параметрах системы и в определенных диапазонах изменения окружающей среды она существенно не меняет своих характеристик;
- при определенных изменениях параметров элементов, включенных в систему, или характеристик среды происходит нелинейный процесс, который приводит к переходу системы в новое качество и, в частности, к ее разрушению.

Критические точки, вблизи которых система ведет себя неустойчиво и переходит в нелинейное состояние, называются точками *бифуркации*, а система в этом состоянии анализируется в *теории катастроф* [13; 1].

Рассмотрим проблему безопасности технической системы с позиций вероятностных представлений событий и статистических закономерностей. Выделим в этом объекте (или отдельном узле) сопряженные элементы с заданными параметрами, определяющими функционирование в штатном режиме (каждый такой элемент может иметь несколько параметров). Параметры элементов следует разбить на группы $1, 2, \dots, j, \dots, m$ ($m \geq 1$), в каждой из которых пронумеруем параметры сопряженных элементов $1, 2, \dots, i, \dots, n_j$ ($n_j \geq 2$). Для каждой группы обозначим $A_{1j}, A_{2j}, \dots, A_{ij}, \dots, A_{n_jj}$ – события, при которых отклонения параметров сопряженных элементов от средних значений наибольшие, а вероятности этих событий – соответственно $p_{1j}, p_{2j}, \dots, p_{ij}, \dots, p_{n_jj}$.

Если в каких-то сопряженных элементах происходит событие A_j , следствием которого может явиться отказ данного узла системы, то данный узел попадает в *зону риска*. Неблагоприятные сочетания параметров описывается *вероятностной моделью* [2-4; 17].

Для обеспечения современного уровня безопасности технического объекта необходимо прежде всего выявить те элементы и узлы, которые наиболее часто подвержены отказам. С этой целью можно использовать имеющуюся у разработчиков базу статистических данных их отказов. Однако, во-первых, эти данные по разным причинам не всегда носят объективный характер, в частности, из-за недостаточного количества зафиксированных отказов за

контрольный период эксплуатации, при увеличении срока которого, когда этих данных уже будет достаточно, эксплуатируемое оборудование может просто морально устареть. Во-вторых, информация в базе данных не отражает ошибки, заложенные в чистом виде при проектировании, изготовлении и монтаже оборудования, а учитывает лишь суммарные причины отказов по их эпизодам, в том числе те, которые имеют косвенное отношение к истинной причине произошедшего сбоя в работе какого-то узла, или не имеют его вообще, например, ошибки персонала при неприемлемых погодных условиях полета воздушного судна. И, наконец, самое главное – по новой технике, кроме приемочных и регламентных испытаний, других статистических данных просто нет. Попытка же решить проблему с помощью эвристического подхода, хотя и весьма продуктивна, но ненадежна по сути, коль скоро речь идет о технической безопасности.

В связи с этим возникает задача разработки новых критериев техногенного риска, основанных на вероятностных представлениях и механизмах процессов в взаимосвязанных и взаимозависимых элементах изделия, характер которых обусловлен определенными параметрами этих элементов, заложенных еще *до эксплуатации* объекта. Разработанная авторами новая теория техногенных катастроф [9] позволяет оценить мониторинг вероятностей техногенного риска элементов и узлов изделия *без использования статистических данных* и выявить таким образом те, которые имеют наибольшую вероятность отказов.

Для решения задачи введем следующие обозначения. Пусть по аналогии с предыдущим A_{ij} – событие, состоящее в том, что по i -му параметру j -й группы сопряженных элементов система попадает в зону потенциального риска разрушения, а p_{ij} – вероятность этого события. Обозначим также случайную величину x_{ij} и ее плотность вероятности ψ_{ij} (соответственно с i -м параметром j -й группы). Если параметр элемента объекта принимает значение с наибольшим отклонением от среднего, система по этому параметру точно попадает в зону потенциального риска разрушения. Предположим, что параметр принимает значения от $a_{ij} - \xi_{ij}$ до значения $b_{ij} + \xi_{ij}$, где ξ_{ij} – ошибка измерения. Вероятность p_{ij} при предельном значении параметра

$$p_{ij} = \int_{c_{ij}-\xi_{ij}}^{a_{ij}-\xi_{ij}} \psi_{ij}(x) dx / \int_{a_{ij}-\xi_{ij}}^{b_{ij}+\xi_{ij}} \psi_{ij}(x) dx, \text{ где } c_{ij} \text{ принимает предельные значения } a_{ij} \text{ или } b_{ij}.$$

Используя эту формулу, в [9] разработаны критерии техногенного риска для равномерного и нормального распределений параметров. Дело в том, что к описанным в этой работе критическим состояниям следует отнести и те случаи, когда имеют место неблагоприятные совпадения отклонений параметров сопряженных элементов от средних значений также и в окрестности крайних точек рассматриваемого отрезка (a_{ij} ; b_{ij}) – вплоть до его середины (математическое ожидание μ_{ij}). Для получения выражения вероятности суммарных рисков под знак интеграла вероятности вводится некоторая *весовая функция* $\mathcal{R}(x)$, умноженная на плотность вероятности $\psi(x)$, учитывающая степень приближения к крайним точкам допустимых интервалов параметров (предельные вероятности). Таким образом, при расчете вероятности p_{ij} в числителе нижний предел интегрирования следует заменить на μ_{ij} , а верхним пределом считать выражение $c_{ij} \mp \xi_{ij}$ соответственно для левой и правой границ поля допусков.

Предлагается рассмотреть более сложную модель попадания системы в критическую зону, а именно – рассмотреть неопределенные значения параметра. Для этого введем функцию критичности параметра $R_{ij}(x)$, отвечающую за попадание системы в зону потенциального риска разрушения по этому параметру и равную *вероятности* этого попадания при принятии ij -м параметром значения x . При значениях x , равных предельным, эта функция равна 1, при значении x , равному математическому ожиданию μ_{ij} , она равна 0. Функция критичности

должна определяться статистически для каждого из ij -х параметров, и в нашей модели будет иметь вид степенной функции (c_{ij} равно a_{ij} или b_{ij}): $R_{ij}(x) = (x - \mu_{ij})^q / (c_{ij} - \mu_{ij})^q$.

Пусть $p_{ij}(y)$ – вероятность попадания параметра в интервал $(y - \xi_{ij}; y + \xi_{ij})$ при условии, что он попал в интервал $(a_{ij} - \xi_{ij}; b_{ij} + \xi_{ij})$.

Очевидно, $p_{ij} = \int_{y_{ij}-\xi_{ij}}^{y_{ij}+\xi_{ij}} \Psi_{ij}(x) dx / \int_{a_{ij}-\xi_{ij}}^{b_{ij}+\xi_{ij}} \Psi_{ij}(x) dx$. Вероятность события A_{ij} находится по формуле полной вероятности $p_{ij} = \int_{a_{ij}}^{b_{ij}} R_{ij}(y) p_{ij}(y) dy$.

Таким образом, вероятность попадания в зону потенциального риска разрушения будет $p_{ij} = \int_{a_{ij}}^{b_{ij}} \int_{y-\xi_{ij}}^{y+\xi_{ij}} R_{ij}(y) \Psi_{ij}(x) dx dy / \int_{a_{ij}-\xi_{ij}}^{b_{ij}+\xi_{ij}} \Psi_{ij}(x) dx$.

Рассмотренная модель позволяет учесть вероятность разрушения не только при предельно допустимых, но и при произвольных значениях параметров. Используя далее критерии техногенного риска, полученные в [9], можно рассчитать их для конкретного узла или изделия с учетом нового подхода.

Выявленные таким образом проблемные элементы и узлы изделия далее требуется обеспечить средствами неразрушающего контроля их физических параметров, для чего необходимо разработать новые технологии диагностики, отвечающие современным требованиям технической безопасности.

Для предотвращения попадания объекта в зону риска необходимо создание системы аварийной защиты, что, прежде всего, требует необходимость оптимальных условий сопряжения внешних устройств (датчики, коммуникации, инфраструктура) с контролируемым объектом [10; 11].

Среди известных способов неразрушающего контроля и диагностики следует особо выделить широко используемый в технике вихретоковый метод. Основным его недостатком является необходимость использования частотного генератора, что ограничивает возможности контроля элементов объекта техники в реальном времени, в том числе из-за существенных потерь и искажений информационных сигналов. Созданный на его основе новый метод неразрушающего контроля отличается простотой, достоверностью, эффективностью и позволяет исключить недостатки традиционных средств контроля [5; 19]. Метод состоит в следующем. Вблизи контролируемого электропроводного узла (например, ротора турбины) устанавливают специальное устройство – датчик с намагниченным сердечником, создающий *постоянное* магнитное поле. Плотность возникающих в зоне контроля замкнутых вихревых токов $\mathbf{J}$ зависит от удельной электрической проводимости среды γ , скорости движения $\mathbf{v}$ и индукции магнитного поля $\mathbf{B}$. Вихревые токи создают собственное магнитное поле с индукцией $\mathbf{B}^*$, подчиняющееся уравнению Максвелла $\text{rot} \mathbf{B}^* = \mathbf{J} + \partial \mathbf{D} / \partial t$, где $\partial \mathbf{D} / \partial t$ – слагаемое, которым при сравнительно малых частотах вращения объекта (до 400...500 об/с) можно пренебречь. Переменное потокоцепление Ψ в измерительной катушке датчика согласно закону электромагнитной индукции Фарадея $e_i = -d\Psi / dt$ создает в ней напряжение $u = e_i$, а сам датчик может быть установлен *снаружи* – на корпусе изделия.

Таким образом, в зоне контроля индуцируются вихревые токи, магнитное поле которых в катушке датчика преобразуется в электрические сигналы. Сначала эти сигналы записываются для детали без дефектов, для использования их в качестве тарировки. Если в процессе ее испытания или эксплуатации изделия в ней возникает дефект, например, трещина, то сигналы с

датчика будут отличаться от сигналов в отсутствии дефекта. Сравнение этих сигналов по форме и амплитуде дает возможность судить о механической целостности контролируемой детали и в случае появления дефекта предотвратить его отказ.

Предложенная технология неразрушающего контроля была использована при испытаниях и эксплуатации турбинных установок в ряде организаций.

Ниже показаны осциллограммы (рис. 2), иллюстрирующие обнаруженные дефекты ротора турбины турбонасосного агрегата маршевого двигателя, полученные при его испытаниях в штатных режимах работы.

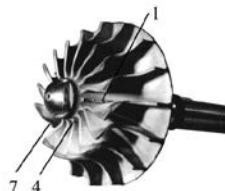


Рис. 1. Ротор турбины турбонасосного агрегата маршевого двигателя

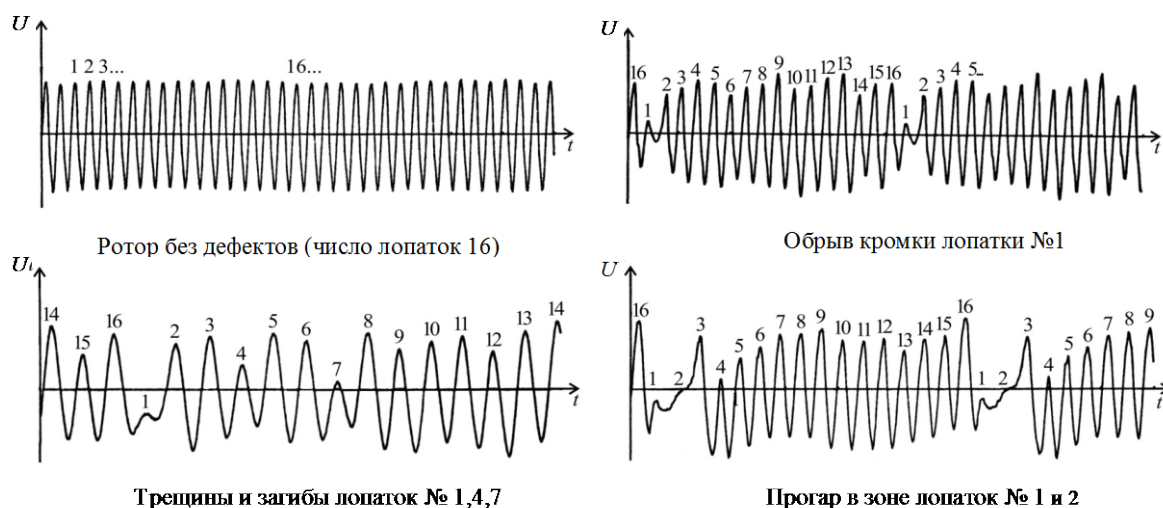


Рис. 2. Осциллограммы

Проведенный детальный анализ материалов лопаток и других элементов конструкций показал, что при появлении механических дефектов происходит резкое изменение электрических и магнитных характеристик материала изделий. Следует при этом отметить, что при воздействии силовых нагрузок резко изменяются электромагнитные свойства материалов элементов изделия [14; 18]. Эти изменения сопровождаются появлением механических напряжений в объеме деформируемых тел, упругих волн при ударных нагрузках, усталостных явлениях, деградацией внутренней структуры материала и, наконец, его разрушением [7; 8]. Проведенные дополнительные экспериментальные исследования показали, что в напряженно-деформированных электропроводных телах изменение механического напряжения инициирует разделение электрических зарядов в теле, что приводит к кратковременному протеканию электрического тока и, следовательно, появлению магнитного поля. Описанные эффекты приводят к дополнительным затратам электромагнитной энергии и дальнейшему развитию усталостных процессов в напряженных элементах.

ЛИТЕРАТУРА

1. Арнольд В.И. Теория катастроф. - М.: Изд-во МГУ, 1983.
2. Баранов В.А., Эверт У. Статистический теоретико-групповой подход к трактовке понятия «дефект» // Дефектоскопия. - 2011. - № 10.

3. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. - М.: Высшая школа, 2006.
4. Гранаткин А.И., Дегтярев Д.В., Лисанов М.В., Печеркин А.С. Основные показатели риска аварий в терминах теории вероятности // Безопасность труда в промышленности. - 2002. - № 7.
5. А.С. 1723890 СССР. Способ неразрушающего контроля целостности лопаток ротора турбины / А.П. Жежеря, С.И. Коршаковский, М.А. Красненков и др. - 1983.
6. Иванова В.С. Синергетика: Прочность разрушения металлических материалов. - М.: Наука, 1992.
7. Климов К.М., Новиков И.И. Особенности пластической деформации металлов в электромагнитном поле // Доклады АН СССР, 1980. - Т. 253. - № 3.
8. Колесников Ю.В., Морозов Е.М. Механика контактного разрушения. - М.: Наука, 1989.
9. Коршаковский С.И., Красненков М.А., Чекалкин Н.С. Теория техногенных катастроф: новый подход к проблемам безопасности. Специальная техника. - 2010. - № 6. - С. 2 - 17.
10. Неразрушающий контроль / под ред. Сухорукова В.В. - Кн. 3. Электромагнитный контроль. - М.: Высшая школа, 1992.
11. Неразрушающий контроль: справочник / под общ. ред. Клюева В.В. - М.: Машиностроение, 2006. - Т. 1-8.
12. Нестеренко Б.Г. Требования по усталости и живучести конструкций гражданских самолетов // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - № 163.
13. Постон Т., Стюарт И. Теория катастроф и ее приложения. - М.: Мир, 1980.
14. Савенков Г.Г., Бархотин Б.К. Связь фрактальной размерности поверхности разрушения с комплексом стандартных характеристик разрушения материала на растяжение // ПМТФ. - 2011. - Т. 52. - № 3.
15. Сиротин Н.Н., Коровкин Ю.Н. Техническая диагностика авиационных газотурбинных двигателей. - М.: Машиностроение, 1973.
16. Хакен Г. Синергетика. - М.: Мир, 1980.
17. Шторм Р. Теория вероятностей. Математическая статистика. Статистический контроль качества / пер. с нем. / под ред. Райтмана Н.С. - М.: Мир, 1970.
18. Щербинин В.Е., Пашагин А.И. Об объемной поляризации трещины // Дефектоскопия. - 1974. - № 7.
19. Korshakovsky S.I., Krasnenkov M.A. Test Technology of Moving Electric Conductive Component Defects //10th International Trade Fair and Conference, May 8 – 10, 2001, Exhibition Centre Nuremberg, Germany //MAT-2001 Proceedings, p. 359 - 362.

SAFETY AND RELIABILITY ISSUES WHEN STUDYING POWER STRUCTURE FATIGUE IN AVIATION AND SPACE ENGINEERING

Krasnenkov M.A., Korshakovskiy C.I., Chekalkin N.S.

The analysis of failures for the unit components has been presented in the paper. Specifying the possible failure of technical object components and units under operation that can cause catastrophic consequences and basing on statistics the authors have offered the estimation criteria for anthropogenic risk measure.

Keywords: safety, anthropogenic catastrophe, anthropogenic risk measure, statistics.

Сведения об авторах

Красненков Михаил Александрович, 1942 г.р., окончил МФТИ (1965), профессор, доктор технических наук, профессор МИРЭА, автор более 150 научных работ, область научных интересов - неразрушающий контроль, физика плазмы.

Коршаковский Станислав Иосифович, 1939 г.р., окончил МЭИ (1966), доцент, кандидат технических наук, доцент МИРЭА, автор более 100 научных работ, область научных интересов - неразрушающий контроль, физика плазмы, электрореактивные двигатели космических летательных аппаратов, радиоприемные устройства.

Чекалкин Николай Степанович, 1953 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (1975), доцент, кандидат физико-математических наук, заведующий кафедрой ВМ-2 МИРЭА, автор более 100 научных работ, область научных интересов - математический анализ и его приложения.

УДК 504.6

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ РЕАКТИВНОЙ СТРУИ С ОТКЛОНЯЮЩИМ ЩИТОМ

О.А. КАРТЫШЕВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Чинючиным Ю.М.

В статье изложены методика и результаты расчетного исследования взаимодействия выхлопной реактивной струи со струеотклоняющим щитом. Работа направлена на решение конкретной экологической задачи – снижение воздействия шума на технический персонал аэропорта и пассажиров. В основу решения задачи положена система осредненных уравнений Рейнольдса, для решения которой используется метод контрольного объема.

Ключевые слова: реактивная струя, струеотклоняющие щиты, расчет течения, метод контрольного объема.

1. Характеристика задачи

Необходимость учета взаимного влияния реактивных струй авиадвигателей и снижения локальной акустической нагрузки предопределяет рассредоточенную установку воздушных судов на стоянках и перронах, что приводит к увеличению удельных площадей стоянок для воздушных судов.

С целью улучшения акустической обстановки в районе аэропорта, предотвращения разрушения искусственных покрытий и грунтовых площадей аэродромов, вызываемых воздействием газовых струй реактивных двигателей, необходимо проведение специальных инженерных мероприятий. К одному из них относится установка струеотклоняющих щитов.

Необходимо отметить, что в настоящее время существует большое количество технических решений в области струеотклоняющих устройств, однако подавляющее количество литературных источников относится к патентной информации и носит описательный характер. Сведения о количественных характеристиках по струеотклоняющим устройствам различных типов практически отсутствуют. Поэтому для проведения конструктивных проработок струеотклоняющих устройств необходимы расчетно-экспериментальные исследования, направленные на определение их рациональных геометрических параметров.

При истечении из сопла реактивного двигателя газозвушная струя в месте контакта с поверхностью сооружения распространяется на эллипсоидальную площадь, называемую полем струи, которое характеризуется геометрическими, аэродинамическими и теплофизическими параметрами – скоростью и температурой газов, углом раскрытия конуса и поля газовой струи, начальным углом наклона струи, глубиной и максимальной шириной поля струи, температурой и скоростью на уровне покрытия или грунта.

В этой работе выполнено расчетное исследование взаимодействия реактивной струи со струеотклоняющими щитами, имеющими различные геометрические характеристики.

2. Метод решения

В рассматриваемой постановке задачи течение потока, возникающее при взаимодействии реактивной струи с отклоняющим щитом, может быть описано системой дифференциальных осредненных уравнений Рейнольдса. Такая система включает в себя уравнение неразрывности, количества движения и энергии. При осреднении возникают дополнительные члены так называемые напряжения Рейнольдса, которые можно связать с параметрами осредненного течения одной из моделей турбулентности [1; 2].

Для удобства систему уравнений Рейнольдса запишем в обобщенном виде

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\Phi) + \text{div}(\rho v\Phi) + \text{div}(\Gamma \text{grad}\Phi) + S, \quad (1)$$

где Φ – зависимая переменная; Γ – коэффициент диффузии; S – источниковый член. В обобщенное дифференциальное уравнение (1) входят четыре члена: стационарный, конвективный, диффузионный и источниковый. Зависимая переменная Φ обозначает различные величины, такие как составляющие скорости, энтальпия или температура. При решении системы уравнений (1) используем метод контрольного объема (рис. 1), основная идея которого заключается в следующем. Расчетная область разбивается на некоторое число непересекающихся контрольных объемов таким образом, что каждая узловая точка содержалась бы в одном контрольном объеме. Дифференциальные уравнения интегрировались по каждому контрольному объему.

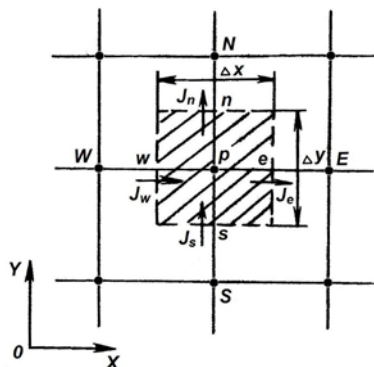


Рис. 1. Схема контрольного объема

В результате интегрирования находился дискретный аналог дифференциального уравнения, в который входят значения Φ в нескольких узловых точках. Одним из важных особенностей метода контрольного объема является то, что в нем заложено точное интегральное сохранение таких величин, как масса, количество движения и энергия на любой группе контрольных объемов и, следовательно, на всей расчетной области.

Для получения дискретного аналога уравнение сохранения количества движения в двумерной форме представим в виде

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\Phi) + \frac{\partial J_x}{\partial X} + \frac{\partial J_y}{\partial Y} = S, \quad (2)$$

где $J_x = \rho\bar{u}\Phi - \Gamma\left(\frac{\partial\Phi}{\partial X}\right)$, $J_y = \rho\bar{v}\Phi - \Gamma\left(\frac{\partial\Phi}{\partial Y}\right)$ – суммарные потоки.

Расчетная область и граничные условия показаны на рис. 2.

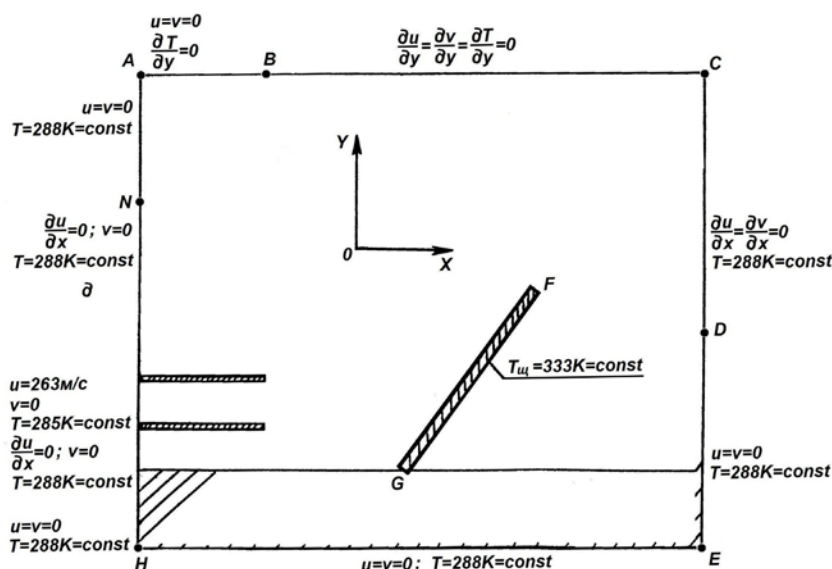


Рис. 2. Граничные условия расчета

Интегрирование уравнения по контрольному объему (рис. 2) дает выражение вида

$$\frac{\rho_p \Phi_p - \rho_p^0 \Phi_p^0}{\Delta \tau} \Delta X \Delta Y + (J_e - J_w) \Delta y + (J_n - J_s) \Delta x = (S_c - S_p \Phi_p) \Delta x \Delta y. \quad (3)$$

Интегрирование уравнения неразрывности дает следующее выражение

$$\frac{\rho_p - \rho_p^0}{\Delta \tau} \Delta X \Delta Y + F_e - F_w + F_n - F_s = 0, \quad (4)$$

где F_e, F_w, F_n, F_s – массовые расходы жидкости через грани контрольного объема, т.е.

$$F_e = (\rho u)_e \Delta Y; \quad F_n = (\rho u)_n \Delta X; \quad F_w = (\rho u)_w \Delta Y; \quad F_s = (\rho u)_s \Delta X.$$

Умножив уравнение (3) на Φ_p и вычтя его из (4), получим

$$(\Phi_p - \Phi_p^0) \frac{\rho_p^0 \Delta X \Delta Y}{\Delta \tau} + (J_e - F_e \Phi_p) - (J_w - F_w \Phi_p) + (J_n - F_n \Phi_p) - (J_s - F_s \Phi_p) = (S_c + S_p \Phi_p) \Delta x \Delta y.$$

Используя выражения:

$$J_e - F_e \Phi_p = a_e (\Phi_p - \Phi_e); \quad J_w - F_w \Phi_p = a_w (\Phi_w - \Phi_p),$$

можно записать окончательный вид дискретного аналога

$$a_p \Phi_p = a_e \Phi_e + a_w \Phi_w + a_n \Phi_n + a_s \Phi_s + B; \quad (5)$$

где

$$\begin{aligned} a_e &= D_e A(|p_e|) + [-F_e, 0]; & a_n &= D_n A(|p_n|) + [-F_w, 0]; \\ a_w &= D_w A(|p_w|) + [-F_w, 0]; & a_s &= D_s A(|p_n|) + [-F_w, 0]; \\ b &= S_c \Delta X \Delta Y + a_p^0 \Phi_p^0; & a_p^0 &= \frac{\rho_p^0 \Delta X \Delta Y}{\Delta \tau}; \\ a_p &= a_e + a_w + a_s + a_p^0 + S_p \Delta X \Delta Y. \end{aligned}$$

Здесь Φ_p^0 и ρ_p^0 – известные значения для времени τ ; Φ_p ; Φ_e ; Φ_n ; Φ_s – неизвестные величины для времени $\tau + \Delta \tau$.

$$\begin{aligned} D_e &= \Gamma_e \frac{\Delta Y}{(dX)_e}; & D_w &= \Gamma_n \frac{\Delta X}{(dX)_w}; & D_n &= \Gamma_m \frac{\Delta X}{(dY)_n}; & D_s &= \Gamma_s \frac{\Delta X}{(dY)_s}; \\ P_e &= \frac{F_e}{D_e}; & P_w &= \frac{F_w}{D_w}; & P_n &= \frac{F_n}{D_n}; & P_s &= \frac{F_s}{D_s}. \end{aligned}$$

Функция $A(|p|)$ определяется выражением $A(|p|) = [0, (1-0,1|p|)^5]$.

Градиент давления в уравнении количества движения представим в конечно-разностном аналоге этого уравнения в виде разности давлений между двумя несоседними точками. Это приведет к меньшей точности решения, однако волнообразное поле давления может оказаться равномерным. Указанные трудности можно преодолеть, если использовать шахматную сетку. Для такой сетки компоненты скорости рассчитываются в узловых точках, смещенных относительно узловых точек, которым соответствуют давление и все другие основные переменные Φ .

Дискретный аналог уравнения количества движения для компонент U и V скорости может быть представлен в следующем виде:

$$\begin{aligned} a_e U_e &= \sum a_{nB} U_{nB} + B + (P_p - P_e) A_e \\ a_n U_n &= \sum a_{nB} U_{nB} + B + (P_p - P_p) A_n \end{aligned} \quad (6)$$

Для решения уравнений (6) необходимо задать поля давлений. Допустим, нам известно приближенное поле давления p^* . Ему соответствует приближенные поля скорости U^* и V^* , которые являются решением уравнений:

$$\begin{aligned} a_e U_e^* &= \sum a_{nB} U_{nB}^* + B + (P_p^* - P_e^*) A_e \\ a_n U_n^* &= \sum a_{nB} U_{nB}^* + B + (P_p^* - P_p^*) A_n \end{aligned} \quad (7)$$

где $A_e = \Delta Y \times 1$; $A_n = \Delta X \times 1$ – площади поверхностей, на которые действует перепад давления.

Предположив, что истинные скорости и давление есть сумма:

$$U = U^* + U'; \quad V = V^* + V'; \quad p = p^* + p',$$

Произведя вычитания (7) из (6), получим:

$$a_e U'_e = \sum a_{nB} U'_{nB} + B + (P'_p - P'_e) A_n; \quad a_n U'_n = \sum a_{nB} U'_{nB} + B + (P'_p - P'_p) A_n.$$

Пренебрегая членами уравнения $\sum a_{nB} U'_{nB}$ и $\sum a_{nB} U'_{nB}$, получим:

$$U_e = U_e^* + d_e (P'_p - P'_e); \quad U_n = U_n^* + d_n (P'_p - P'_n), \quad \text{где } d_e = A_e / a_e, \quad d_n = A_n / a_n. \quad (8)$$

Уравнение для поправки давления получается из уравнения неразрывности. С учетом формул (5), (8) получим следующий дискретный аналог:

$$a_p P'_p = a_e P'_e + a_w P'_w + a_n P'_n a_s P' + B;$$

$$a_e = \rho_e d_e \Delta Y; \quad a_n = \rho_n d_n \Delta X; \quad a_w = \rho_w d_w \Delta Y;$$

$$a_p = a_e + a_w + a_n + a_s$$

$$B = (\rho_p^0 - \rho_p) \frac{\Delta X \Delta Y}{\Delta \tau} + \left[(\rho U^*)_w - (\rho U^*)_e \right] \Delta Y + \left[(\rho U^*)_s - (\rho U^*)_n \right] \Delta X.$$

С учетом задаваемых в расчетах граничных условий (рис. 2) процедура расчета течения сводится к следующему: 1) задание поля давлений p^* ; 2) решение уравнений движения (2); 3) решение уравнений движения p ; 4) расчет p из уравнения $p = p^* + p'$; 5) расчет U, V ; 6) решение уравнений для других параметров, если они оказывают влияние на поле течения; 7) представление давления p как нового p^* и возвращение к пункту 2 до получения сходящегося решения.

На рис. 3 показано взаимодействие струи со сплошным газоотражательным щитом, установленным к поверхности площадки под углом $\beta = 105^\circ$. Видно, что в этом случае струя тормозится на щите с образованием двух пристенных потоков. Верхний пристенный поток инициирует слабоинтенсивное течение воздуха в зоне за щитом. Нижний же пристенный поток, стекая со щита, образует сильное возвратное течение, распространяющееся по поверхности площадки в сторону источника струи.

На рис. 4 - 6 приведены результаты расчета воздействия струи с газопроницаемым (решетчатым, $t/\epsilon = 1,73$) щитом, установленным под углами к поверхности площади $\beta = 105^\circ; 90^\circ; 75^\circ$. При углах установки щита $\beta = 75^\circ$ и $\beta = 90^\circ$ вследствие большого сопротивления решетки наблюдается растекание части струи на входе в решетку с образованием также двух пристенных потоков. Однако возвратное течение в этом случае имеет слабую интенсивность. При угле установки решетчатого щита $\beta = 105^\circ$ сопротивление решетки уменьшается, и вся масса газов струи проходит через решетку.

3. Заключение

Разработанный метод расчета взаимодействия реактивной струи с преградой позволяет на стадиях предварительного проектирования мест стоянок воздушных судов в аэропортах с достаточно высокой степенью адекватности учесть конкретные ограничения, местные условия и инфраструктуру аэропорта. Получаемые с помощью метода результаты при вариации параметров струи и щитов позволяют скомбинировать такие их комбинации, которые являются наиболее эффективными для конкретных условий; тем самым может быть сформирована база типовых параметров струеотклоняющих конструкций.

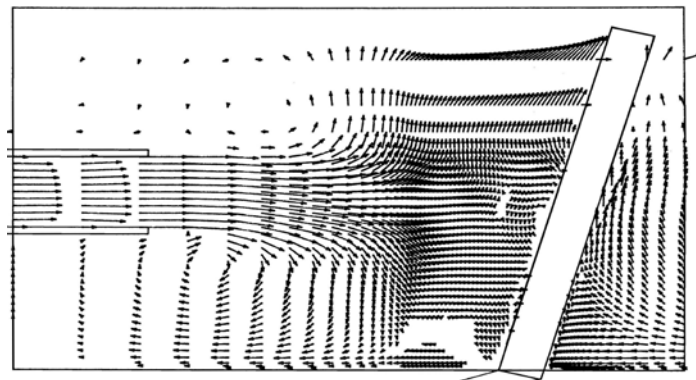


Рис. 3. Взаимодействие струи с непроницаемой преградой (плоский щит)

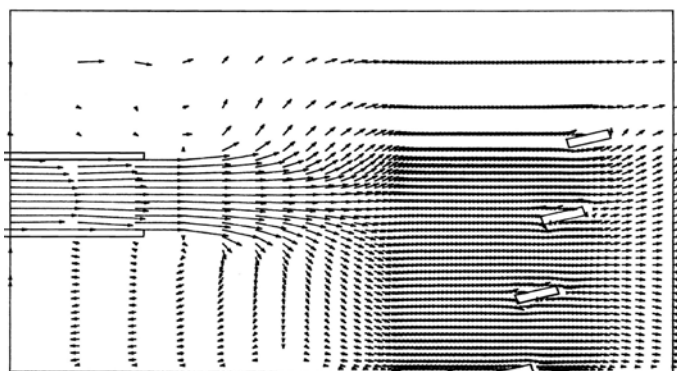


Рис. 4. Взаимодействие струи с проницаемой преградой (решетчатый щит, $\beta=105^\circ$)

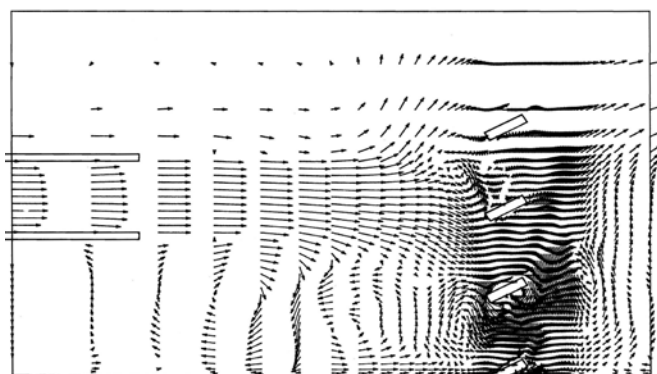


Рис. 5. Взаимодействие струи с проницаемой преградой (решетчатый щит, $\beta=90^\circ$)

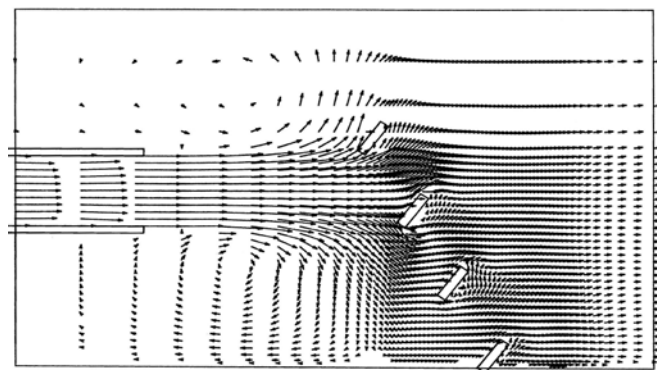


Рис. 6. Взаимодействие струи с проницаемой преградой (решетчатый щит, $\beta=75^\circ$)

ЛИТЕРАТУРА

1. **Абрамович Г.Н.** Теория турбулентных струй. - М.: Физматгиз, 1960.
2. **Абрамович Г.Н., Крашенинников С.Ю., Секундов А.Н., Смирнова И.П.** Турбулентное смешение газовых струй. - М.: Наука, 1974.

COMPUTER MODELING OF EXHAUST JET FLUX INTERACTION WITH DEFLECTING SHIELD

Kartishev O.A.

Method of exhaust jet flux interaction with deflecting shield computer modeling is proposed in this article. The article is devoted to concrete ecological task – to decrease the noise influence on ground maintenance stuff and passengers in the airports. The method is based on the Reynolds equation system solution obtained with the help of control volume method. Calculation results give an opportunity to choose main deflecting shield parameters according to concrete airport conditions.

Keywords: jet flux, deflecting shield, computer flow modeling, method of definite volume.

Сведения об авторе

Картышев Олег Алексеевич, 1949 г.р., окончил ЛИАП (1976), кандидат технических наук, директор авиационного экологического центра ГосНИИ ГА, автор более 50 научных работ, область научных интересов – авиационная акустика, экология воздушного транспорта, история гражданской авиации.

УДК 621.45.00.112.03.54-225

НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ (ТРДД) С РАЗДЕЛЬНЫМ ИСТЕЧЕНИЕМ ПОТОКОВ

В.В. МЕДВЕДЕВ, В.Т. ШУЛЕКИН

В работе проанализированы некоторые особенности термодинамического цикла двухконтурного двигателя с раздельным истечением потоков. Выполнены необходимые расчеты, проанализированы основные зависимости параметров цикла, ранее не рассматривавшиеся в известной литературе.

Ключевые слова: двухконтурный двигатель, термодинамический цикл, параметры эффективности цикла, скорость полета.

Введение

Из всего семейства двухконтурных двигателей двигатели с раздельным истечением (ТРДДри) как тип ТРДД наиболее полно исследованы теоретически [1; 3-5; 7-10], отчасти потому, что передача энергии в наружный контур в данном типе ТРДД осуществляется только за счет одной формы энергообмена – работы. Тем не менее некоторые вопросы рабочего процесса ТРДДри нуждаются в уточнении и дополнении. При исследовании этих вопросов в качестве основных параметров цикла будем использовать известные обозначения:

- L_t – теоретическая работа идеального цикла Брайтона;
- $l_t = L_t / i_n$ – относительная теоретическая работа идеального цикла Брайтона;
- L_e – эффективная работа действительного цикла ТРДДри;
- i_n – энтальпия потока на высоте H ;
- $\delta = T_r / T_n$ – общая степень подогрева в цикле;
- $\pi = p_k / p_n$ – общая степень повышения давления в цикле;
- $e = \pi^{(k-1)/k}$ – степень подогрева при адиабатном сжатии;
- η_c, η_p – КПД соответственно процессов сжатия и расширения;
- m – степень двухконтурности;
- $C_{уд}$ – удельный расход топлива.

Идеальные термодинамические циклы ТРДДри и ТРД эквивалентны. Отличие состоит лишь в значениях экономических степеней повышения давления $\pi_{эк}$, что обусловлено различием тяговых КПД η_R из-за разных потерь с выходной скоростью, что в итоге приводит и к некоторому изменению зависимости полного КПД η_0 от π . При оптимальной степени энергообмена $x_{opt} = m / (1 + m)$ имеет место равенство скоростей истечения потоков из сопел контуров $\bar{u}_c = u_{c2} / u_{c1} = 1,0$, что соответствует и максимальной экономичности ТРДДри.

Как и в работах [1; 3-5; 7-10], в качестве параметров эффективности будем рассматривать эффективный η_e , тяговый η_R и полный (общий) η_0 КПД двигателя, выражения для которых в случае идеального ТРДДри запишем в виде:

$$\eta_e = \frac{N_{расп}}{G_T H_u} = \frac{u_{c1}^2 + m u_{c2}^2 - (1 + m) V^2}{2 i_n (\delta - e)}; \quad \eta_R = \frac{RV}{N_{расп}} = \frac{2 [u_{c1} + m u_{c2} - (1 + m) V] V}{u_{c1}^2 + m u_{c2}^2 - (1 + m) V^2};$$

$$\eta_0 = \eta_e \eta_R.$$

Анализ зависимостей параметров эффективности от режимных параметров выполним для случая действительного цикла ТРДДри, а данные по идеальному циклу будем приводить по мере необходимости. Учет изменения теплофизических свойств рабочего тела в цикле будем осуществлять, как и в [1; 3-5; 7-10], с помощью коэффициента

$$a = c_{p\Gamma} \left(1 - \frac{1}{\pi^{\frac{k_t-1}{k_t}}} \right) / c_{pB} \left(1 - \frac{1}{\pi^{\frac{k_b-1}{k_b}}} \right),$$

но вычисления проводить с учетом зависимости теплоемкости рабочего тела от его температуры и состава с использованием данных работ [2; 11]. Рассмотрим, прежде всего, зависимости, имеющие ряд отличий от рассмотренных в известной литературе [1; 3-5; 7-10].

Некоторые особенности действительного цикла ТРДДри

Наличие потерь при передаче энергии в наружный контур приводит к следующему выражению для полезной (эффективной) работы действительного цикла ТРДДри

$$L_e = \frac{u_{c1}^2 - V^2}{2} + m \frac{u_{c2}^2 - V^2}{2} = L_{e0} [1 - x(1 - \eta_{\Sigma\Pi})] - (1 - \eta_{\Pi}) m \frac{V^2}{2}, \quad (1)$$

где L_{e0} – эффективная работа действительного цикла исходного ТРД; η_{Π} – КПД наружного контура; $\eta_{\Sigma\Pi} = \eta_m \eta_{\text{тв}} \eta_{\Pi}$ – суммарный КПД наружного контура; η_m , $\eta_{\text{тв}}$ – соответственно механический КПД и КПД турбины вентилятора. Величина $\eta_{\Sigma\Pi}$ учитывает все виды потерь при передаче энергии в наружный контур и в самом наружном контуре.

Очевидно, для идеального цикла ТРДДри $L_e = L_{e0}$, а в действительном цикле $L_e < L_{e0}$ из-за потерь при передаче энергии в наружный контур. По этой же причине величина L_e достигает нулевого значения раньше, чем L_{e0} , а именно когда

$$L_{e0} = \frac{(1 - \eta_{\Pi}) m \frac{V^2}{2}}{1 - x(1 - \eta_{\Sigma\Pi})}.$$

Используя известное выражение для L_{e0} цикла исходного ТРД через его параметры, определим значения для степеней повышения давления в нем, при которых $L_e = 0$:

$$e_{\min} = \pi_{\min}^{\frac{k-1}{k}} = 0,5(1 + a\delta\eta_p\eta_c - A_1) - \sqrt{D}; \quad e_{\max} = \pi_{\max}^{\frac{k-1}{k}} = 0,5(1 + a\delta\eta_p\eta_c - A_1) + \sqrt{D}, \quad (2)$$

$$\text{где } D = [1 + a\delta\eta_p\eta_c - A_1]^2 - 4a\delta\eta_p\eta_c; \quad A_1 = \frac{(1 - \eta_{\Pi})\eta_c m \frac{V^2}{2i_n}}{1 - x(1 - \eta_{\Sigma\Pi})}.$$

Выражение для $\pi_{\min}$ определяет условие холостого хода ТРДДри, а для $\pi_{\max}$ – максимальное значение π в цикле исходного ТРД, при которой $L_e = 0$. Поэтому (в отличие от данных работы [4]) при заданных параметрах цикла исходного ТРД у ТРДДри в зависимости от значений величин, входящих в выражение для A_1 , граничные значения $\pi_{\min}$ и $\pi_{\max}$ будут отличаться, что, в свою очередь, приведет к соответствующему изменению зависимостей полезной работы и удельной тяги от π . В частности, как известно, у ТРД $\pi_{\min} = 1,0$, а у ТРДДри получается $\pi_{\min} \geq 1,0$, причем знак равенства имеет место в случае, когда какой-либо из сомножителей в числителе A_1 равен нулю.

Отметим, что в случае передачи энергии в наружный контур без потерь, отсутствия самого наружного контура, а также при работе двигателя на стенде полученные выражения для $\pi_{\min}$ и $\pi_{\max}$ совпадают с аналогичными выражениями для цикла исходного ТРД.

Исследование на экстремум выражения (1) показывает, что передача энергии в наружный контур не изменяет значения оптимальной степени повышения давления в цикле (в отличие от $\pi_{\min}$ и $\pi_{\max}$), т.е. для ТРДДри как и для ТРД $e_{\text{opt}} = \pi_{\text{opt}}^{(k-1)/k} = \sqrt{a\delta\eta_p\eta_c}$.

При более аккуратном учете потерь формула для оптимальной степени энергообмена, найденной из условия $(\partial R_{\text{уд}}/\partial x) = 0$, несколько отличается от общеизвестной [1; 3-5; 7; 9; 10]

$$x_{\text{opt}} = \frac{m\eta_{\Sigma\Pi} - \frac{mV^2}{2L_{e0}} \left[\frac{1}{\eta_{\text{тв}}\eta_m} - \eta_{\Sigma\Pi} \right]}{1 + m\eta_{\Sigma\Pi}},$$

а оптимальное соотношение скоростей истечения из сопел контуров $\bar{u}_{c \text{ opt}} = \eta_{\Sigma\Pi}$.

В действительном цикле ТРДДри выражения для эффективного и тягового КПД:

$$\eta_e = \frac{N_{\text{расп}}}{G_{\text{т}} H_{\text{у}}} = \frac{u_{\text{с1}}^2 + m u_{\text{с2}}^2 - (1+m)V^2}{2\bar{c}_p i_{\text{н}} \left(\delta - \frac{e-1}{\eta_c} - 1 \right)} \eta_{\text{г}}; \quad \eta_R = \frac{RV}{N_{\text{расп}}} = \frac{2[u_{\text{с1}} + m u_{\text{с2}} - (1+m)V]V}{u_{\text{с1}}^2 + m u_{\text{с2}}^2 - (1+m)V^2},$$

где $\bar{c}_p = c_{p\text{г}}/c_{p\text{в}}$ – отношение теплоемкостей; $\eta_{\text{г}}$ – коэффициент полноты сгорания топлива.

Из условия $(\partial \eta_e / \partial e) = 0$, приводящего к квадратному уравнению, находится степень повышения давления в базовом цикле, соответствующая максимуму эффективного КПД

$$e_{\eta_e \text{ max}} = \pi_{\eta_e \text{ max}}^{\frac{k-1}{k}} = \frac{2a\delta\eta_p - \sqrt{D}}{2[\delta(a\eta_p - 1) + 1 - A_2]}, \quad (3)$$

$$\text{где } D = (2a\delta\eta_p)^2 - 4a\delta\eta_p [\eta_c(\delta-1) + 1] [\delta(a\eta_p - 1) + 1 - A_2]; \quad A_2 = \frac{(1-\eta_{\Pi})m \frac{V^2}{2i_{\text{н}}}}{1-x(1-\eta_{\Sigma\Pi})}.$$

Величины A_1 и A_2 характеризуют влияние параметров наружного контура и скорости полета на показатели эффективности ТРДДри.

При определении экономической степени повышения давления из условия $(\partial \eta_0 / \partial e) = 0$ получается неявное уравнение

$$(a\delta\eta_p\eta_c - e^2) \left[\delta - \frac{e-1}{\eta_c} - 1 \right] = - \frac{\frac{u_{\text{с1}}^2}{i_{\text{н}}} \left[1 + m\bar{u}_c - (1+m) \frac{V}{u_{\text{с1}}} \right]}{\left[1 - x \left(1 - \frac{\eta_{\Sigma\Pi}}{\bar{u}_c} \right) \right]}, \quad (4)$$

решив которое численно, можно найти $e_{\eta_0 \text{ max}}$ и $\pi_{\eta_0 \text{ max}}$.

Аналогичным путем может быть вычислено значение экономической степени подогрева в цикле. Неявное уравнение для определения $\delta_{\text{эк}}$ получается следующее

$$\delta_{\text{эк}} = 1 + \frac{e-1}{\eta_c} + \frac{u_{\text{с1}}^2 e}{i_{\text{н}} a \eta_p (e-1)} \frac{\left[1 + m\bar{u}_c - (1+m) \frac{V}{u_{\text{с1}}} \right]}{\left[1 - x \left(1 - \frac{\eta_{\Sigma\Pi}}{\bar{u}_c} \right) \right]}. \quad (5)$$

Анализ результатов расчетного исследования

На рис. 1-10 представлены основные результаты расчетного исследования параметров эффективности действительного цикла ТРДДри от режимных параметров, проведенного с использованием полученных выражений.

Из (1) видно, что, в отличие от ТРД, полезная работа ТРДДри уменьшается с увеличением скорости полета (числа $M_{\text{н}}$), степени двухконтурности, а также с ростом потерь в наружном контуре. Как следует из (2), это приводит к тому, что и предельные значения π_{min} и π_{max} в базовом цикле становятся функциями указанных параметров, причем $\pi_{\text{min ТРД}} = 1, 0 < \pi_{\text{min ТРДД}}$, а $\pi_{\text{max ТРД}} > \pi_{\text{max ТРДД}}$. Представленные на рис. 1, 2 зависимости π_{max} от $M_{\text{н}}$ полета и параметров наружного контура, рассчитанные с помощью (2), показывают весьма сильное их влияние на значения π_{min} и π_{max} в цикле. В то же время значения π_{opt} остаются одинаковыми для обоих типов двигателей, т.е. $\pi_{\text{opt ТРД}} = \pi_{\text{opt ТРДД}}$.

Из выражения (3) для $\pi_{\eta e \max}$ непосредственно следует, что увеличение степени двухконтурности m , степени энергообмена x , скорости полета V , а также потерь в наружном контуре приводит к понижению значений $\pi_{\eta e \max}$, что видно по данным рис. 3, 4.

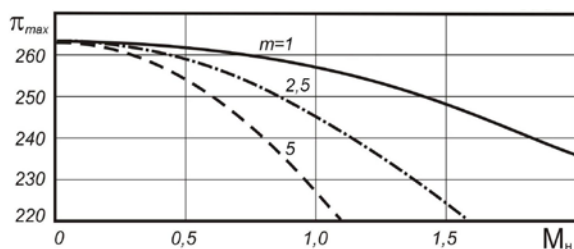


Рис. 1. Влияние M_n и m на зависимости $\pi_{\max}$ действительного цикла ТРДДри $\pi=30$;
 $T_r=1750K$; $\eta_c=0,85$; $\eta_p=0,92$; $\eta_{II}=0,84$

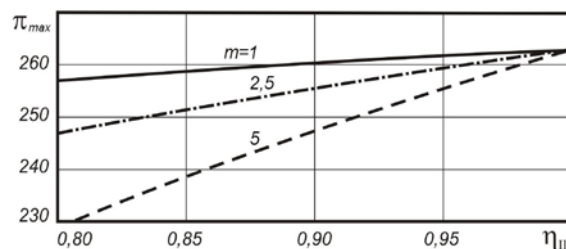


Рис. 2. Влияние η_{II} и m на зависимости $\pi_{\max}$ действительного цикла ТРДДри $\pi=30$;
 $T_r=1750K$; $\eta_c=0,85$; $\eta_p=0,92$; $M_n=0,85$

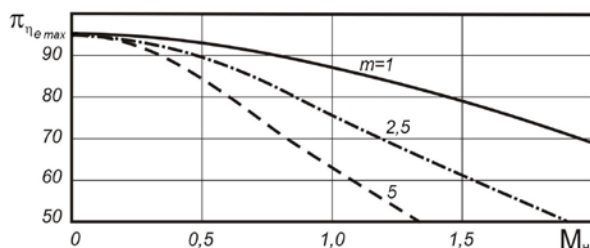


Рис. 3. Влияние M_n и m на зависимости $\pi_{\eta e \max}$ действительного цикла ТРДДри $\pi=30$;
 $T_r=1750K$; $\eta_c=0,85$; $\eta_p=0,92$; $\eta_{II}=0,84$

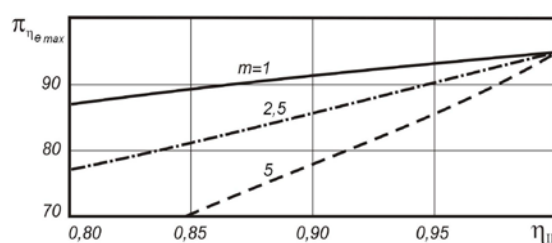


Рис. 4. Влияние η_{II} и m на зависимости $\pi_{\eta e \max}$ действительного цикла ТРДДри $\pi=30$;
 $T_r=1750K$; $\eta_c=0,85$; $\eta_p=0,92$; $M_n=0,85$

Учет зависимости показателя адиабаты k от температуры и состава газа при расчете коэффициента a приводит к тому, что величина $\pi_{\eta e \max}$ становится функцией π для обоих типов двигателей (рис. 5), причем $\pi_{\eta e \max \text{ ТРД}} > \pi_{\eta e \max \text{ ТРДД}}$, а у ТРДДри с увеличением степени двухконтурности при x_{opt} и прочих равных условиях уровень значений $\pi_{\eta e \max}$ понижается, что связано с увеличением относительной доли потерь при передаче энергии в наружный контур.

При решении уравнения (4) получаемые значения $\pi_{\text{эк}}$ качественно подтверждают известное неравенство [5; 7] $\pi_{\text{эк ТРД}} > \pi_{\text{эк ТРДД}}$ (рис. 6). При оптимальном распределении энергии и прочих равных условиях у ТРДДри с увеличением m значения $\pi_{\text{эк}}$ понижаются. Это также связано с увеличением относительной доли потерь при передаче энергии в наружный контур, которая превалирует над сравнительно незначительным ростом тягового КПД.

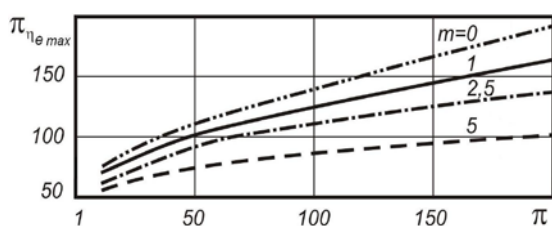


Рис. 5. Влияние π и m на зависимости $\pi_{\eta e \max}$ действительного цикла ТРДДри
 $T_r=1750K$;

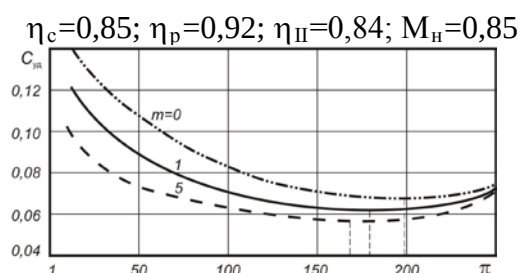


Рис. 6. Влияние π и m на зависимости $C_{уд}$ действительного цикла ТРДДри $T_r=1750K$;

$\eta_c=0,85$; $\eta_p=0,92$; $\eta_{II}=0,84$; $M_H=0,85$; $x \approx x_{opt}$

Более строгий учет теплофизических свойств рабочего тела, предпринятый в настоящей работе, приводит к тому, что абсолютные значения $\pi_{ЭК}$ в циклах аналогичных типов двигателей получились больше соответствующих величин, указанных в [4; 7; 8].

В работах [1; 3-5; 6-10] показано, что в цикле ТРД экономические значения степени подогрева $\delta_{ЭК}$ увеличиваются с возрастанием π . Аналогичный результат получается и в ТРДДри при решении уравнения (5). Представленные на рис. 7 зависимости $C_{уд}$ от δ для двигателей с различной степенью двухконтурности показывают, что увеличение m приводит, во-первых, к более высоким значениям $\delta_{ЭК}$ в цикле, а во-вторых, к замедлению возрастания $C_{уд}$ по δ в области $\delta > \delta_{ЭК}$. Последнее подтверждает тенденцию изменения $C_{уд}$ при переходе к таким типам двигателей, как ТВВД и ТВД, у которых с ростом T_r^* экономичность улучшается.

Зависимости на рис. 7 качественно также подтверждают известное условие $\delta_{ЭК} \text{ ТРД} < \delta_{ЭК} \text{ ТРДД}$ [5; 7]. Однако характер зависимостей $\delta_{ЭК}$ по π в цикле (рис. 8) в настоящей работе и работе [5] различен, что, по-видимому, связано с принятыми в работе [10] допущениями при расчете $\delta_{ЭК}$.

Возрастание M_H полета и m приводит к увеличению значений $\delta_{ЭК}$ (рис. 9), что объясняется прежде всего снижением потерь с выходной скоростью.

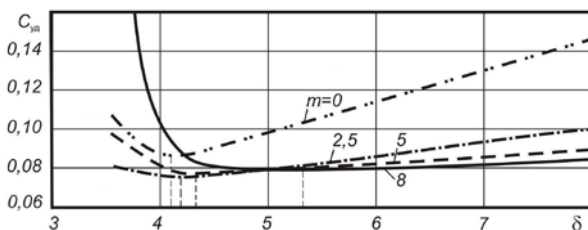


Рис. 7. Влияние δ и m на зависимости $C_{уд}$ действительного цикла ТРДДри $\pi=30$;
 $\eta_c=0,85$; $\eta_p=0,92$; $\eta_{II}=0,84$; $M_H=0,85$; $x \approx x_{opt}$

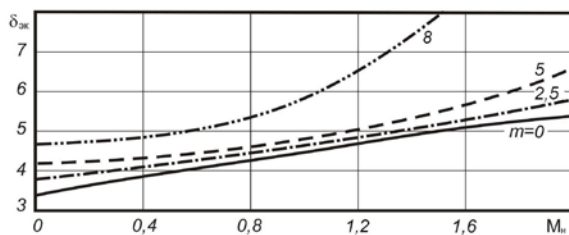


Рис. 9. Влияние M_H и m на зависимости $\delta_{ЭК}$ действительного цикла ТРДДри $\pi=30$;
 $T_r=1750K$; $\eta_c=0,85$; $\eta_p=0,92$; $\eta_{II}=0,84$

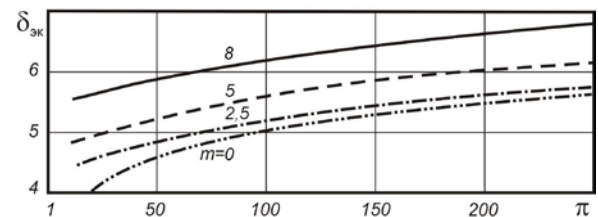


Рис. 8. Влияние π и m на зависимости $\delta_{ЭК}$ действительного цикла ТРДДри $T_r=1750K$;
 $\eta_c=0,85$; $\eta_p=0,92$; $\eta_{II}=0,84$; $M_H=0,85$

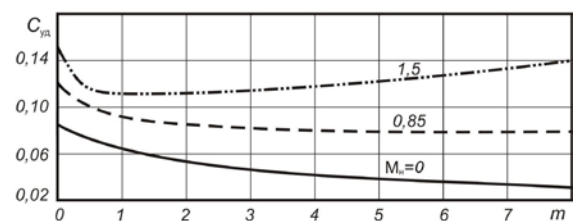


Рис. 10. Влияние m и M_H на зависимости $C_{уд}$ действительного цикла ТРДДри $\pi=30$;
 $T_r=1750K$; $\eta_c=0,85$; $\eta_p=0,92$; $\eta_{II}=0,84$; $x \approx x_{opt}$

При заданных параметрах базового цикла и M_H у ТРДДри имеется оптимальное значение степени двухконтурности m_{opt} , при котором полный КПД η_0 достигает максимума [1; 3-5; 7; 9; 10]. Например, в работе [10] отмечается, что при $M_H=2$ максимум η_0 достигается при $m_{opt}=1,5$ вместо $m_{opt} \approx 10 \dots 12$ при $M_H=0,85$. Результаты расчетов по полученным зависимостям дают в целом аналогичные результаты, хотя представленные на рис. 10 зависимости $C_{уд}$ от m в полетных условиях достигают минимума при несколько более низких значениях m_{opt} по сравнению с [10]. В [10] также отмечается, что учет внешнего сопротивления силовой установки снижает значения оптимальной степени двухконтурности. В частности, в [10] показано, что в крейсерском

полете при $M_n=0,85$ с учетом внешнего сопротивления оптимальная степень двухконтурности снижается более чем в два раза.

Основные результаты анализа влияния основных параметров базового цикла и наружного контура ТРДДри на зависимости КПД достаточно полно изложены в работах [1; 3-5; 7-10] и поэтому не нуждаются в более детальном описании.

Заключение

По сравнению с идеальным циклом наличие потерь в действительном цикле и при передаче энергии в наружный контур существенно изменяет характер зависимостей параметров эффективности действительного цикла ТРДДри от режимных параметров. Анализ расчетных результатов, полученных с помощью выражений (1)...(5), показывает, что определенный вклад в это изменение вносят также степень двухконтурности m , степень энергообмена χ , скорость полета V . Полученные результаты в целом уточняют и дополняют известные положения теории двухконтурных двигателей с раздельным истечением потоков из сопел контуров.

ЛИТЕРАТУРА

1. Акимов В.М., Бакулев В.И., Курзинер Р.И., Поляков В.В., Сосунов В.А., Шляхтенко С.М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей. - М.: Машиностроение, 1987.
2. Ильичев Я.Т. Термодинамический расчет воздушно-реактивных двигателей // Труды ЦИАМ. - № 677. - 1975.
3. Казанджан П.К., Тихонов Н.Д., **Шулекин В.Т.** Теория авиационных двигателей. - М.: Транспорт, 2000.
4. Клячкин А.Л. Теория воздушно-реактивных двигателей. - М.: Машиностроение, 1969.
5. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. - М. Машиностроение, 2002. - Кн. I, II.
6. Медведев В.В., **Шулекин В.Т.** Некоторые особенности термодинамического цикла Брайтона // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2010. - № 161 (11).
7. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных двигателей. - М.: ВВИА им. Н.Е Жуковского, 1990.
8. Стечкин Б.С. и др. Теория реактивных двигателей. Рабочий процесс и характеристики. - М.: Гособоронпромиздат, 1958.
9. Теория воздушно-реактивных двигателей / под ред. С.М. Шляхтенко. - М.: Машиностроение, 1975.
10. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. - М.: Машиностроение, 1979.
11. Янкин В.И. Система программ для расчета характеристик ВРД на ЭЦВМ. - М. Машиностроение, 1976.

SOME FEATURES OF BYPASS ENGINE OPERATION PROCESS WITH SEPARATE EXHAUST NOZZLES

Medvedev V.V., **Shulekin V.T.**

In the article some equations are derived to establish the relationships between the thermodynamic cycle parameters applying to bypass engines with separate exhaust nozzles. Necessary calculations are made and the main dependences are analyzed. Some of them have not been analyzed in the famous articles.

Keywords: bypass engine, thermodynamic cycle, cycle efficiency parameters, flight velocity.

Сведения об авторах

Медведев Владимир Владимирович, 1958 г.р., окончил РКИИГА (1981), доктор технических наук, профессор кафедры двигателей летательных аппаратов МГТУ ГА, начальник отдела ЦИАМ, автор более 40 научных работ, область научных интересов – авиационное двигателестроение.

Шулекин Виктор Тимофеевич, 1938-2011 г.г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана (1963), кандидат технических наук, автор 55 научных работ, область научных интересов – авиационное двигателестроение.

УДК 629.735

МЕТОДИЧЕСКОЕ И ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ИЕРАРХИЙ СВЯЗЕЙ ПАРАМЕТРОВ, РЕГИСТРИРУЕМЫХ В ПРОЦЕССЕ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМ

Б.А. ЧИЧКОВ

В статье описаны особенности алгоритмического и программного обеспечения, разработанного для исследования связей параметров, регистрируемых в системах различной природы. Отличительной особенностью реализуемого способа исследования является получение решения задач многомерной статистики не на статичной выборке, а на совокупности последовательных выборок, что соответствует динамическому характеру рассматриваемых систем.

Ключевые слова: система, параметр, временной ряд, динамика, многомерная статистика, связи, параметрическое диагностирование, иерархия.

В процессе функционирования систем различной природы (технических, экономических, биологических), как правило, собирают данные в виде временных рядов, отражающих состояние систем.

Так, при эксплуатации авиационных двигателей выполняется регистрация параметрической и непараметрической информации (по результатам срабатывания сигнализаторов).

Оценка технического состояния двигателей осуществляется с использованием диагностических моделей, сочетающих в себе математическое описание и правила принятия диагностических решений по результатам оценки характеристик математического описания изменения параметров в процессе эксплуатации. Для получения количественных оценок тенденций изменения регистрируемых параметров используется тренд-анализ по наработке с использованием линейных регрессионных моделей [3; 6].

Оценка динамики характеристик связей регистрируемых параметров на настоящий момент практически не выполняется. Таким образом, из диагностического рассмотрения исключается физическая составляющая, необходимая для достоверной оценки технического состояния двигателей.

Принципиальной особенностью статистических моделей любых работающих систем является их динамический характер – теснота и характеристики связей между параметрами меняются со временем (например, наработкой двигателя) и зависят от (технического) состояния системы.

Общедоступная информация, формируемая в процессе функционирования экономических систем – временные ряды по курсам валют.

В практическом плане желательно знать, какие связи между регистрируемыми параметрами наиболее значимы, устойчивы, и отражается ли изменение внутреннего состояния системы на характере связей. При этом структура связей не всегда очевидна или ее строгое описание с использованием физического, а не статистического описания может быть затруднено.

По сути решаемая задача по установлению и оценке связей может быть отнесена к разновидности задач, решаемых методами многомерной статистики – методами факторного, дискриминантного и кластерного анализа [2; 4; 5], граф-моделирования. Например, можно предполагать, что идеология направленного граф-моделирования для описания структуры модели заложена и в процедурах модуля SEPATH (Structural Equation Modeling and the Path Diagram) системы STATISTICA®. Для построения Path Diagram необходимо предварительно выполнить построение матрицы ковариаций или корреляций с использованием, например, модуля факторного анализа (Factor Analysis) [2].

Для дистанцирования от прочих алгоритмических и программных разработок следует обратить внимание на то, что указанные выше задачи многомерной статистической обработки данных решаются по отношению к некоторой одной матрице, не учитывается то, что матрица может принципиально изменяться от выборки к выборке. Объем выборки в классических методах постоянен для всех пар переменных. Необходимо задавать предполагаемые связи. Рассматриваемый здесь способ оценок связей предполагает получение решения по результатам оценки связей в последовательности матриц, что соответствует динамическому характеру реально функционирующих систем и в условиях выбора объема выборок наблюдений (длин временных рядов), обеспечивающих наилучшее статистическое качество моделей, описывающих связи между регистрируемыми параметрами по корреляционному критерию.

Укрупненная блок-схема алгоритма построения ранжированных матриц, используемых для исследования динамики связей между регистрируемыми параметрами, представлена на рис. 1.

В дальнейшем использованы следующие обозначения параметров: Нараб – наработка двигателя; $A_{\text{РУД}}$ – угол установки РУД; $A_{\text{ВНА}}$ – угол установки входного направляющего аппарата; $N_{\text{КВД}}$ – частота вращения ротора компрессора высокого давления; $N_{\text{ВЕН}}$ – частота вращения ротора вентилятора; $T_{\text{ТНД}}$ – температура газов за турбиной низкого давления; $P_{\text{т}}/P_{\text{вх}}$ – параметр тяги; $P_{\text{КВД}}$ – давление за компрессором высокого давления; $T_{\text{КВД}}$ – температура за компрессором высокого давления; $P_{\text{т}}/P_{\text{нр}}$ – давление за насосом-регулятором; $P_{\text{т}}/P_{\text{1к}}$ – давление топлива в первом контуре форсунок; $T_{\text{в}}/T_{\text{ГТ}}$ – температура воздуха под панелями газогенератора; $P_{\text{м}}/P_{\text{в}}$ – давление масла на входе в двигатель; $P_{\text{с}}/P_{\text{суф}}$ – давление в системе суфлирования; $T_{\text{м}}/T_{\text{вх}}$ – температура масла на входе; $T_{\text{м}}/T_{\text{***}}$ – температура масла на выходе из подшипника (опоры), где *** – узлы КВД, ТВД, ТНД; $V_{\text{в}}/V_{\text{Р(К)}}$ – виброскорость в зоне разделительного корпуса по первой гармонике ротора вентилятора; $V_{\text{в}}/V_{\text{З(П)}}$ – виброскорость в зоне задней подвески по первой гармонике ротора вентилятора; $V_{\text{к}}/V_{\text{Р(К)}}$ – виброскорость в зоне разделительного корпуса по первой гармонике ротора КВД; $V_{\text{к}}/V_{\text{З(П)}}$ – виброскорость в зоне задней подвески по первой гармонике ротора КВД.

Нормирование значений коэффициентов корреляции (RR), дисперсионных отношений выполняется относительно табличных значений для соответствующей длины ряда наблюдений и уровня значимости.

После построения ранжированных матриц (в динамике, например, для последних 30 выборок данных) проводится оценка частоты появления в первом ранге матрицы той или иной связи и на граф наносится наиболее часто встречающаяся связь.

В условиях ограниченного объема настоящей статьи приведены лишь некоторые типичные примеры результатов оценок по описанному выше алгоритму и с использованием разработанного программного обеспечения.

Сначала представим результаты по оценке связей параметров, регистрируемых в процессе эксплуатации одного из отечественных ТРДД.

Для взлетного режима работы оценки могут быть выполнены по 24 параметрам.

Для получения примеров, приведенных на рис. 3, использовались данные ряда исправных и неисправных двухвальных ТРДД, штатно зарегистрированные в процессе их эксплуатации. Приведены результаты только по показателю “параметр тяги” (по сути – интегральный показатель состояния ГТД). Количество выборок, если особо не оговорено, – 50; количество рангов – 1.

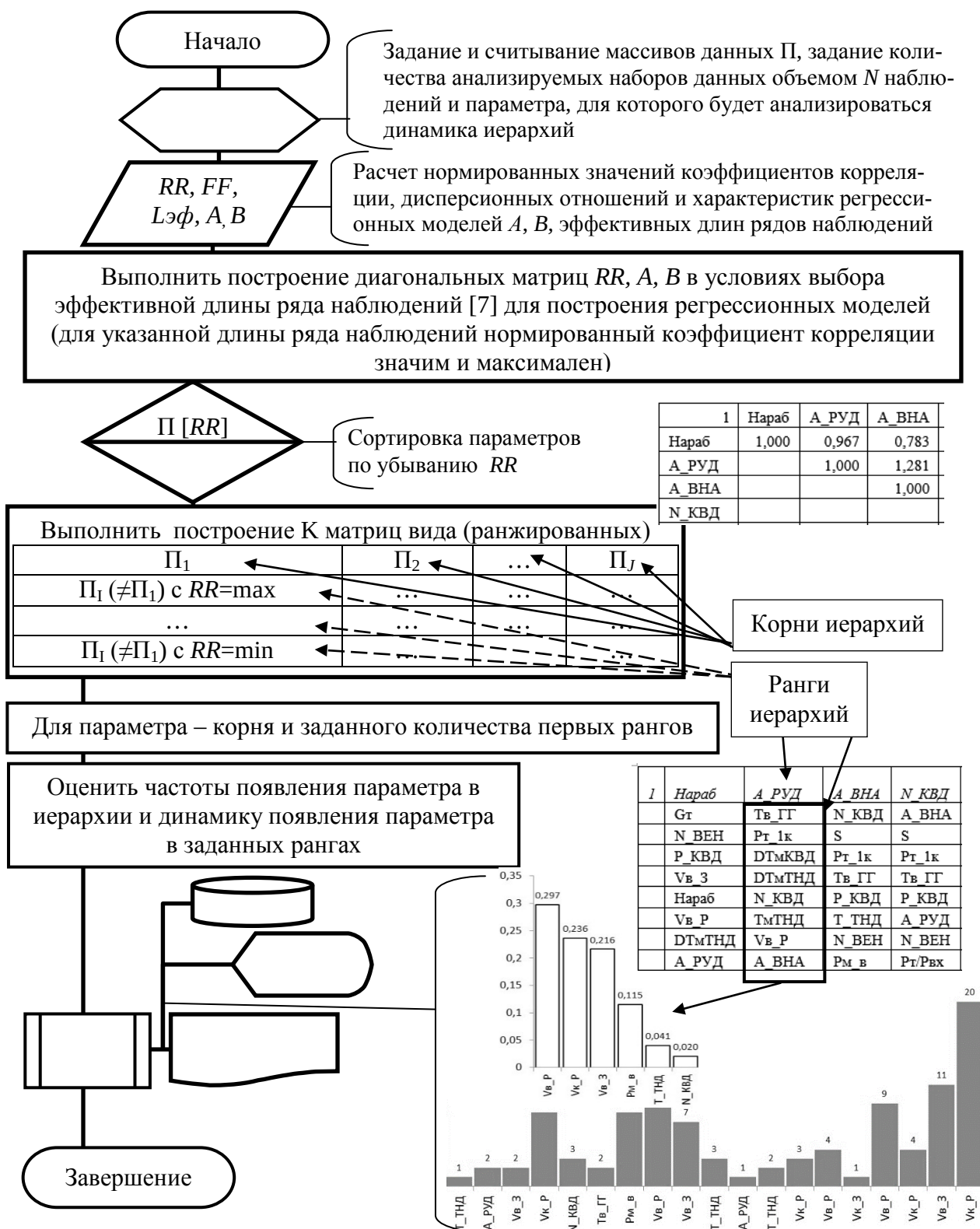


Рис. 1. Укрупненная блок-схема алгоритма оценки иерархий

Базы данных, с которыми работает программа, представляют из себя книги Excel, на листах которых в первой строке приводятся наименования параметров, а сами данные вводятся в хронологическом порядке по столбцам.

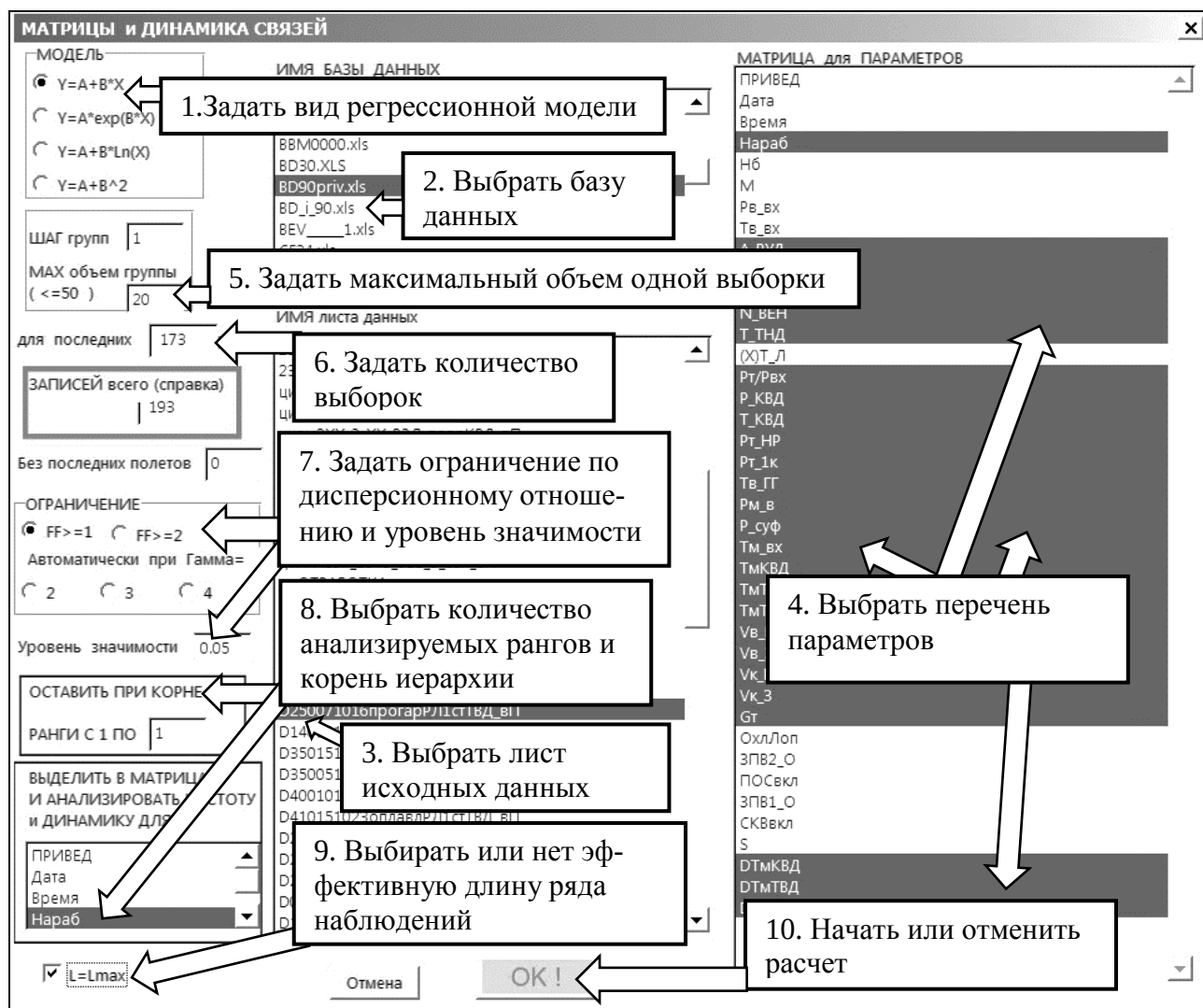


Рис. 2. Вид диалога программы и назначение элементов интерфейса

Для технических систем особое место в анализе связей занимает выявление значимых и устойчивых связей регистрируемых параметров с наработкой (назначается корнем иерархии). Пример результата такого рода анализа представлен на рис. 3д – описываемый здесь способ обеспечивает обнаружение регистрируемых параметров, устойчивые связи которых с наработкой типичны для развития рассматриваемых неисправностей. Состояния двигателей для рис. 3: а – отработка ресурса; б – прогар рабочих лопаток турбины высокого давления – без последних 100 полетов; в – прогар рабочих лопаток турбины высокого давления – последние 20 полетов; г – помпаж в полете, разрушение компрессора высокого давления, последние 20 полетов; д – повышенная вибрация. Вторая группа примеров, которая показывает универсальность описываемого подхода к анализу временных рядов различной природы, получена в результате исследования связей для временных рядов данных по курсам валют. Далее для получения примеров использовались данные по курсам валют к рублю по данным сайта [1] за период 11.01.2012...26.05.2012. Использовались данные по американскому доллару, австралийскому доллару, евро, индийской рупии, канадскому доллару, китайскому юаню, сингапурскому доллару, украинской гривне, японской йене (за 100 йен), южноафриканскому рэнду (за 10 рэнд), турецкой лире. Результаты оценки доминантности связей между валютами с позиций статистических моделей представлены на рис. 4 (из экономии места, оставлены только наиболее значимые связи, задача анализа связей с позиций экономики не ставилась).

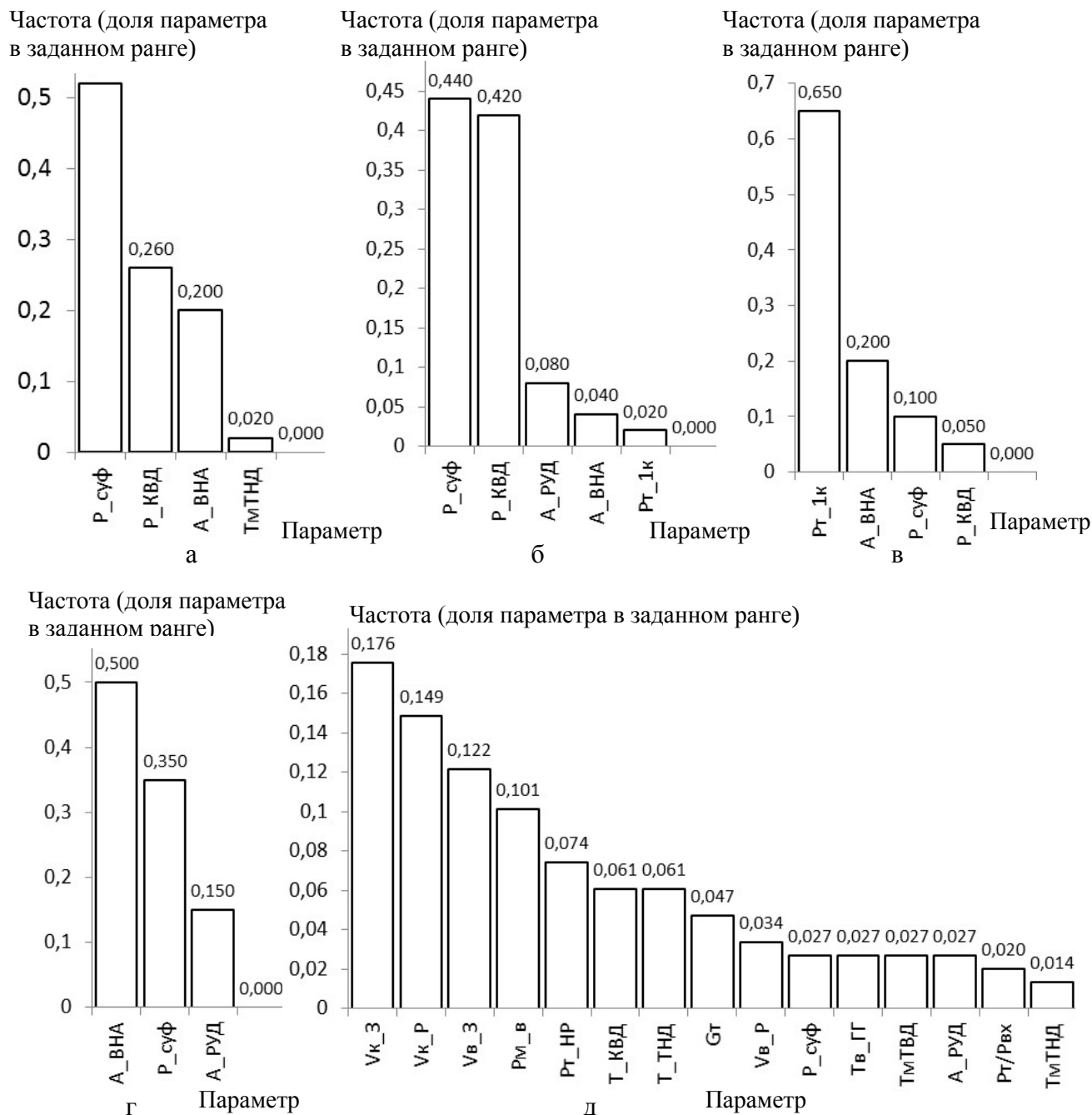


Рис. 3. Примеры результатов анализа частот нахождения параметров в первом ранге иерархии при корне “параметр тяги” (а-г) и корне “наработка” (д)

Закключение

Алгоритм и программное обеспечение, разработанное для оценки связей параметров, регистрируемых при функционировании систем различной природы, учитывают динамический характер оцениваемых связей. Результаты, полученные как для технических систем (авиационные двигатели), так и экономических систем, позволяют утверждать о универсальности примененного подхода, дополненного содержательным анализом.



Рис. 4. Примеры результатов анализа частот нахождения параметров в первом ранге иерархии при корне: а - “китайский юань”; б - “евро”; в - “турецкая лира”; г - “украинская гривна”

ЛИТЕРАТУРА

1. Архив курсов валют ЦБ РФ. [Электронный ресурс]. URL.: <http://finmarket.ru>.
2. Боровиков В.П., Ивченко Г.И. Прогнозирование в системе STATISTICA® в среде Windows: учеб. пособие. - М.: Финансы и статистика, 1999.
3. Бюллетень № 94148-БЭ-Г. - Пермь, 1996.
4. Дж.-О. Ким, Ч.У. Мьюллер, У.Р. Клекка и др. Факторный, дискриминантный и кластерный анализ / пер. с англ. / под ред. И.С. Енюкова. - М.: Финансы и статистика, 1989.
5. Харман Г. Современный факторный анализ. - М.: Статистика, 1972.
6. Химмельблау Д. Анализ процессов статистическими методами: пер. с англ. - М.: Мир, 1973.
7. Чичков Б.А. Методология оптимизации статистических диагностических моделей авиационных ГТД для установившихся режимов работы. - М.: МГТУ ГА, 2001.

ALGORITHMIC AND SOFTWARE, WHICH HAVE BEEN DEVELOPED FOR RESEARCH OF COMMUNICATIONS OF PARAMETRES, REGISTERED IN SYSTEMS

Chichkov B.A.

The article deals with algorithmic and software, which have been developed for research of communications of parameters, registered in systems of various nature. Distinctive feature of a realized way of research is reception of the decision of tasks of multidimensional statistics not on static sample, but on set consecutive data that corresponds to dynamic character of real systems.

Keywords: system, parameter, dynamics, the multidimensional statistics, parametrical diagnosing, hierarchy.

Сведения об авторе

Чичков Борис Анатольевич, 1969 г.р., окончил МИИГА (1993), доктор технических наук, профессор кафедры двигателей летательных аппаратов МГТУ ГА, автор более 70 научных работ, область научных интересов – модели систем, параметрическая диагностика авиационных двигателей в эксплуатации.

УДК 629.735.017.1.084

ВОЗМОЖНЫЙ ПОДХОД К РАСЧЕТНО-АНАЛИТИЧЕСКОЙ ОЦЕНКЕ КОЭФФИЦИЕНТА ИНТЕНСИВНОСТИ НАПРЯЖЕНИЙ ЛОПАТКИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.Е. ШЕРЫШЕВ, Д.В. ТЕЛЬНОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Никоновым В.В.

Статья посвящена одному из подходов расчета коэффициента интенсивности напряжений (КИН) лопаток газотурбинного двигателя (ГТД).

Ключевые слова: трещина, лопатка ГТД, расчет КИН, коэффициент интенсивности напряжений.

Введение

Известно, что одним из основных критериев хрупкого разрушения является коэффициент интенсивности напряжений, однако применение этого критерия для конкретных элементов силовых установок, в частности, лопаток ГТД в инженерной практике ограничивается сложностью учета конкретной геометрии профиля лопатки ГТД. В статье рассматривается один из возможных инженерных подходов к расчету КИН лопаток.

Расчетно-аналитическая методика расчета КИН лопатки ГТД

Зависимость коэффициента интенсивности напряжений первого рода для полуэллиптической трещины может быть определена при помощи следующей формулы

$$K_I = Q \cdot \sigma (\pi \cdot r)^{1/2}, \quad (1)$$

где Q – коэффициент, характеризующий геометрию тела; σ – напряжение в теле; r – размер трещины.

В работах [2; 5; 6] показано, что для конечного тела коэффициент Q может быть определен в виде

$$Q = ((2)^{3/2} \cos(\theta) \cdot K) / (\pi(1 - \sin(\theta/2)\sin(3\theta/2))), \quad (2)$$

где θ – местная угловая координата; K – коэффициент, учитывающий изменение геометрии детали от полуплоскости.

Рассмотрим более подробно возможный способ определения коэффициента для лопатки ГТД. Для этого необходимо найти закономерности преобразования полуплоскости в профиль лопатки ГТД, выполнить конформное преобразование [4]. Эта задача решается в два этапа. На первом полуплоскость преобразуют в окружность, на втором этапе – окружность преобразуют в крыло Жуковского-Чаплыгина (профиль лопатки ГТД). Однако при этом возникает вопрос об особой точке в центре окружности на первом этапе преобразований, когда полуплоскость преобразуется в окружность, что ограничивает применение этого способа.

Существует и другой способ преобразования. Рассмотрим его более подробно. На первой стадии первого этапа ограничиваем полуплоскость, т.е. преобразуем ее в полосу с шириной H . Размер H найдем из следующих соображений: так как линии изохром распространяются по гиперболическому ряду [1], можно предположить, что напряжения от трещины будут затухать по такой же закономерности. Нагрузки, которые воспринимает отброшенная часть полуплоскости

можно учесть, добавив к напряжениям σ (1) поправку, учитывающую напряжения в отброшенной полуплоскости.

Во второй стадии преобразуем полученную полосу в прямоугольник с размерами по ширине H , по длине $2\pi H$. Влияние отбрасываемых частей учтем в поправке к напряжениям в теле σ . Таким образом, получена развертка окружности радиуса H .

На втором этапе первой стадии заданный профиль лопатки ГТД аппроксимируем набором окружностей (рис. 1), что позволит получить таблицу вида (табл. 1).

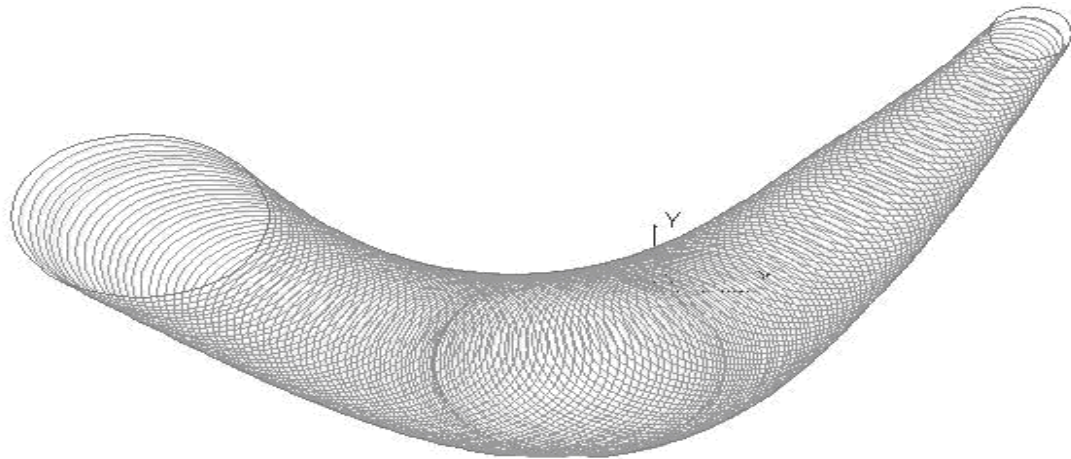


Рис. 1. Аппроксимация профиля лопатки ГТД набором окружностей

Таблица 1

№	t_i	X_{ti}	Y_{ti}	$X_{ци}$	$Y_{ци}$	R_{ti}
1	0	10	10	15	10	5
...	..	...	...	...	...	...
N	100	10	10	15	10	5

Более подробно рассмотрим формирование табл. 1.

Значения столбцов имеют следующие смысловые значения: i – номер текущей точки; t_i – текущая координата периметра профиля лопатки; X_{ti} , Y_{ti} – декартовы координаты точки, соответствующие t_i ; $X_{ци}$, $Y_{ци}$ – декартовы координаты центра текущей окружности; R_{ti} – радиус текущей вписанной окружности.

Текущая координата периметра профиля лопатки определяется для спинки и корыта

$$t_{i+1} = t_i + ((X_{ti+1} - X_{ti})^2 + (Y_{ti+1} - Y_{ti})^2)^{0,5}, \quad (3)$$

а для особых случаев – входной и выходной кромок лопатки: $t_{i+1} = t_i + t_{\text{вход}}$ и $t_{i+1} = t_i + t_{\text{выход}}$.

Величины $t_{\text{вход}}$ и $t_{\text{выход}}$ можно определить как длины дуг от первой точки, аппроксимирующей корыта, до первой точки, аппроксимирующей для спинки, и последней точки, аппроксимирующей корыта, до последней точки, аппроксимирующей спинку, соответственно.

При этом значения X_{ti} , Y_{ti} , $X_{ци}$, $Y_{ци}$, R_{ti} в первой и последней (N) точках должны совпадать.

На второй стадии второго этапа определяем связь между текущей координатой периметра профиля лопатки t_i и текущей длиной прямоугольника (полученной на первом этапе после преобразования полуплоскости), а также находим масштабный коэффициент для ширины $K_{ti} = H / R_{ti}$.

$$K_I = Q^* \cdot \sigma^* (\pi \cdot r)^{1/2}, \quad (4)$$

где Q^* – коэффициент, характеризующий геометрию лопатки; σ^* – напряжения в теле с учетом поправки.

Коэффициент, характеризующий геометрию лопатки, определяется

$$Q = ((2)^{3/2} \cos(\theta) * K_{ii}) / (\pi(1 - \sin(\theta/2)\sin(3\theta/2))). \quad (5)$$

Помимо K_I приходится учитывать КИН второго вида (K_{II}), т.к. влияние изгибающих сил по сравнению с центробежными нагрузками соизмеримы и могут достигать 20..30 % от центробежных [6]. Поэтому в работах [2; 6] был предложен комбинированный КИН K^* , учитывающий КИН первого и второго рода. Уравнение для нахождения его имеет вид

$$K^* = K_I + \alpha_0 K_{II}, \quad (6)$$

$$\text{где} \quad \alpha_0 = -(\operatorname{tg}(\theta/2) * (2 + \cos(\theta/2) * \cos(3\theta/2))) / (1 - \sin(\theta/2)\sin(3\theta/2)). \quad (7)$$

Уравнение (6) можно привести к виду

$$K^* = K_I * G, \quad (8)$$

$$\text{где} \quad G = 1 + \alpha_0 * K_{II} / K_I. \quad (9)$$

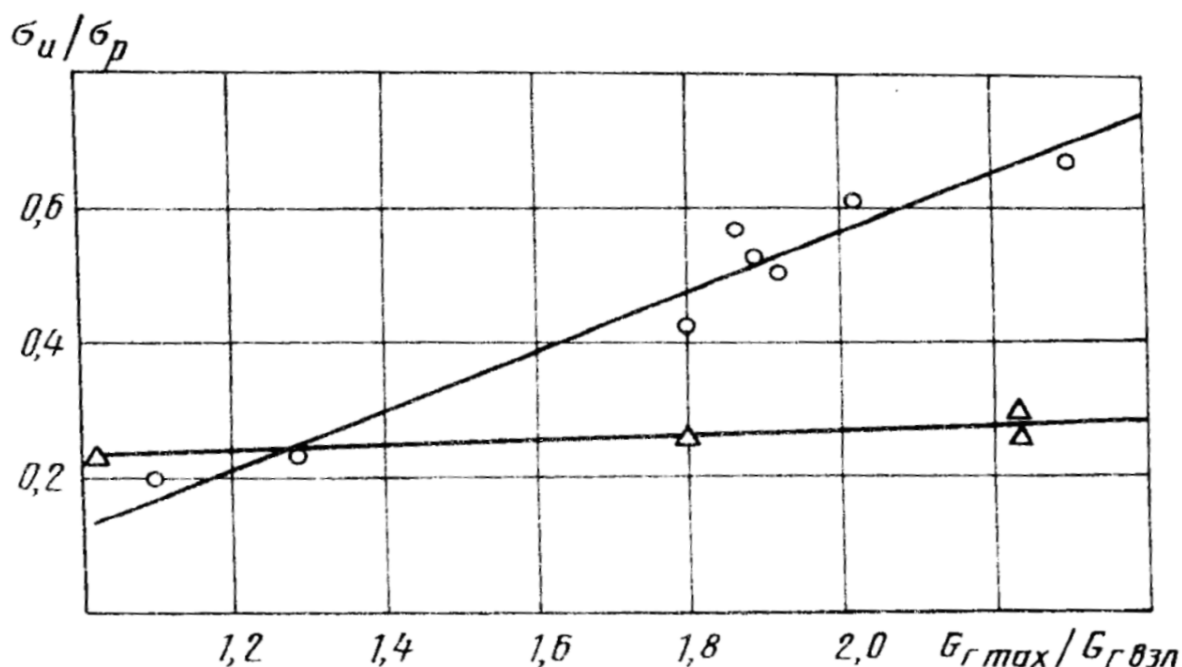


Рис. 2. Зависимость напряжений изгибающих и растягивающих от максимального расхода через турбину: Δ - работа лопатки с бандажными полками; o - без бандажных полок

Исследуем функцию G для лопатки турбины ГТД. Подставим в уравнение (9) уравнения для КИН первого и второго рода.

Тогда функция G примет вид

$$G = 1 - q * (2\theta + \pi + \sin(2\theta)) / (4\pi \cos(\theta) \cos(\theta/2)), \quad (10)$$

где q - отношение изгибающих и растягивающих напряжений,

$$q = \sigma_{изг} / \sigma_p. \quad (11)$$

Формула (11) согласно работе [3] является функцией от расхода топлива, варианта конструкции (рис. 2)

Значение КИН будет максимальным, когда G достигает единицы, т.е. K_{II} равно нулю, и минимальным, когда G стремится к нулю. Сравнения полученных результатов с экспериментальными исследованиями распространения усталостной трещины для смешанного типа I и II, ко-

торые производились авторами Ида и Кобаяши [7], подтверждают законы поведения КИН смешанного типа.

Заключение

1. По результатам обзора, анализа и использования работ [1 - 7] сформулирована и представлена методика расчета коэффициента, характеризующего геометрию лопатки ГТД, которая может быть использована при инженерных расчетах.

2. Отмечено, что значение КИН будет максимальным, когда G достигает единицы, т.е. K_{II} стремится к нулю. Этим можно объяснить, по чему трещины в основном растут в зонах перехода положительных и отрицательных изгибающих напряжений.

ЛИТЕРАТУРА

1. Безухов Н.И. Основы теории упругости, пластичности и ползучести. - М.: Высшая школа, 1968.
2. Зайцев Г.П., Шерышев А.Е. Определение сроков эксплуатации по КИН: сб. тезисов докладов УМК "Геометрические аспекты проектирования и технологии КМ и конструкции". - М.: МАТИ (МГАТУ), 1996.
3. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей. - М.: Машиностроение, 1989.
4. Лавренев М.А., Шабат Б.В. Методы теории функций комплексного переменного. - М.: Государственное изд-во физ. матем. литературы, 1958.
5. Махутов Н.А. Сопротивление элементов конструкций хрупкому разрушению. - М.: Машиностроение, 1973.
6. Шерышев А.Е. Несущая способность лопаток ГТД, изготовленных литьем по выплавляемым моделям: автореф. дисс. ... канд. техн. наук. - М.: МАТИ, 1996.
7. Iida S., Kobayashi A.S. Crack propagation rate in 7075-T6 plates under cyclic tensile and transverse shear loading, J.Basic Eng., 1966. - P. 764-769.

POSSIBLE APPROACH TO COMPUTATIONAL AND ANALYTICAL CALCULATION OF THE STRESS INTENSITY FACTOR FOR THE BLADE OF THE TURBOJET

Sheryshev A.E., Telnov D.V.

This paper covers one stress intensity factor calculation method for the blades of the turbojet.

Keywords: crack, blade of the turbojet, calculation of the stress intensity factor, stress intensity factor.

Сведения об авторах

Шерышев Алексей Евгеньевич, 1964 г.р., окончил МАТИ (1986), кандидат технических наук, профессор кафедры информационных технологий МАТИ, автор более 70 научных работ, область научных интересов – моделирование сложных процессов в технической среде.

Тельнов Дмитрий Викторович, 1964 г.р., окончил МАТИ (1986), заместитель начальника отдела проверок департамента инвестиционного развития федерального имущества Министерства образования и науки России, область научных интересов – надежность энергетических установок.

УДК 621.43.018

ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА РАБОТУ ДВИГАТЕЛЕЙ ПС-90А-76 НА ПРОБЕГЕ САМОЛЁТА ИЛ-76ТД-90 С ПРИМЕНЕНИЕМ РЕВЕРСА ТЯГИ

С.С. ФАДИН, А.А. КОМОВ

В статье рассматриваются результаты расчетных исследований о влиянии ветра на работу двигателей ПС-90А-90 на пробеге самолета Ил-76ТД-90 с применением реверса тяги.

Ключевые слова: реверс, ветер, помпаж, расчетные исследования.

Магистральный грузовой самолет Ил-76ТД-90 является глубокой модернизацией транспортного самолета Ил-76ТД. Самолет построен на Ташкентском авиационном производственном объединении им. В.П. Чкалова по заказу группы компаний «Волга-Днепр».

В процессе модернизации самолета силовая установка самолета была заменена – вместо двигателей Д-30КП были установлены двигатели ПС-90А-76. При этом расстояние между соседними двигателями было оставлено без изменений, несмотря на то что диаметр двигателей ПС-90А-76 ($D = 2$ м) [1] превосходит диаметр двигателей Д-30КП ($D = 1,5$ м), а расстояние между двигателями составляет 4 м.

Близость расположения двигателей вносит существенные коррективы в параметры воздушного потока, втекающего на вход двигателей, что сказывается на газодинамической устойчивости работы двигателей на пробеге с применением реверса тяги. На пробеге самолета Ил-76ТД-90 с применением реверса тяги всех 4-х двигателей наблюдается интенсивный заброс реверсивных струй внутренних двигателей (СУ №2 и СУ №3) на вход внешних двигателей (СУ №1 и СУ №4) [2; 4]. Вследствие этого существует ограничение в применении всех четырех реверсивных устройств силовых установок на пробеге.

Параметры воздушного потока на входе в двигатели могут меняться в зависимости от скорости пробега самолета, а также от внешних условий, таких как скорость и направление ветра во время пробега самолета. Целью данной статьи является исследование влияния ветровых условий на параметры воздушного потока, входящего в двигатели СУ №1 и СУ №4.

В качестве исходных данных для исследований были использованы метеоданные (скорость и направление ветра) для аэропорта Шереметьево за октябрь 2013 г. (01.10.2013 г. по 30.10.2013 г. включительно).

Для каждых суток были вычислены такие параметры ветра, как средняя скорость и направление ветра к оси самолета:

$$W_{\text{ср}} = \frac{\sum_{i=1}^{i=48} W_i}{48};$$
$$\Theta_{\text{ср}} = \frac{\sum_{i=1}^{i=48} \Theta_i * W_i}{\sum_{i=1}^{i=48} \Theta_i},$$

где i – порядковый номер замера (48 замеров в сутки); W_i – скорость ветра во время замера, м/с; Θ_i – угол вектора скорости ветра к оси самолёта, град.; 48 – количество замеров параметров ветра за сутки.

Параметры ветра (скорость и направление) в течение октября 2013г. представлены на рис. 1 и рис. 2.



Рис. 1. Значение скорости ветра в октябре 2013 г. (аэропорт Шереметьево)



Рис. 2. Направление ветра относительно оси самолета за октябрь 2013 г. (аэропорт Шереметьево)

Из рис. 1 и рис. 2 видно, что изменение скорости и направления ветра по дням в течение месяца не подчиняются какому-либо известному статистическому закону в полной мере. Расчеты показывают, что средняя скорость ветра за исследуемый период составляет величину, равную $W = 3,5$ м/с, а средний угол направления ветра к оси самолёта – $\theta = 6,3^\circ$. Это обуславливает необходимость исследования влияния параметров ветра на параметры воздушного потока, втекающего в двигатели самолета Ил-76ТД-90, по наибольшим значениям направления и скорости ветра.

Для исследования были выбраны следующие параметры ветра (за 13.10.2013 г.):

- скорость ветра $W = 10$ м/с;
- направление ветра к оси самолёта $\Theta = 70^\circ$.

Математическая модель внешней аэродинамики реверсивных струй на пробеге самолета Ил-76ТД-90 с применением реверса тяги всех четырех двигателей реализована в многофункциональном программном комплексе ANSYS CFX. Моделирование проводилось для скоростей пробега самолета $V=180$ км/ч, $V=160$ км/ч, $V=140$ км/ч, $V=120$ км/ч при выбранной скорости и направлении ветра к оси самолета.

Параметры математической модели.

Расчетная среда:

- воздух, сжимаемый;
- давление воздуха 1 атм;
- температура воздуха 288°K.

Параметры работы двигателей:

- величина обратной тяги $R_{обр} = 3600$ кгс;
- расход воздуха через вентилятор $G_v = 466$ кг/с;
- расход воздуха через реверсивное устройство (РУ) $G_{рев} = 351$ кг/с;
- полная температура реверсивной струи на выходе из РУ $T^* = 332,6^\circ\text{K}$;

Размеры расчетной области приведены на рис. 3.

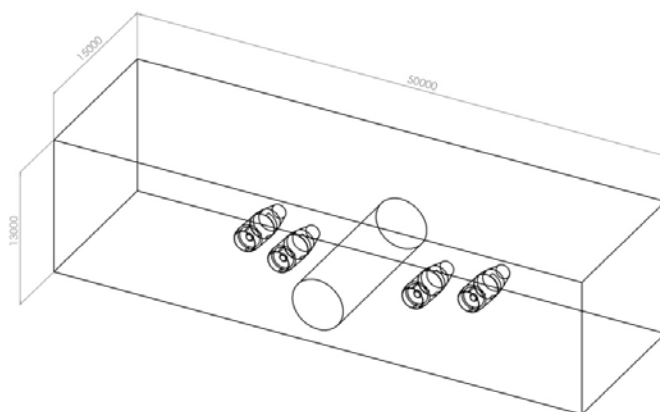


Рис. 3. Расчетная область

В расчетной области создана сетка тетраэдральных конечных элементов объемом 8,5 млн. узлов.

Параметры воздушного потока, втекающего в двигатели, определялись в местах расположения датчиков полного давления и температуры на реальных двигателях ПС-90А (рис. 4).

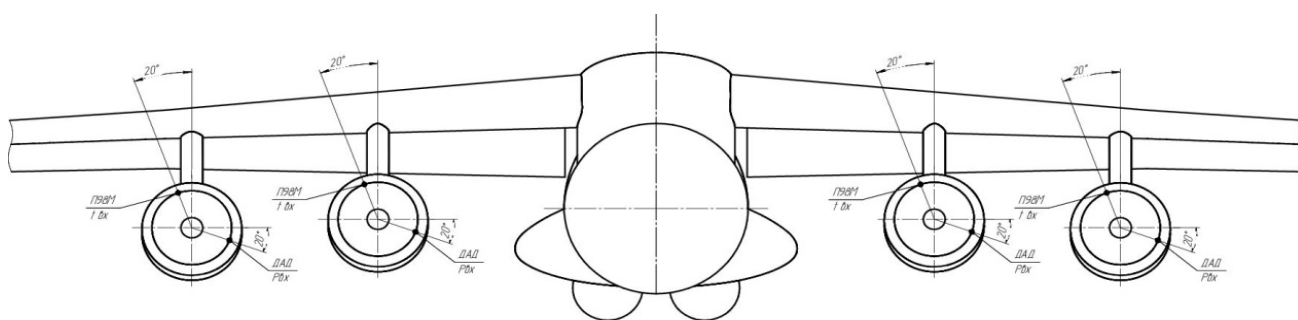


Рис. 4. Расположение датчиков на входе в двигатели ПС-90А-76 самолета Ил-76ТД-90. Вид спереди: ДАД – датчики полного давления; П98М – датчики температуры заторможенного потока

В результате расчетных исследований были получены значения параметров воздушного потока в точках расположения датчиков входящего потока двигателей ПС-90А-76. Влияние бокового ветра видно из сравнения полученных значений параметров воздушного потока с параметрами воздушного потока без учета влияния бокового ветра (табл. 1) [3].

Таблица 1

Скорость ВС, км/ч	Без учета ветра				С учетом ветра			
	СУ № 1		СУ № 4		СУ № 1		СУ № 4	
	ΔP^* , Па (кг/см ²)	ΔT , К	ΔP^* , Па (кг/см ²)	ΔT , К	ΔP^* , Па (кг/см ²)	ΔT , К	ΔP^* , Па (кг/см ²)	ΔT , К
180	-2195 (-0.022)	7,7	-10096 (-0.103)	1,4	-8632 (-0.088)	1,4	-1992 (-0.02)	1,6
160	-2821 (-0.029)	14	-12175 (-0.124)	1,3	-11068 (-0.113)	2,6	-2480 (-0.025)	7,3
140	-3482 (-0.036)	15,2	-15785 (-0.161)	2	-11301 (-0.115)	4	-2929 (-0.0299)	14,7
120	-4431 (-0.045)	15	-18691 (-0.19)	2,6	-22846 (-0.233)	5	-3015 (-0.03)	10,5

В эксплуатации отмечались случаи помпажа двигателей ПС-90А-76 на пробеге самолета Ил-76ТД-90 при применении реверса тяги на скорости $V = 155$ км/ч, при этом полное давление воздушного потока на входе в двигатель составляло величину, равную $P^*_{\text{вх}} = 0,771$ кгс/см² (до включения реверса $P^*_{\text{вх}} = 1,084$ кгс/см²). Расчетные исследования показывают (табл. 1), что посадка самолета Ил-76ТД-90 с применением реверса тяги четырех двигателей при боковом ветре (скорость ветра $W = 10$ м/с, направление ветра к оси самолета $\Theta = 70^\circ$) может привести к помпажу двигателя СУ №1. Полное давление воздушного потока на входе в двигатель №1 при данных ветровых условиях будет меньше значения ($P^* = 0,767$ кгс/см²), при котором был зафиксирован помпаж двигателя в эксплуатации ($P^* = 0,771$ кгс/см²).

На рис. 5 показано изменение параметров воздушного потока на входе в двигатель в точках расположения датчиков без учета бокового ветра, а на рис. 6 показано изменение параметров воздушного потока на входе в двигатель в точках расположения датчиков с учетом влияния бокового ветра.

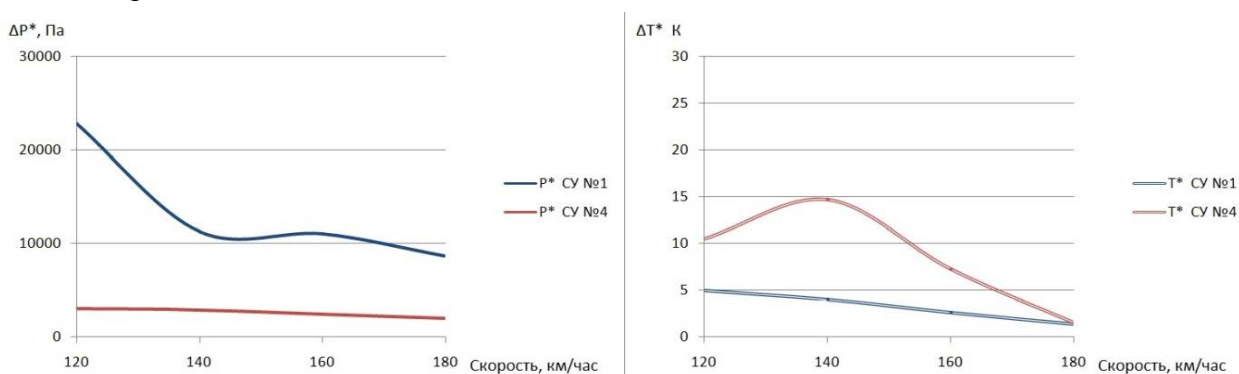


Рис. 5. Изменение параметров потока на входе в двигатель в точках расположения датчиков без учета бокового ветра

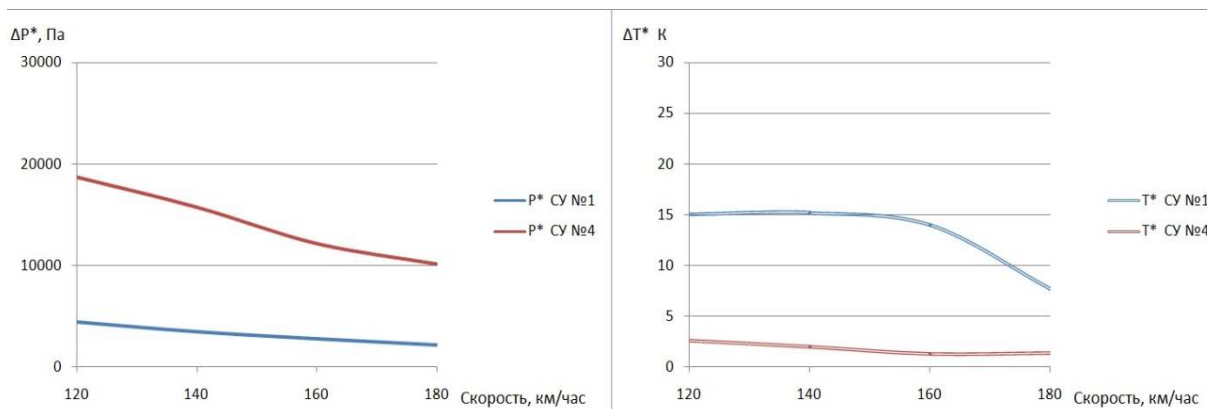


Рис. 6. Изменение параметров потока на входе в двигатель в точках расположения датчиков с учётом влияния бокового ветра ($W = 10$ м/с, $\theta = 70^\circ$)

На рис. 7 - 10 представлены результаты расчетных исследований течения реверсивных струй на различных скоростях пробега самолета Ил-76ТД-90 ($V = 180$ км/ч, $V = 160$ км/ч, $V = 140$ км/ч и $V = 120$ км/ч соответственно).

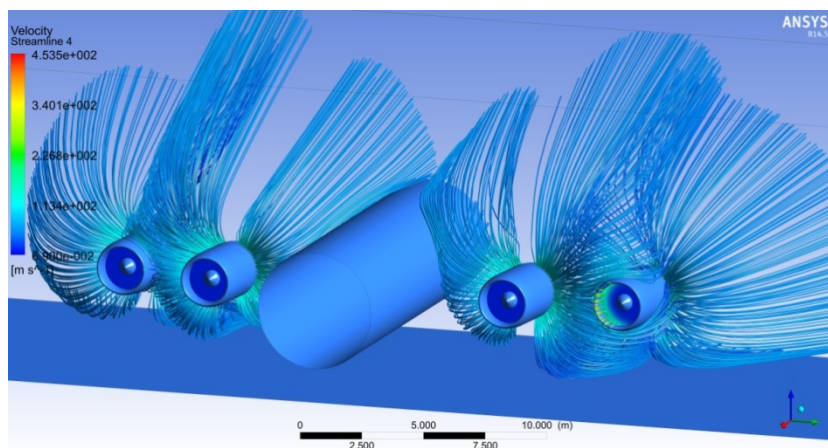


Рис. 7. Течение реверсивных струй на пробеге самолета Ил-76ТД-90 со скоростью $V = 180$ км/ч ($W = 10$ м/с, $\theta = 70^\circ$)

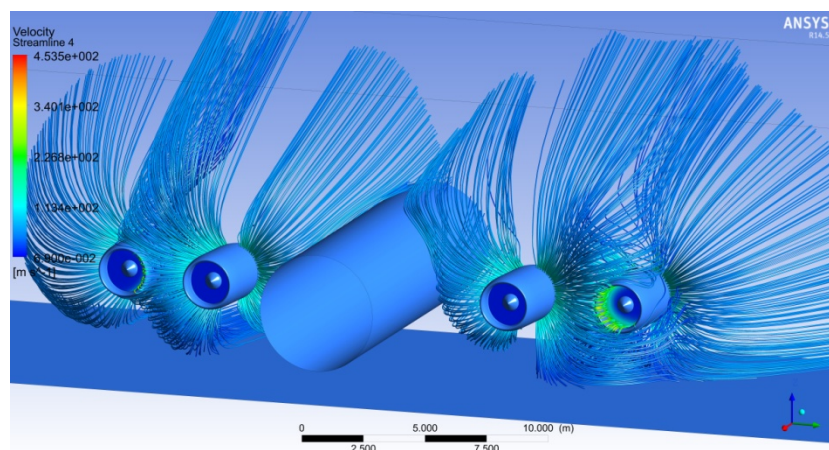


Рис. 8. Течение реверсивных струй на пробеге самолета Ил-76ТД-90 со скоростью $V = 160$ км/ч ($W = 10$ м/с, $\theta = 70^\circ$)

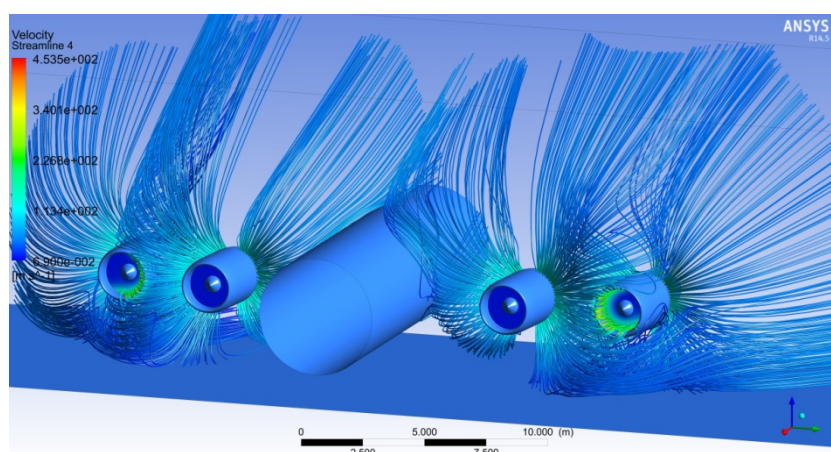


Рис. 9. Течение реверсивных струй на пробеге самолета Ил-76ТД-90 со скоростью $V = 140$ км/ч ($W = 10$ м/с, $\theta = 70^\circ$)

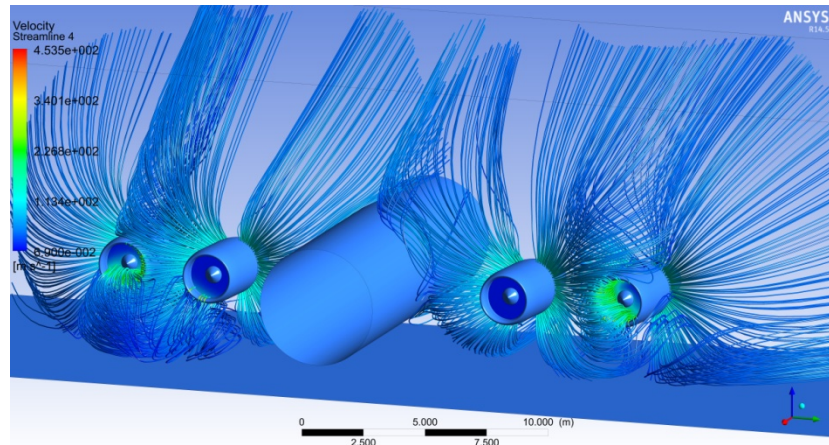


Рис. 10. Течение реверсивных струй на пробеге самолета Ил-76ТД-90 со скоростью $V = 120$ км/ч ($W = 10$ м/с, $\theta = 70^\circ$)

Как видно из табл. 1 и рис. 7 - 10, на пробеге самолета с применением реверса тяги всех четырех двигателей боковой ветер вызывает интенсивное падение полного давления на входе в воздухозаборник внешнего двигателя с подветренной стороны. Боковой ветер может увеличивать падение полного давления на 22% по сравнению со случаем посадки в штиль. Также воздействие бокового ветра приводит к более раннему попаданию реверсивных струй в воздухозаборник внешнего двигателя с подветренной стороны. На двигателе СУ № 4 наблюдается интенсивный заброс реверсивных струй из двигателя СУ № 3, которые могут забрасывать посторонние предметы с поверхности аэродрома.

На основании проведенных расчетных исследований можно сделать следующие выводы:

1. Боковой ветер значительно влияет на условия работы двигателей ПС-90А-76 в компоновке самолета Ил-76ТД-90 на пробеге с применением реверса тяги всех четырех двигателей, что может повлиять на газодинамическую устойчивость двигателя.

2. Посадка самолета Ил-76ТД-90 с применением реверса тяги четырех двигателей при боковом ветре (скорость ветра $W = 10$ м/с, направление ветра к оси самолёта $\Theta = 70^\circ$) может привести к помпажу двигателя СУ № 1.

3. Посадка самолета Ил-76ТД-90 с применением реверса тяги четырех двигателей при боковом ветре (скорость ветра $W = 10$ м/с, направление ветра к оси самолёта $\Theta = 70^\circ$) значительно снижает защищенность двигателя СУ № 4 от заброса посторонних предметов реверсивными струями двигателя СУ № 3.

ЛИТЕРАТУРА

1. Иноземцев А.А., Коняев Е.А., Медведев В.В., Нерадько А.В., Ряссов А.Е. Авиационный двигатель ПС-90А. - М.: Либра-К, 2007.
2. Двигатель ПС-90А-76: расчетная оценка попадания реверсивных струй на вход в двигатель: техническая справка №40981 // ОАО "Авиадвигатель", 2007.
3. Комов А.А., Фадин С.С. Перспективы технического развития парка самолетов Ил-76ТД-90ВД авиакомпании // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. - Волга-Днепр. - 2012. - № 4 (2). - Т. 14.
4. Комов А.А., Фадин С.С. Внешняя аэродинамика силовой установки на пробеге самолета с применением реверса тяги // Климовские чтения-2013: перспективные направления развития авиадвигателестроения: междунар. науч.-техн. конф. - СПб.: Изд-во Политехнического университета, 2013.

INFLUENCE OF WIND ON THE JOB ENGINE PS-90A-76 ON THE MILEAGE OF THE IL-76TD-90 WITH THE USE OF REVERSE THRUST

Fadin S.S., Komov A.A.

This article discusses the results of current research on the impact of wind on the work of the engines PS-90A on the mileage of the IL-76td-90 with the use of reverse thrust.

Keywords: revers, wind, surging, payment research.

Сведения об авторах

Фадин Сергей Сергеевич, 1987 г.р., окончил МГТУ ГА (2013), аспирант МГТУ ГА, автор 6 научных работ, область научных интересов – внешняя аэродинамика силовых установок на пробеге ВС с применением реверса тяги.

Комов Алексей Алексеевич, 1950 г.р., окончил МАИ (1976), доктор технических наук, профессор кафедры двигателей летательных аппаратов МГТУ ГА, начальник отдела научных исследований МГТУ ГА, автор более 60 научных работ, область научных интересов – формирование облика летательных аппаратов при обеспечении защиты авиационных двигателей от повреждений посторонними предметами с поверхности аэродрома на режимах руления, взлета и посадки ВС.

УДК 629.735.33:656.7.073

ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА С УЧЕТОМ ПРОГНОЗА РАЗВИТИЯ РЫНКА ГРУЗОПЕРЕВОЗОК

А.Г. АРУТЮНОВ, И.Ю. НИКУЛИНА, А.А. КОМОВ

В статье рассматривается метод формирования облика перспективного транспортного самолета на основе прогноза развития рынка грузоперевозок. Приводится анализ статистических характеристик перевозимых грузов, вводится понятие коэффициента использования объема самолета для анализа эффективности использования грузовой кабины, проводится сравнение грузовых кабин существующих типов транспортных самолетов.

Ключевые слова: перспективный транспортный самолет, формирование облика, интегральная аэродинамическая компоновка, прогноз развития рынка грузоперевозок, габаритные характеристики, грузовая кабина.

Введение

Авиационные грузоперевозки могут быть разделены на чартерные и регулярные в зависимости от характера размещения заказа на перевозку, а также на перевозку генеральных и перевозку негабаритных грузов в зависимости от типа груза.

Для обеспечения перевозок генеральных грузов в большинстве случаев используются грузовые, грузопассажирские, а также пассажирские самолеты, конвертированные в грузовой вариант, в которых груз размещается в специальных контейнерах или паллетах. Достоинство такого размещения заключается в удобстве загрузки и разгрузки, недостатком является необходимость иметь специализированные погрузочно-разгрузочные комплексы в аэропортах отправки и назначения.

Перевозки тяжелых негабаритных грузов выполняются рамповыми грузовыми самолетами (РГС). Эксплуатация РГС ранее осуществлялась для решения задач, поставленных перед военно-транспортной авиацией, а их применение в гражданских целях ограничивалось гуманитарными перевозками. В 1990-х гг. на постсоветском пространстве образовались авиакомпании, которые путем коммерческой эксплуатации РГС в интересах различных отраслей промышленности сформировали рынок чартерных перевозок негабаритных грузов.

В целом облик РГС и параметры грузовой кабины определяются характеристиками военных и промышленных грузов, а также географией перевозок. В связи с этим для разработки перспективных РГС требуется прогноз развития грузоперевозок.

1. Прогноз развития рынка грузоперевозок

Прогноз развития рынка чартерных перевозок произведен на основе экстраполяции доли чартерных грузовых перевозок (ЧГП) в мировом грузообороте за 2001 - 2011 гг. и прогнозе мирового грузооборота Boeing World Air Cargo Forecast 2012 - 2013 гг. [1].

Структура мирового грузооборота в тонно-километрах в 2001 - 2011 гг. представлена на рис. 1.

При прогнозировании мирового грузооборота компания Boeing рассматривает три сценария развития ситуации: оптимистичный со среднегодовым темпом роста 5,6%, базовый – с темпом роста 5,2% и пессимистичный – 4,5%. Прогноз компании Boeing представлен на рис. 2.

Доля ЧГП в мировом грузопотоке в 2001 г. составляла 16% и достигла максимального значения – 17% в 2003 г. с последующим плавным снижением до 13% в 2011 г. Экстраполяция данных за 2001 - 2011 гг. показывает, что в 2031 г. доля ЧГП в мировом грузообороте не превысит 12,5%.

Прогноз мирового грузооборота ЧГП до 2031 г. представлен в тонно-километрах на рис. 3. Из графиков, представленных на рис. 3, видно, что, несмотря на снижение доли ЧГП в мировом грузообороте, грузооборот ЧГП будет расти ввиду роста рынка в целом во всех рассматриваемых сценариях.

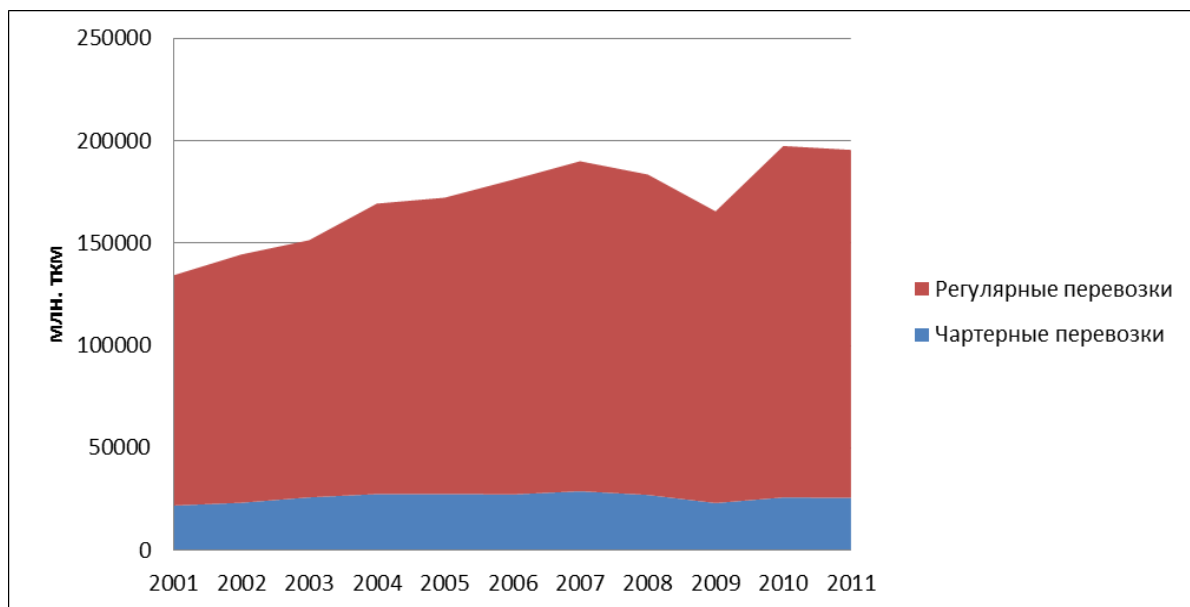


Рис. 1. Структура мирового грузооборота

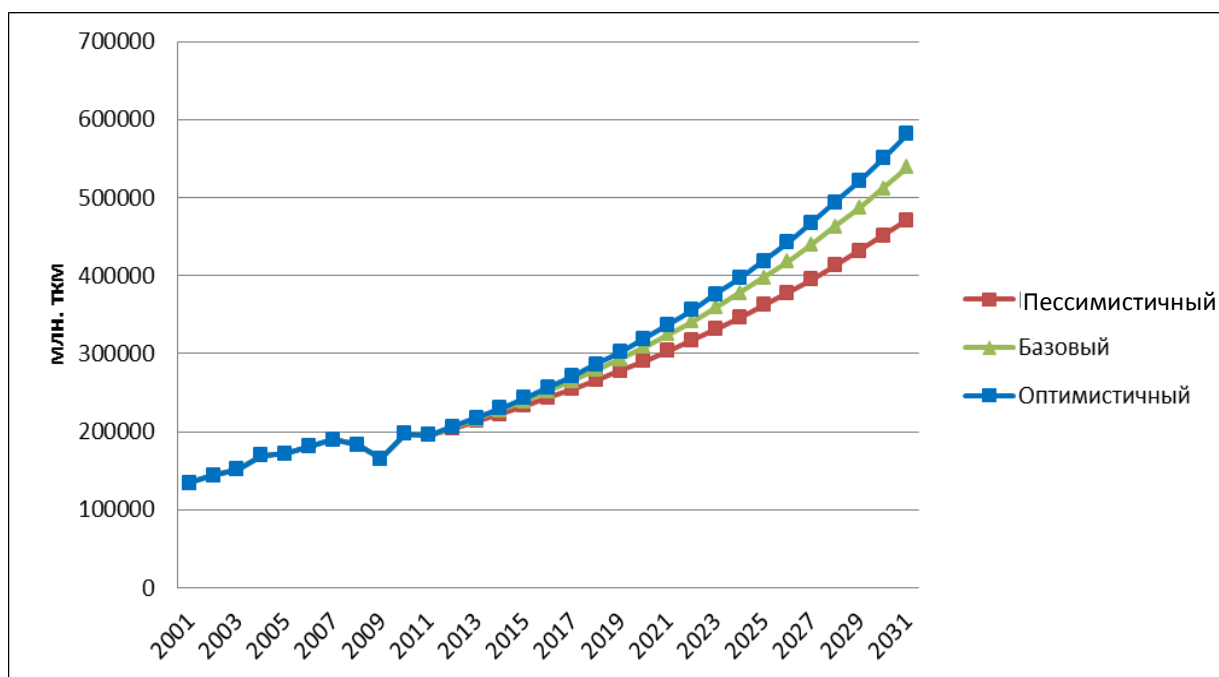


Рис. 2. Прогноз мирового грузооборота до 2031 г.

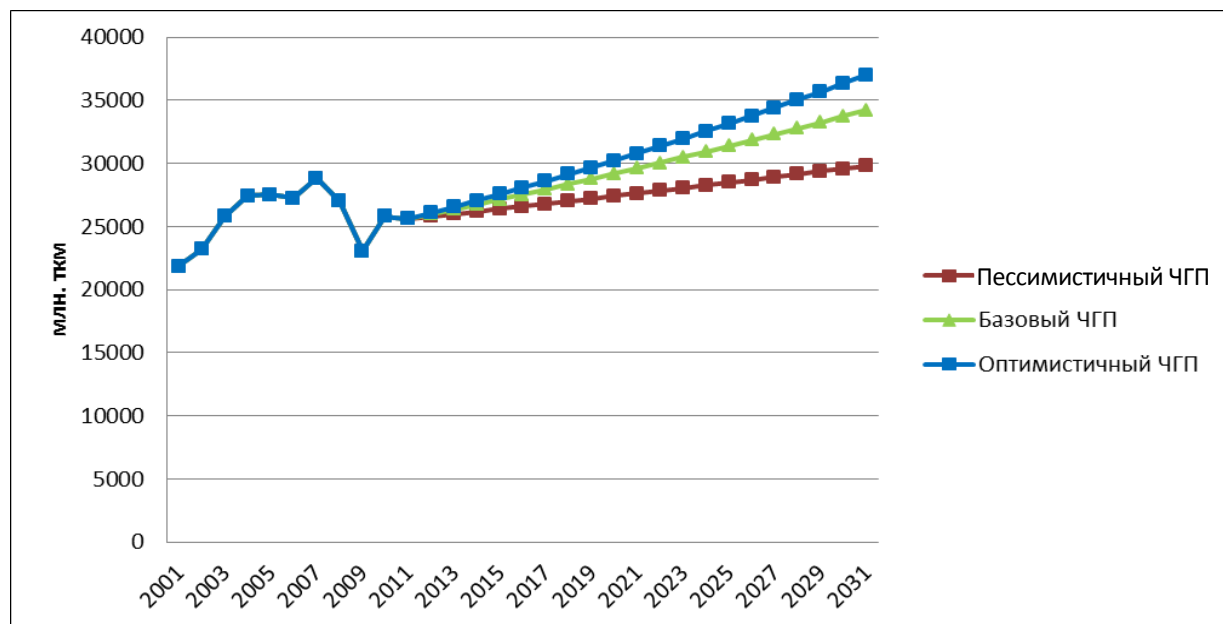


Рис. 3. Прогноз мирового грузооборота ЧГП до 2031 г.

2. Анализ статистических характеристик перевозимых грузов и массово-габаритных характеристик существующих РГС

В настоящее время мировая авиационная промышленность испытывает дефицит в рамповых грузовых самолётах, поэтому появилась потребность проведения анализа геометрических характеристик грузовых кабин РГС и выявления характерных взаимосвязей между основными аэродинамическими и эксплуатационно-техническими характеристиками самолета.

С целью определения эксплуатационно-технических характеристик перспективного самолета был проведен анализ геометрических характеристик (ширины ($Ш_{гр.каб}$), длины ($Д_{гр.каб}$), высоты ($В_{гр.каб}$)) грузовых кабин и максимальной грузоподъёмности ($М_{гр.макс}$) существующих РГС (рис. 4, 5) [3].

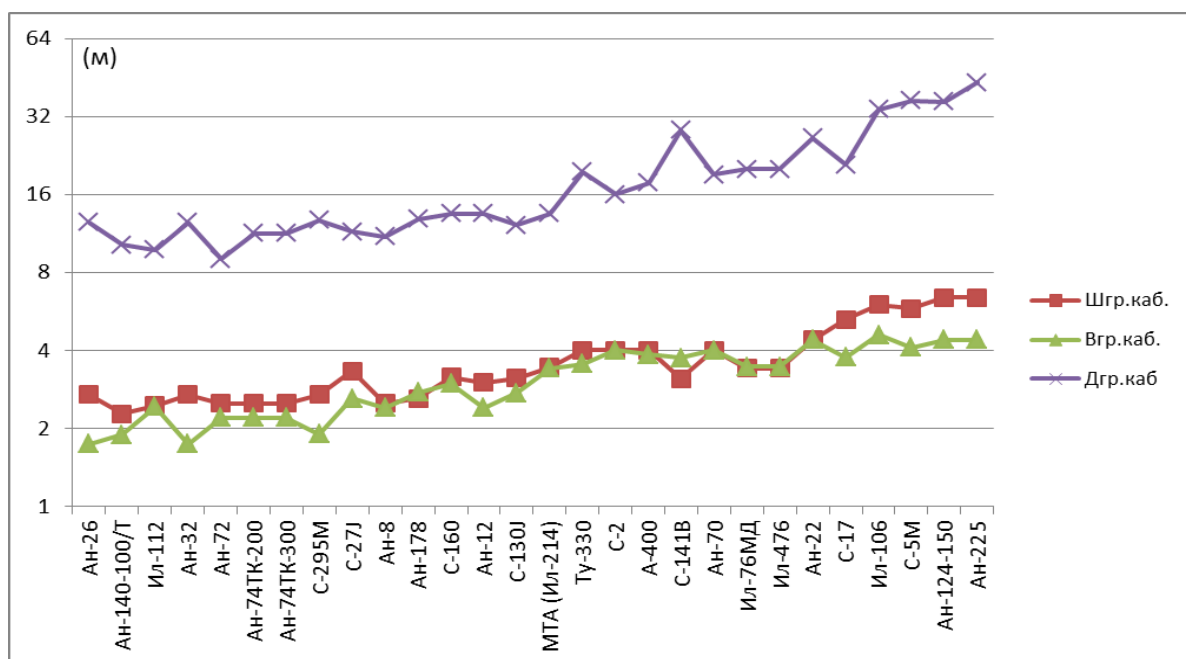


Рис. 4. Диаграмма геометрических характеристик грузовых кабин РГС

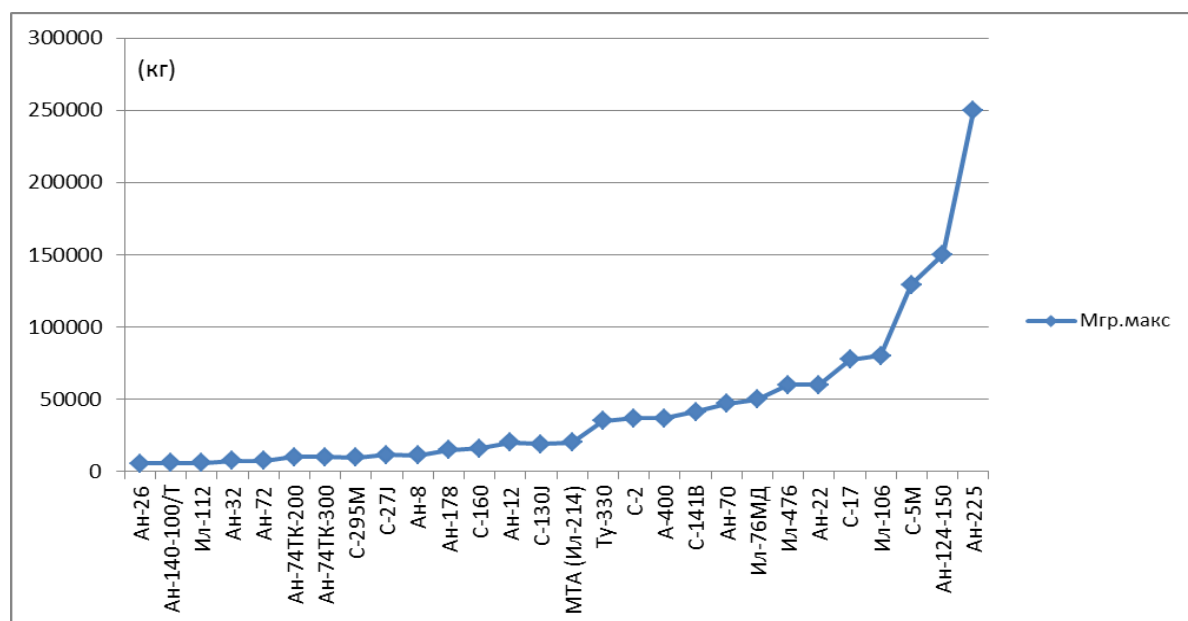


Рис. 5. Диаграмма грузоподъемности РГС

Исходя из анализа статистических данных по грузоперевозкам и опираясь на прогноз мирового грузооборота, были определены средние значения габаритов и массы грузов, а также дистанция, на которую предполагается их перевозить.

3. Формирование облика перспективного транспортного самолета

В результате проведенного анализа была выявлена тенденция увеличения размеров грузовых кабин существующих транспортных самолетов при сохранении их эксплуатационных качеств (удобство погрузки, разгрузки).

Исходя из результатов проведенного анализа, были определены следующие эксплуатационно-технические характеристики перспективного транспортного самолета:

- габариты грузовой кабины 6,85х5,4х30 м;
- максимальная масса полезной нагрузки 80 т;
- максимальная дальность полета с максимальной нагрузкой 4800 км.

На этапе формирования облика был проведен анализ аэродинамических схем с целью выявления подходящей для выполнения поставленных задач. Выбор пал на интегральную аэродинамическую компоновку, синтез летающего крыла и классической аэродинамической схемы. Совокупность геометрических форм самолёта данной компоновки позволяет получить качественно новые эксплуатационно-технические характеристики самолёта. Несущий фюзеляж позволяет увеличить коэффициент использования внутренних объемов [2].

В рамках конкурса «Перспективный транспортный самолет 21 века», проводимого группой компаний «Волга-Днепр», был сформирован облик самолёта интегральной компоновки (рис. 6, 7) под полученные в результате анализа эксплуатационно-технические характеристики.

Погрузо-разгрузочные работы целесообразно осуществлять как через носовую, так и через хвостовую часть самолета для значительного сокращения времени на эти операции. Также предполагается применение механизма приседания самолета как всеми стойками шасси, так и отдельно для уменьшения угла наклона ramпы по отношению к грузовой кабине. Вышеперечисленные технологические решения не являются нововведением, так как были применены на самолетах Ан-124 (Руслан), Ан-225 (Мрия) и С-5 (Galaxy). За время эксплуатации этих самолетов подобные технологические решения зарекомендовали себя как одно из важных эксплуатационно-технических достоинств.

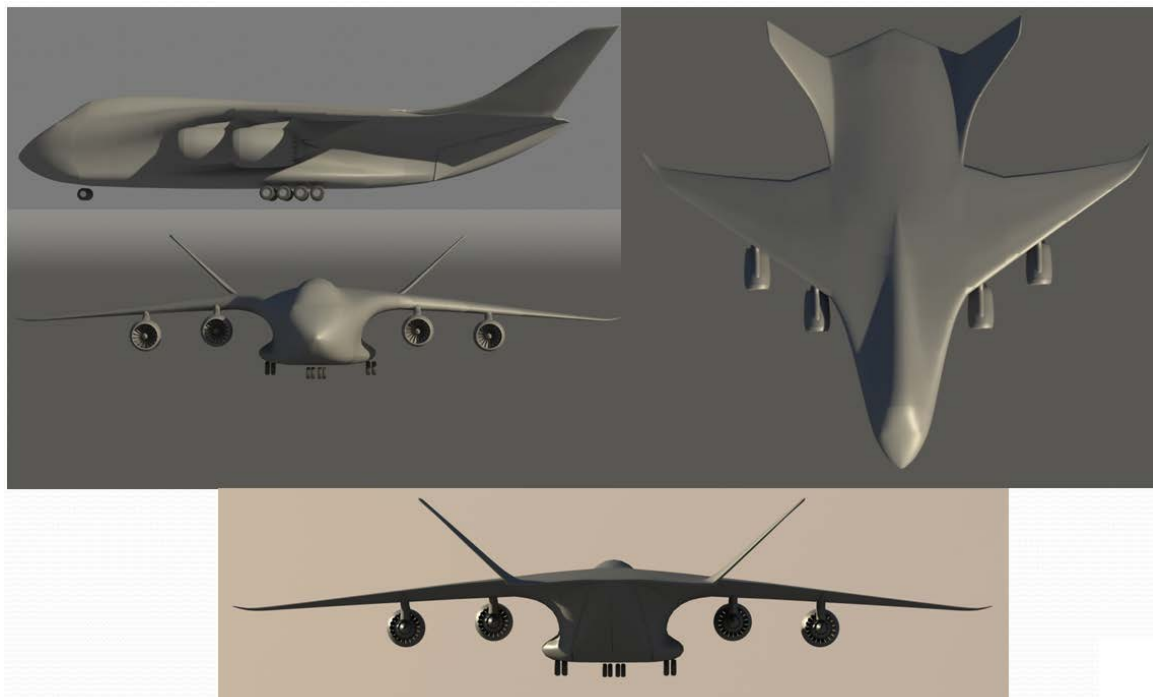


Рис. 6. Формирование облика перспективного транспортного самолёта



Рис. 7. Формирование облика перспективного транспортного самолета

Для оценки эксплуатационно-технических характеристик перспективного транспортного самолёта в предложенной работе был введен параметр «коэффициент использования самолета».

«Коэффициент использования самолёта» - отношение объёма грузовой кабины к объёму самолёта. На рис. 8 показано, что значение коэффициента использования самолета, предложенного в этой работе, значительно выше по сравнению с имеющимися аналогами.

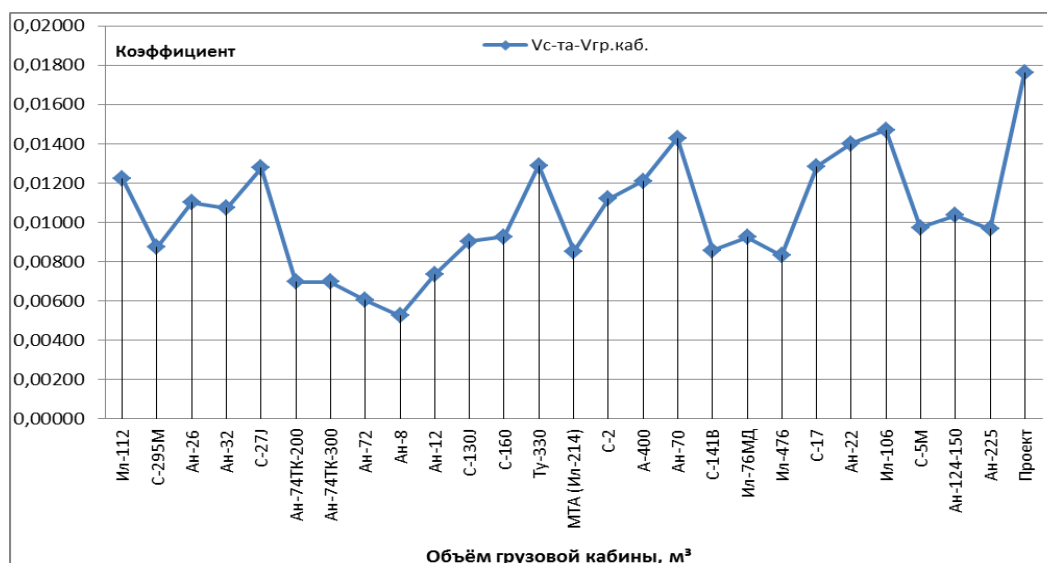


Рис. 8. Диаграмма коэффициента использования РГС

На основании полученных данных можно сделать вывод, что интегральная компоновка перспективного самолета позволяет при сравнительно небольших габаритных размерах самолета обеспечить наибольшие габариты грузовой кабины для обеспечения перевозки перспективных грузов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Арутюнов А.Г. Перспективы создания семейства высокоэффективных авиалайнеров с аэродинамической схемой «летающее крыло» // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - № 173.
2. Энциклопедия авиации. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.planers32.ru/>
3. Boeing Commercial Airplanes «Boeing World Air Cargo Forecast 2012 – 2013» Copyright © 2012 Boeing.

FORMATION OF SHAPE PROSPECTIVE TRANSPORT AIRCRAFT ON FORECASTS CARGO

Arutyunov A.G., Nikulina I.Yu., Komov A.A.

The article describes a method formation of prospective appearance of transport aircraft, based on the forecast of development of the freight market. An analysis of the statistical characteristics of the goods transported, the concept of utilization volume aircraft to analyze the efficiency of use of transport cabin, a comparison of existing types of transport aircraft vehicle cabs.

Keywords: prospective transport aircraft, shape formation, integrated aerodynamic configuration, forecast for the development of the freight market, dimensional characteristics, cargo cabin.

Сведения об авторах

Арутюнов Артур Георгиевич, 1988 г.р., окончил МГТУ ГА (2010), аспирант МГТУ ГА, ведущий специалист научно-исследовательской группы КБ авиакомпания «Волга-Днепр», автор 3 научных работ, область научных интересов – повышение эксплуатационных показателей авиационной техники.

Никулина Ирина Юрьевна, окончила МАИ (2008), аспирантка МАИ, руководитель группы маркетинга КБ авиакомпания «Волга-Днепр», автор 6 научных работ, область научных интересов - формирование облика летательных аппаратов на основе анализа рыночных потребностей.

Комов Алексей Алексеевич, 1950 г.р., окончил МАИ (1976), доктор технических наук, профессор кафедры двигателей летательных аппаратов МГТУ ГА, начальник отдела научных исследований МГТУ ГА, автор более 60 научных работ, область научных интересов – формирование облика летательных аппаратов при обеспечении защиты авиационных двигателей от повреждений посторонними предметами с поверхности аэродрома на режимах руления, взлета и посадки ВС.

УДК 629.735.015.4

ПРИМЕНЕНИЕ ВЕРОЯТНОСТНОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ УПРОЩЕННЫХ ОЦЕНОК НЕОБХОДИМЫХ ЗАПАСОВ ПО СТЕПЕНИ НАДЕЖНОСТИ КОНТРОЛЯ

Ю.В. ФЕШКИН

Статья представлена доктором технических наук, профессором Никоновым В.В.

В статье рассматривается применение вероятностной модели для упрощенных оценок необходимых запасов по степени надежности контроля (вероятности обнаружения трещины). Приводятся соотношения и графики для оценок коэффициентов надежности от вероятности обнаружения усталостной трещины. Показано, что применение коэффициентов надежности, равных 2...3, возможно при высоком качестве диагностирования (вероятность обнаружения усталостной трещины более 0,95).

Ключевые слова: усталостные трещины, живучесть, силовые элементы авиаконструкции, периодичность контроля.

Поскольку явление усталости носит случайный характер [5], то в основе нормирования требований к обеспечению безопасности от явлений усталости (в частности, при определении необходимых запасов) лежат вероятностные модели.

По частоте возникновения события (отказы, отказные состояния, особые ситуации, внешние воздействия), отнесенные к одному часу полета либо к одному полету, делятся на повторяющиеся (вероятность отказа более 10^{-3}), умеренно вероятные (в диапазоне $10^{-3} - 10^{-5}$), маловероятные (в диапазоне $10^{-5} - 10^{-7}$), крайне маловероятные (в диапазоне $10^{-7} - 10^{-9}$) и практически невероятные (менее 10^{-9}) [1].

Практика применения этих нормативных требований, как правило, ставит в соответствие катастрофической ситуации практически невероятное событие, аварийной ситуации – крайне маловероятное, сложной ситуации – маловероятное и усложнению полета – умеренно вероятные события.

В основе нормированных соотношений для расчетов периодичности контроля лежит формула $\Delta t = t_*/\eta$ (t_* - длительность роста трещины от начального размера до предельного; η – коэффициент надежности, выбираемый по рекомендациям МОС АП-25.571 [4]). Проблема расчетов по указанной формуле заключается в трудности оценок величины t_* (периода живучести) [6] в условиях реальной эксплуатации и выборе коэффициента надежности η . Как следует из табл. 1, теоретически коэффициент надежности при определении периодичности осмотров варьируется от 2,0 до 20,25 [3].

На практике же коэффициент надежности для алюминиевых сплавов редко превышает пять единиц.

Кроме того, важно хотя бы приближенно оценить величину потребного коэффициента надежности в зависимости от вероятности обнаружения трещины и степени влияния рассматриваемого силового элемента на безопасность полетов.

В общем случае соотношение для расчета вероятности безотказной работы силового элемента с усталостной трещиной имеет вид [3]

$$R(t) = \begin{cases} 1, & t < t_*; \\ F_{t_L}(t_*), & t \geq t_*, \end{cases} \quad (1)$$

где $R(t)$ – вероятность безотказной работы элемента; $F_{t_L}(t_*)$ - функция распределения времени развития трещины до критического размера (время существования трещины в конструкции t_*).

Таблица 1

Коэффициенты надежности

	Учитывает	При установлении безопасного ресурса или наработки до начала осмотров	При определении периодичности осмотров	Зависит от
η_1	Уровень соответствия структуры программы реальным спектрам нагружения	1,0 – 1,5	1,0 – 1,5	полноты воспроизведения нагрузок типового полета
η_2	Степень опасности разрушения	1,0 – 1,5	1,0 – 1,5	однопутности или много- путности передачи нагрузок
η_3	Рассеивание нагруженности конструкции в эксплуатации	1,0 – 2,0	1,0 – 2,0	степени учета возможного влияния условий эксплуатации
η_4	Разброс характеристик усталости и длительности роста трещин	3,0 – 5,0	2,0 – 3,0	количества испытательных экземпляров
η_5	Влияние окружающей среды	-	1,0 – 1,5	результатов специального анализа
$\eta = \eta_1 \cdot \eta_2 \cdot \eta_3 \cdot \eta_4 \cdot \eta_5$		3,0 – 22,5	2,0 – 20,25	
$\eta_{\text{доп1}}$	Повышенный разброс результатов испытаний (в дополнение к η_4)	1,0 – 1,5	1,0 – 1,5	фактического разброса результатов испытаний
$\eta_{\text{доп2}}$	Применение расчетных методом (пересчеты результатов испытаний или прямые расчеты)	1,0 – 2,0	1,0 – 2,0	Апробированности расчетных методов

Если считать, что вероятность обнаружения трещины $P_{\text{обн}}$ постоянна при каждом из осмотров ($P_{\text{обн}} = \text{const}$), то справедливо соотношение

$$R(T) = 1 - F_{t_0}(T - t_*)[1 - P_{\text{обн}}]^I. \quad (2)$$

В соотношении (2) $F_{t_0}(x)$ – функция распределения времени образования трещины; T – назначенный ресурс; I – количество осмотров.

Будем считать, что усталостная трещина изначально существует в конструктивном элементе ($F_{t_0}(T - t_*) = 1$), и осмотры проводятся с начала эксплуатации. Эти допущения идут в запас по расчетам надежности. Нетрудно заметить, что в этом случае число осмотров I связано с коэффициентом запаса η соотношением $I = \text{INT} \left[\frac{t_*}{\Delta t} \right] = \text{INT}[\eta]$. Проводя данные преобразования в соотношении (2), получим нижнюю оценку надежности $\check{R} < R$

$$\check{R}(T) = 1 - [1 - P_{\text{обн}}]^{\text{INT}[\eta]}, \quad (3)$$

где $\text{INT}[\eta]$ – целая часть числа.

Соотношение (3) может быть получено и из более простых и очевидных соображений. Вероятность отказа ($1 - \check{R}(T)$) силового элемента заключается в вероятности достижения трещиной своего предельного значения $L_{\text{пр}}$. Событие достижения трещиной предельного значения эквивалентно пропуску трещины при всех I осмотрах. События пропуска трещины при каждом из осмотров независимы и имеют постоянную вероятность $(1 - P_{\text{обн1}})$, а

вероятность отказа за I осмотров – $[1 - P_{обн1}]^I$. Выражая количество осмотров через коэффициент надежности, получим соотношение, эквивалентное (3)

$$1 - \check{R}(T) = [1 - P_{обн1}]^{INT[\eta]}. \quad (4)$$

Логарифмируя (4) и проводя необходимые преобразования, получим соотношение для оценок коэффициента надежности

$$INT[\eta] = \log[1 - \check{R}(T)] / \log[1 - P_{обн1}]. \quad (5)$$

Обозначим за $P^H(T) = 1 - \check{R}(T)$ допустимую вероятность отказа за все время эксплуатации. Тогда коэффициент безопасности должен удовлетворять условию

$$INT[\eta] \geq \log[P^H(T)] / \log[1 - P_{обн1}]. \quad (6)$$

Допустимую вероятность отказа $P^H(T)$ можно определить из нормативных значений надежности, определенных в АП-25.571. Так для элементов, единичный отказ (усталостное разрушение) которых может привести к аварийной либо катастрофической ситуации (особо ответственные силовые элементы), отказ трактуется как крайне маловероятное событие, вероятность возникновения которого за час налета должна лежать в диапазоне $10^{-8} \dots 10^{-7}$. В этом случае допустимую вероятность отказа можно приближенно оценить $P^H(T) \approx 10^{-8}T$. Учитывая, что ресурс современных самолетов гражданского назначения имеет порядок $T \sim 10^5$, получим порядок вероятности отказа $P^H(T) \sim 10^{-3}$. При этом надежность $\check{R}(T) \approx 0,999$. Системы с таким уровнем надежности относятся к высоконадежным [2].

На рис. 1 приведен график зависимости коэффициента надежности по периодичности контроля η от вероятности обнаружения трещины при однократном осмотре. График построен из условия равенства в соотношении (7), что соответствует минимально возможным значениям величин η . Нормативное значение вероятности отказа принято равным $P^H(T) = 10^{-3}$.

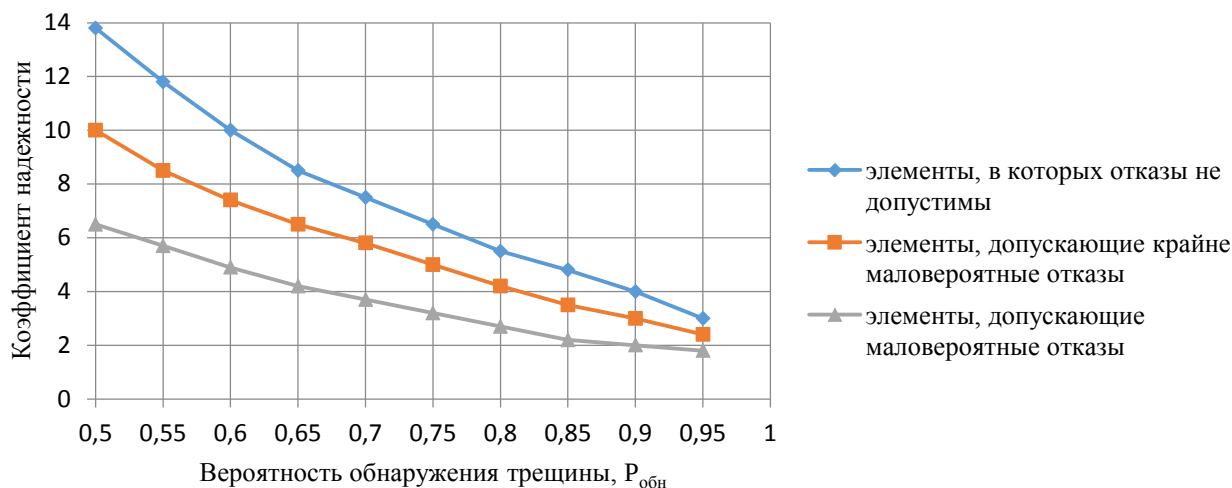


Рис. 1. Зависимость коэффициента надежности от вероятности обнаружения трещин

Из графика видно, что при значениях вероятности обнаружения трещины 0,95; 0,90 и 0,5 коэффициент надежности для элементов, допускающих крайне маловероятные отказы, равен $\eta \cong 2,3$ и 10 соответственно. Поэтому применение коэффициентов надежности $\eta = 2 \dots 3$ (наиболее применяемых на практике) возможно при высоком качестве диагностирования ($P_{обн} > 0,95$). Данный вывод соответствует требованиям МОС к АП 25.571 [4] к обнаруживаемой трещине.

Если нормируется количество отказов на тысячу летных часов K_{1000}^H или величина средней вероятности отказа на один час налета $\omega^H T$, для расчетов можно использовать формулы:

$$\eta = \log(10^{-3} K_{1000}^H T) / \log(1 - P_{обн}); \quad (7)$$

$$\eta = \log(\omega^H T) / \log(1 - P_{обн}). \quad (8)$$

ЛИТЕРАТУРА

1. АП-25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. - М.: ОАО «Авиаиздат», 2009.
2. Болотин В.В. Применение методов теории вероятностей и теории надежности в расчетах сооружений. - М.: Стройиздат, 1971.
3. Бутушин С.В., Никонов В.В., Фейгенбаум Ю.М., Шапкин В.С. Обеспечение летной годности воздушных судов гражданской авиации по условиям прочности. - М.: МГТУ ГА, 2013.
4. МОС к АП 25.571. Обеспечение безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации: директ. письмо АР МАК от 30.12.96 г. № 5-96.
5. Никонов В.В., Стреляев В.С. Расчетно-экспериментальная оценка циклической трещиностойкости при эксплуатационных режимах нагружения. - М.: Машиностроение, 1991.
6. Никонов В.В. Проблемы живучести в контексте перевода авиатехники на эксплуатацию по состоянию // Научный Вестник МГТУ ГА, сер. Эксплуатация воздушного транспорта и ремонт авиационной техники. Безопасность полетов. - 2004. - № 80(10).

THE USE OF PROBABILITY MODELS FOR SIMPLIFIED ESTIMATES OF REQUIRED RESERVES RELIABILITY CONTROL

Feshkin Yu.V.

The article discusses the use of a probabilistic model for simplified assessments required reserves reliability control (crack detection probability). Ratios and charts for estimating reliability coefficients of the probability of detection of a fatigue crack are given. The use of safety factors equal to 2 ... 3 possible with a high quality of diagnosis (probability of detecting fatigue crack greater than 0.95) is shown.

Keywords: fatigue cracks, durability, load-bearing element of air frame, frequency control.

Сведения об авторе

Фешкин Юрий Владимирович, 1989 г.р., окончил МГТУ ГА (2012), аспирант МГТУ ГА, область научных интересов – живучесть авиационных конструкций.

УДК 629.735.03

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИМЕНЕНИЯ БУТСТРЕП-МЕТОДА ПРИ ПЕРВИЧНОЙ ОБРАБОТКЕ РЕГИСТРИРУЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

К.А. СОРОКИН

Статья представлена доктором технических наук, профессором Чичковым Б.А.

Статья посвящена исследованию применения метода бутстрепа при первичной обработке параметров авиационных газотурбинных двигателей (ГТД). Рассматривается процесс обработки данных при формировании реперных точек и базовых значений параметров на исследуемых режимах для их дальнейшей оценки. Кратко рассматриваются виды бутстрепа, алгоритм его применения. Выбирается оптимальный объем выборки бутстрепа и проводится сравнение с действующими методами.

Ключевые слова: параметрическая диагностика, первичная обработка параметрической информации, бутстреп-метод.

В настоящее время для оценки технического состояния авиационных ГТД наиболее широко применяется трендовый анализ на установившихся режимах работы двигателя. Для этого на каждом режиме формируются реперные точки – осредненные значения регистрируемых параметров двигателя. С учетом физических особенностей изменения параметров двигателя, необходимости совместного их использования и частоты регистрации параметрической информации для формирования реперной точки удастся использовать от 6 до 30 отсчетов [1].

С учетом дальнейшей обработки параметров аппаратом математической статистики и построения на их основе анализа-прогноза технического состояния двигателя наиболее предпочтительно при заданном уровне доверительной вероятности (обычно 0,95) получать более узкие доверительные интервалы для оценки параметра.

На рис. 1 представлен типичный график изменения параметров двигателя типа ПС-90А на максимальном режиме. Участок выборки для формирования реперной точки взят с 1023 до 1047 кадра (всего 25 точек). Жирным на графике выделены параметры с достаточно большим разбросом, который оценивается колеблемостью ($T_{м_тнд}$ – температура масла опоры турбины низкого давления; $P_{т1к}$ – давление топлива в первом контуре форсунок).

По стандартному алгоритму оценки параметры представлены в табл. 1.

Таблица 1

Статистические оценки приведенной выборки

Показатели	$A_{руд}$	$N_{квд}$	$N_{вент}$	$T_{тнд}$	$P_{квд}$	$T_{м_твд}$	$T_{м_тнд}$	$P_{т1к}$
Среднее	62,25	94,32	92,21	597,93	27,27	123,88	96,62	64,74
СКО	0,728	0,109	0,281	0,905	0,338	0,560	2,367	1,342
Колеблемость, %	1,170	0,115	0,305	0,151	1,241	0,452	2,450	2,073
Мин.	61,82	94,25	92,05	597,39	27,07	123,54	95,22	63,95
Макс.	62,68	94,38	92,38	598,46	27,47	124,21	98,02	65,53

Колеблемость оценивается по стандартной формуле [3]

$$V(t) = \frac{\sigma}{\bar{x}}, \quad (1)$$

где σ – средне-квадратическое отклонение (СКО) выборочных данных; $\bar{x}$ – выборочное среднее.

Для оптимизации получаемых данных и повышения качества их статистической оценки используется метод бутстрепа [4]. Бутстреп-процедура (bootstrap) была предложена (Efron, 1979 г.) как обобщение алгоритма «складного ножа». В 1989 г. сформулирована основная идея: методом статистических испытаний Монте-Карло многократно извлекать повторные выборки из эмпирического распределения [4]. Таким образом обычно формируют бутстреп-выборки от 1000 до 10000 вариаций. В общем виде в зависимости от имеющейся информации относительно статистической модели генеральной совокупности различают непараметрический и параметрический бутстреп [4].

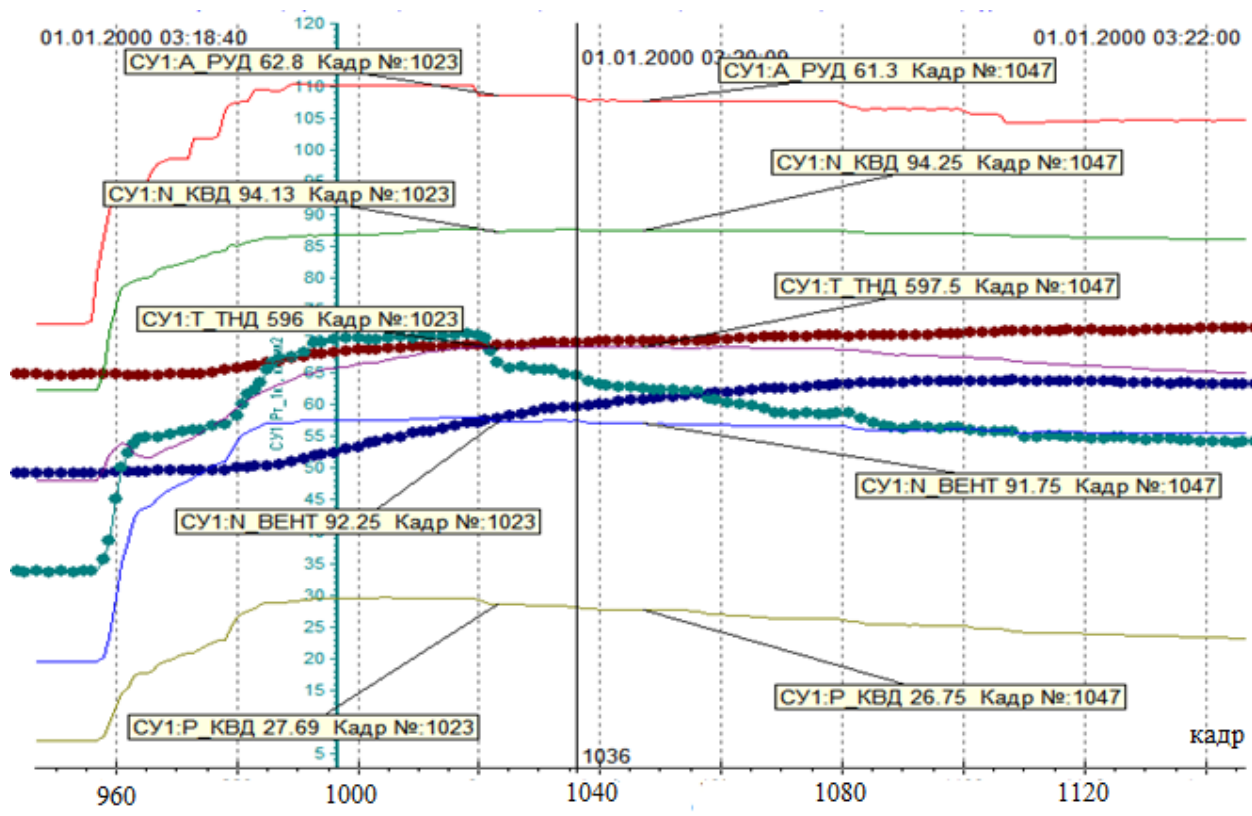


Рис. 1. Типичный срез параметров двигателя ПС-90А на максимальном режиме с границами выборки для реперной точки

В работе рассматривается алгоритм непараметрической бутстреп-процедуры [4]:

Шаг 1. Получение большого количества «повторностей» – случайных наборов данных из изучаемой совокупности. В качестве исходных данных берется, как правило, только одна случайная выборка, полученная эмпирическим путем. На основе одной имеющейся выборки генерируется множество псевдовыборок того же размера, состоящих из случайных комбинаций исходного набора элементов. Используется алгоритм «случайного выбора с возвращением» (random sampling with replacement), т.е. извлеченное число снова помещается в «перемешиваемую колоду», прежде чем вытягивается следующее наблюдение. В результате некоторые члены в каждой отдельной псевдо-выборке могут повторяться два или более раз, тогда как другие – отсутствовать.

Шаг 2. Построение бутстреп-распределения оцениваемого параметра. Для каждой псевдо «повторности», полученной на шаге 1, рассчитывается значение анализируемой характеристики – среднего, медианы, стандартного квадратичного отклонения и др. Имея это множество данных, легко построить гистограмму (или ядерную функцию частотного распределения) значений любого показателя, отражающую его вариацию, что дает возможность оценить доверительные интервалы и другие полезные выборочные характеристики анализируемой величины [4].

Оценка выборочных величин будет представлена в виде:

$$\bar{X}_b = \frac{1}{b^*} \cdot \sum_{j=1}^b \bar{x}_j; \quad (2)$$

$$S_e = \left[\frac{1}{b-1} \cdot \sum (\bar{x}_j - \bar{x}_b)^2 \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (3)$$

где $\bar{x}_j$ – j-е среднее значение, рассчитанное по j-й выборке; b – число испытаний бутстрепом; $\bar{x}_b$ – среднее значение, рассчитанное методом бутстрепа.

В настоящей работе предлагается выполнять бутстреп 5000 раз, так как такой объем считается достаточным для получения достоверных результатов [4].

Выполнив расчеты с представленной выборкой, получим результаты, представленные в сравнении с начальными данными в табл. 2. В большинстве случаев метод существенно снижает разброс параметров, сужает доверительные границы. Следует отметить некоторое смещение «вниз» среднего и доверительных интервалов, что сглаживает единичные выбросы исследуемых параметров вследствие наличия сбоев в регистрации или записи параметров. В конечном итоге всё это позволяет более точно настроить допусковые значения во время статистических исследований.

На рис. 2 - 4 представлены гистограммы частотного распределения рассмотренных параметров по результатам бутстрепирования. Графики иллюстрируют, что при применении метода бутстрепа не нарушается предположение о нормальном законе распределения исследуемых величин, что имеет важное значение для дальнейшей оценки параметров.

Таблица 2

Статистические оценки выборки до и после бутстрепа

Показатели		A _{руд}	N _{квд}	N _{вент}	T _{тнд}	P _{квд}	T _{м твд}	T _{м тнд}	P _{тлк}
Среднее	до	62,25	94,32	92,21	597,93	27,27	123,88	96,62	64,74
	после	62,07	94,33	92,15	597,946	27,20	123,966	97,18	64,403
СКО	до	0,728	0,109	0,281	0,905	0,338	0,560	2,367	1,342
	после	0,14	0,19	0,18	1,192	0,074	0,204	0,473	0,248
Колеблемость, %	до	1,170	0,115	0,305	0,151	1,241	0,452	2,450	2,073
	после	0,222	0,196	0,194	0,199	0,272	0,165	0,486	0,222
Мин.	до	61,82	94,25	92,05	597,39	27,07	123,54	95,22	63,95
	после	61,78	94,28	92,03	597,534	27,053	123,739	96,238	63,834
Макс.	до	62,68	94,38	92,38	598,46	27,47	124,21	98,02	65,53
	после	62,39	94,37	92,27	598,281	27,336	124,217	98,212	64,954

Важной областью применения метода бутстрепа можно выделить расчет базовых (средних по первым 5, 10 и т.п. полетам) значений параметров и скользящего среднего. На примере расчета базовых значений по 10 и 20 точкам параметров T_{мвсу} и T_{мвсу_прив} (рис. 7, 8) можно показать, что не нарушается допущение о нормальности распределения (рис. 5, 6), а также с учетом сужения доверительных интервалов может быть обеспечен более достоверный контроль.

Эти параметры имеют достаточно большой разброс значений из-за конструктивных особенностей двигателя ВСУ-10, а приведение T_{мвсу_прив} хорошо сглаживает только при T_н больше 5 °С. На рис. 5 следует обратить внимание на существенное отличие частотной диаграммы от нормального распределения. Такое изменение объясняется существенным колебанием параметра [4]. Дополнительным подтверждением флуктуаций значений параметра является существенный разброс доверительных интервалов для этого значения по сравнению с остальными расчетами.

При использовании бутстрепа при построении сглаживающей линии тренда линия изменяется плавнее стандартного скользящего среднего даже при наличии скачкообразных изменений

(рис. 7, 8), что позволяет эффективнее сглаживать единичные выбросы, вызванные формированием недостоверного значения в реперной точке по причине сбойного характера параметрической информации или отказа датчика, регистрирующего показания.

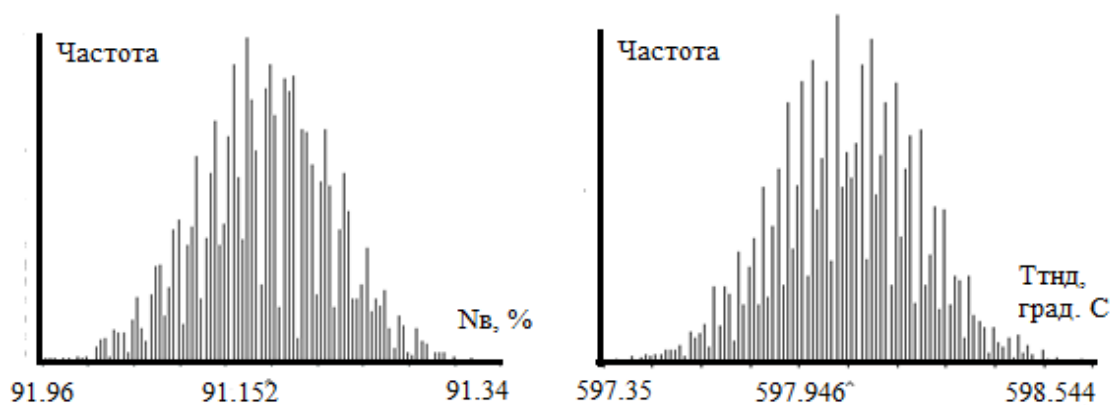


Рис. 2. Гистограмма частотного распределения параметров N_B (слева) и T_{TND} (справа) при бутстрепинге с шагом 5000

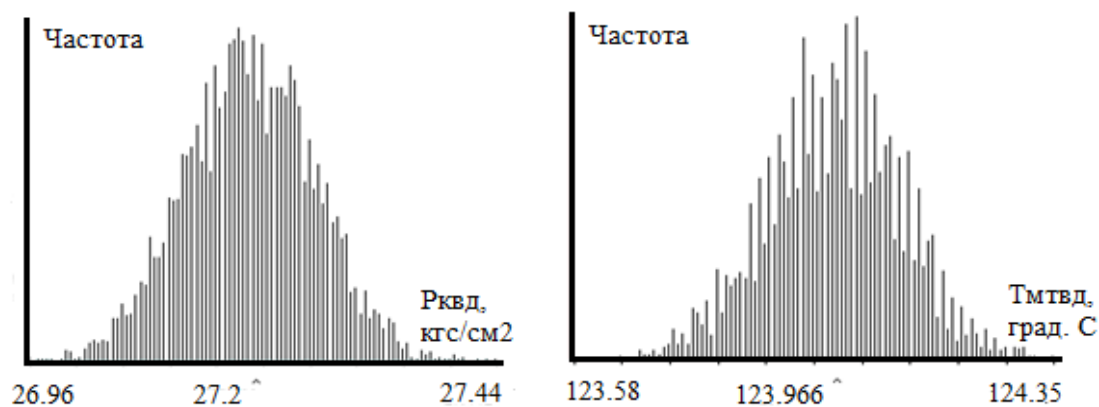


Рис. 3. Гистограмма частотного распределения параметров P_{KVD} (слева) и T_{MTVD} (справа) при бутстрепинге с шагом 5000

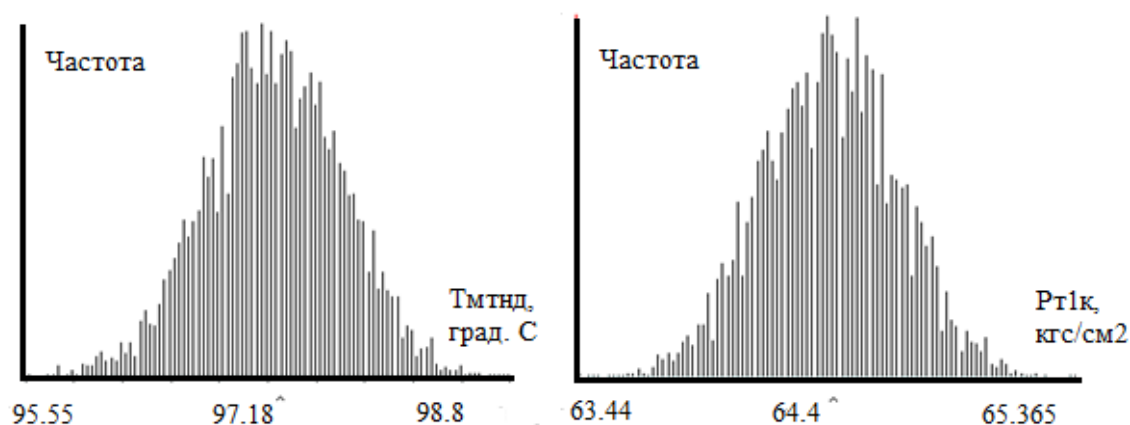


Рис. 4. Гистограмма частотного распределения параметров T_{MTND} (слева) и P_{T1K} (справа) при бутстрепинге с шагом 5000

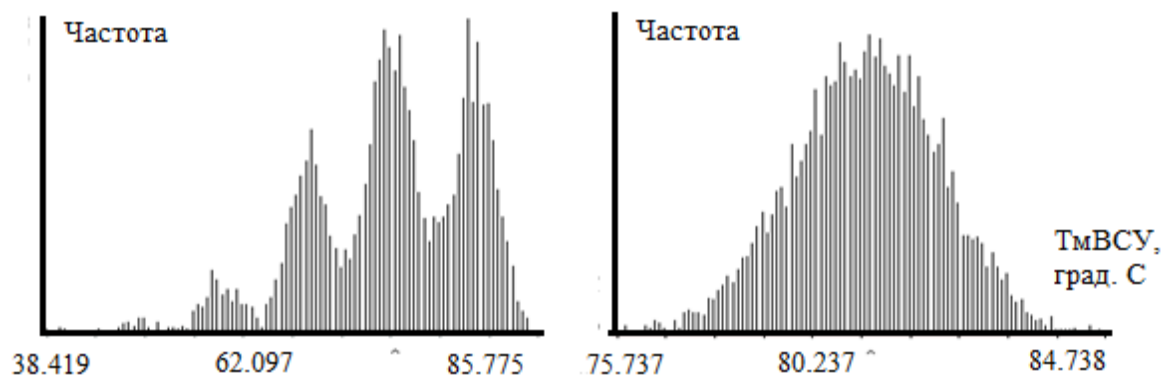


Рис. 5. Гистограмма частотного распределения параметров $T_{\text{мвсу}}$ при формировании базового по 10 точкам (слева) и 20 точкам (справа) при бутстрепинге с шагом 5000

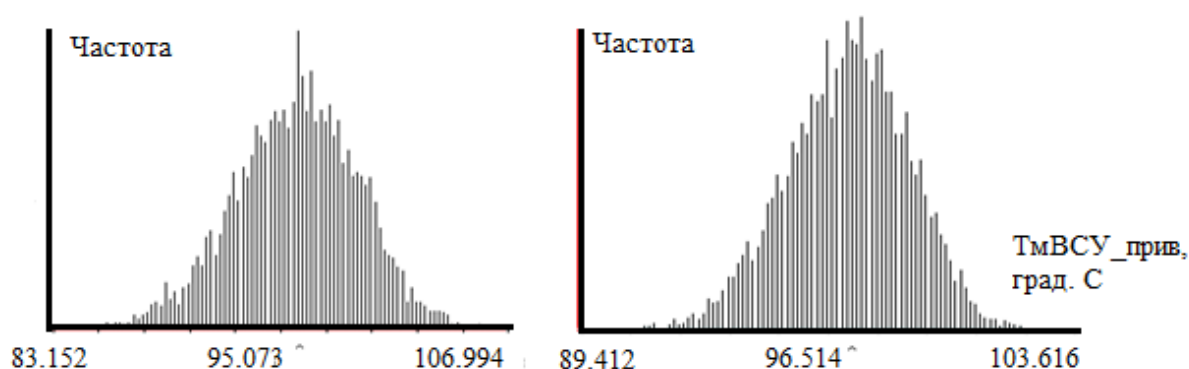


Рис. 6. Гистограмма частотного распределения параметров $T_{\text{мвсу_прив}}$ при формировании базового по 10 точкам (слева) и 20 точкам (справа) при бутстрепинге с шагом 5000

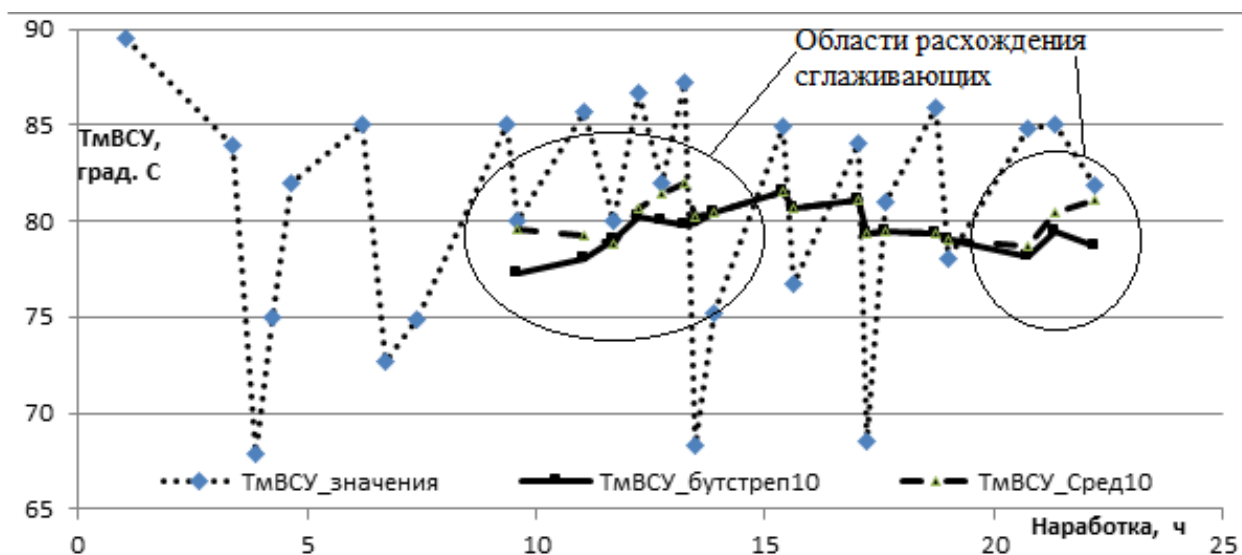


Рис. 7. График изменения параметра $T_{\text{мвсу}}$ в первых 28 реперных точках (пунктир), скользящее-бутстреп - по 10 точкам (сплошная) и скользящее среднее - по 10 точкам (штрих)

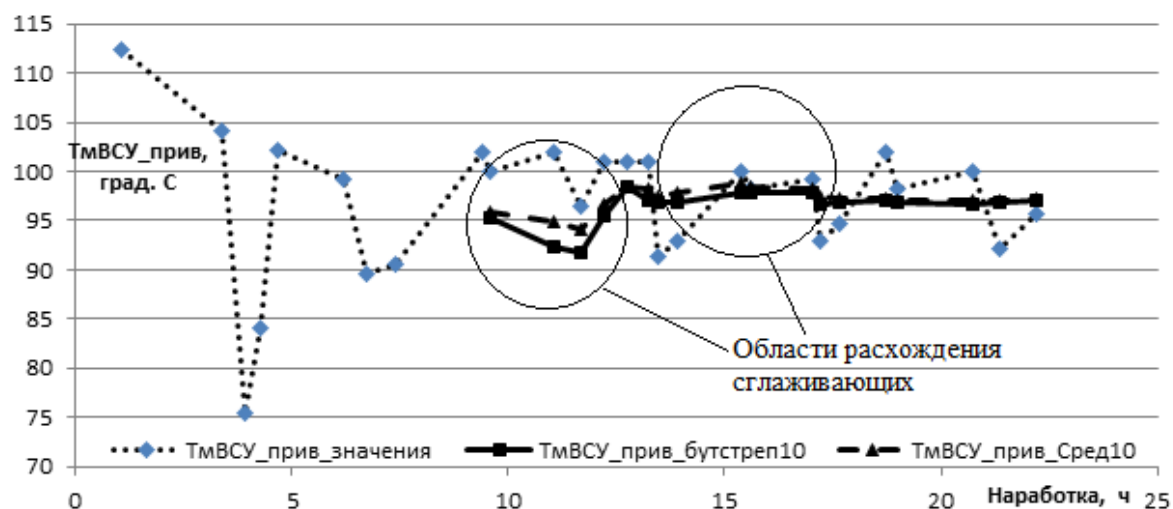


Рис. 8. График изменения параметра $T_{мВСУ_прив}$ в первых 28 реперных точках (пунктир), скользящее-бутстреп - по 10 точкам (сплошная) и скользящее среднее - по 10 точкам (штрих)

Применение бутстрепа позволяет упростить процесс первичной обработки данных, не нарушая первоначального предположения о нормальном распределении параметров в реперной точке, тем самым позволяя использовать для дальнейшей оценки стандартный метод наименьших квадратов и соответствующие регрессионные модели [3; 2]. Исследуемые временные ряды параметров обладают достаточно большим разбросом значений, вызванным их физической природой, а в некоторых случаях отказами датчиков и сбоями регистрируемой аппаратуры. В таком случае сглаживание с использованием бутстрепа эффективнее исследуемых методов, разброс точек меньше, не нарушается предположение о нормальном распределении случайной величины. Важно отметить, что бутстреп применим в корреляционном и даже в регрессионном анализе.

ЛИТЕРАТУРА

1. Айвазян С.А., Бухштабер В.М., Енюков И.С., Мешалкин Н.Д. Прикладная статистика. - М.: Финансы и статистика, 1989.
2. Сорокин К.А. Совершенствование системы параметрического диагностирования ТРДД типа ПС-90А: дис. ... магистра. - М.: МГТУ ГА, 2007.
3. Чичков Б.А. Методология оптимизации статистических диагностических моделей авиационных ГТД для установившихся режимов работы. - М.: МГТУ ГА, 2001.
4. Шитиков В.К., Розенберг Г.С. Рандомизация и бутстреп: статистический анализ в биологии и экологии с использованием R. Институт экологии волжского бассейна. - Тольятти, 2013.

THE RESEARCH OF BOOTSTRAP ADAPTATION DURING INITIAL GAS TURBINE ENGINE PARAMETERS PROCESSING

Sorokin K.A.

This article is dealing with the research of bootstrap adaptation during initial air-jet engine parameters processing in trend analysis. Types of bootstrap and its adaptation are shown. Optimal bootstrap variation length is chosen. Bootstrap-method is compared to active methods.

Keywords: parametric diagnostics, initial processing of parametric information, bootstrap-method.

Сведения об авторе

Сорокин Кирилл Алексеевич, 1984 г.р., окончил МГТУ ГА (2007), начальник группы разработки и сопровождения ПО ООО НПП «Взлет-премьер», автор 6 научных работ, область научных интересов – диагностирование авиационных ГТД по регистрируемым параметрам.

УДК 629.735

ПРИМЕНЕНИЕ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В СОВРЕМЕННОМ АВИАСТРОЕНИИ, КОНТРОЛЬ ЗА ИХ СОСТОЯНИЕМ В ЭКСПЛУАТАЦИИ

А.В. ЗИМБИЦКИЙ, Ю.В. СТАСЮК

Статья представлена доктором технических наук, профессором Стреляевым Д.В.

Предлагаемая статья содержит информацию о применении композиционных материалов (КМ) в авиационной технике на сегодняшний день. Проводится сравнение КМ с металлическими аналогами. Указаны области применения КМ на среднестатистическом современном самолете коммерческой авиации. Рассмотрены проблемы диагностики КМ по состоянию.

Ключевые слова: композиционный материал, анизотропия, методы контроля, технология, контроль по состоянию.

Проблема снижения веса конструкции воздушного судна (ВС) при сохранении его достаточной прочности и жесткости является центральной во всей авиационной отрасли. Опыт развития мировой авиации показал, что снижение массы планера за счет разработки и применения более легких металлических сплавов на основе алюминия полностью исчерпало себя, и на смену “традиционным” материалам пришли принципиально новые – композиционные (КМ). Их новизна проявляется во всем: в свойствах, способах изготовления, методах ремонта, контроля за состоянием. При проектировании КМ учитываются все технологические и физико-механические свойства связующего, все виды взаимодействия между составляющими композита, которые могут изменить характеристики материала. В правильно созданной композиционной конструкции нагрузка воспринимается волокнами. Стоит отметить, что удельная прочность (отношение предела прочности к плотности) таких волокон значительно превышает соответствующую характеристику у традиционных конструкционных материалов (металлических сплавов) и определяет потенциально высокую весовую эффективность композиционных конструкций по отношению к металлическим.

Таблица 1

Сравнительные свойства конструкционных материалов

Свойства	Стекло-локниты		Органоволокниты (СВМ, Кевлар)	Углеволокниты с углеродными волокнами		Бороволокниты, волокна В/В	Сплавы		
	Стекло Е	Стекло S		Высокопрочные	Высокомодульные		Al	Ti	Fe
Плотность, г/см ³	2.1	2.0	1.25-1.441	1.6-2.15	1.6	2.0-2.7	2.7-2.8	4.5-4.8	7.8-8.1
Усталостная прочность, МПа	200/140		-/180	350/250		350/200	130	500	550
Вибропрочность, МПа	300/650		-/900	420/800		175/560	До 90	15	330
Термонагруженность, ГПа/к	3.0		1.4	1.08		10.8	16.8	10	24
Удельная прочность, ГПа/(г/см ³)	0.7-1.00/0.5-0.6		1.4-1.8/0.8-1.20	0.70-1.0/0.4-0.6		0.6-0.3	0.14-0.16	0.27	0.16-0.24
Удельный модуль упругости, ГПа/(г/см ³)	21-32/11-2		59-70/39-46	80-120/53-80		123	27	22-24	25-29

На рис. 1 приведены кривые усталости материалов, выполненных из графита, алюминия, стали и стекловолокна. Как видно, при низкоцикловой усталости свойства изделий из КМ не намного хуже, чем у металлов, а при многоцикловой усталости (более 100 млн. циклов нагружения) наилучшие характеристики прочности показывает углепластик. Исследования были проведены в Advanced Composite Materials Technology Research Centre at the Hong-Kong University of Science and Technology в 2010 г. (www.compositeblog.com).

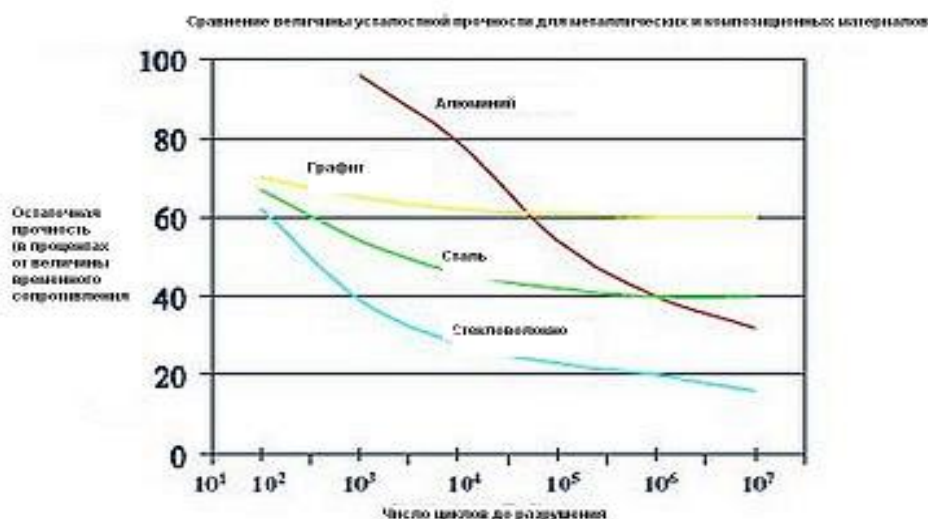


Рис. 1. Кривые выносливости типичных материалов, применяемых в авиастроении

Внедрение элементов из КМ в конструкцию ВС происходило постепенно и очень аккуратно. Вначале из КМ выполнялись несилловые элементы, такие как: лючки доступа, створки нишей шасси и пр. Впоследствии из углепластиков начали делать обшивки закрылков, предкрылков, интерцепторов, элеронов, рулей высоты и направления.

Проблема применения изделий из КМ в силовом каркасе крыла и фюзеляжа является вопросом, окончательно не решенным. В настоящее время лишь у самолета Boeing-787 большая часть фюзеляжа выполнена из КМ, а на самолете А-380 несколько шпангоутов изготовлены из полимерных материалов. Это обусловлено рядом причин, которые рассмотрены в настоящей статье.

1. Анизотропия КМ – свойства материала значительно меняются в зависимости от направления приложения нагрузки. Поскольку силовые элементы конструкции воспринимают весь спектр нагрузок: распределенные аэродинамические, распределенные массовые, сосредоточенные нагрузки, то становится весьма сложно, а порой и невозможно подобрать такую ориентацию волокон, чтобы материал мог воспринимать указанные выше нагрузки в течение назначенного ресурса с достаточным запасом прочности.

2. Сильное влияние на механические свойства КМ оказывают условия эксплуатации ВС, а также температурно-временные факторы. Изделия из КМ в большей степени, чем металлические, подвержены разрушающему агрессивному влиянию температур и внешних условий.

3. Стремительный рост объема воздушных перевозок по всему миру, непрерывное увеличение количества новых ВС, нехватка квалифицированного летного и инженерно-технического персонала и большая цена ошибки при расчете на прочность силовых элементов из КМ на этапе проектирования.

4. Низкая ударная вязкость изделий из КМ, их гигроскопичность (способность впитывать воду, которая, замерзая при низких температурах, разрывает слои материала), токсичность, низкая эксплуатационная технологичность (большая продолжительность и трудоемкость ремонта).

5. Значительная стоимость изделий из КМ. Несмотря на то что КМ находят все более широкое применение, они остаются более дорогими, чем металлические изделия из-за высокой стоимости исходного сырья и более сложного производственного цикла. Это, в конечном счете, увеличивает конечную стоимость ВС.

КМ характеризуются высокой демпфирующей способностью, что определяет хорошую сопротивляемость этих материалов циклическим и вибрационным нагрузкам. В мировой практике наибольшее распространение получили изделия на основе волокнистых полимерных КМ (ПКМ). Из волокнистого полуфабриката можно за одну операцию получить более сложные пространственно-геометрические конфигурации деталей и изделий в целом, чем из конструкционных материалов и их сплавов, тем самым исключая множественные технологические стыки и соединения, улучшая надежность и работоспособность. Использование специальных технологий дает возможность создавать интегральные композиционные конструкции, когда все элементы, например, каркасного отсека (обшивка, продольный стрингерный набор, стойки и стенки, поперечные шпангоуты и ребра жесткости) собираются и соединяются в одном процессе отверждения (полимеризации) связывающего.

Такой процесс сборки менее трудоемок, чем сборка составных частей с помощью многочисленных заклепок. Например, в алюминиевой конструкции центральной части киля А310-300 применяют 2072 детали и 60000 заклепок, а в композитной – 96 деталей и 5800 заклепок. Это экономически выгодно, поскольку уменьшает число независимых элементов, входящих в конструкцию изделия, отпадает необходимость в дополнительных механических доработках деталей, достигается снижение массы и сокращение затрат времени на сборку при изготовлении изделия. Получаемое снижение массы изделия на 1 кг позволяет уменьшить стоимость: 150 долл. – для самолетов, 300 долл. – для вертолетов, 14000 долл. и более – для ракет и спутников [1].



Рис. 2. Детали и агрегаты из КМ в конструкции самолета

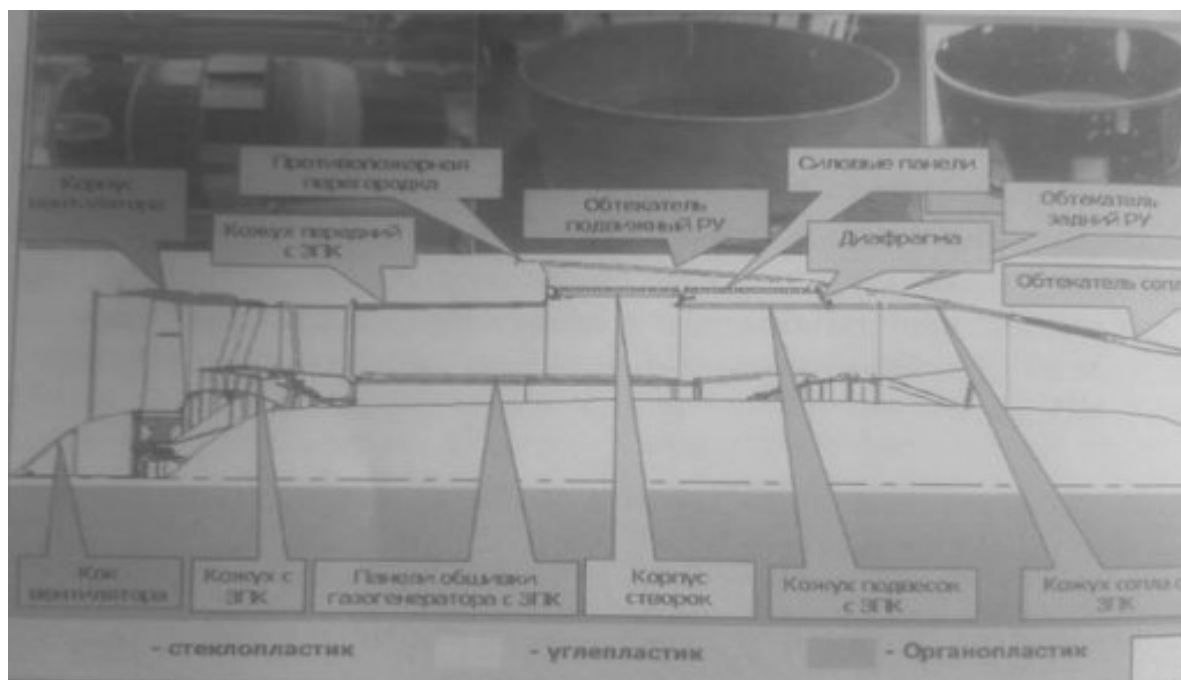


Рис. 3. Детали и агрегаты из КМ в конструкции двигателя

Федеральная авиационная администрация предупреждает [2], что если относительное число аварий останется на нынешнем достаточно низком уровне, а объем перевозок удвоится, то удвоится и абсолютное количество аварий. В одном из отчетов подсчитано: если нынешнее относительное число аварий не уменьшится вдвое, то к 2015 г. каждые 7...10 дней где-нибудь в мире будет происходить потеря крупного воздушного судна просто из-за возросшего числа пассажиров и полетов. Психологический эффект от такой частоты аварий безусловно будет складываться не в пользу гражданской авиации. Поэтому для сохранения достигнутого уровня частоты аварий необходимо вдвое уменьшить нынешний показатель относительного числа аварий. Придется добиваться практически нулевого показателя аварийности. Так как управляют летательными аппаратами и создают их люди, которым свойственно ошибаться, то “нулевая аварийность” в конечном счете недостижима, но это та цель, к которой надо стремиться [2].

Так как вероятность появления в последующие десятилетия технических достижений, способных полностью преобразить авиацию, как это имело место в прошлом, мала, то трудно недооценить огромную сложность стоящей задачи. “Мы подошли к той границе, после которой любое значительное повышение безопасности потребует непропорционально больших усилий” (Дейл Уоррен, бывший вице-президент фирмы “Макдоннелл Дуглас” [2]).

Анализируя это высказывание, можно прийти к выводу, что развитие авиационной техники вообще и широкое внедрение КМ в частности сдерживается как все более возрастающим объемом перевозок, возможным при этом ростом аварийности, нехваткой квалифицированного летного и инженерно-технического персонала, так и отсутствием революционных идей, способных коренным образом изменить авиацию (как, например, отказ от массового использования поршневых самолетов и переход на реактивную тягу, переход от прямого крыла к стреловидному, применение спутниковых навигационных систем в сочетании с крайне осторожным и постепенным отказом от традиционных радиотехнических средств, проводимое под эгидой ИКАО и выросшее в новую систему CNS/ATM – Communication, Navigation and Surveillance / Air Traffic Management) [3].

В настоящее время для контроля за состоянием изделий из КМ в эксплуатации применяются различные стационарные методы неразрушающего контроля: ультразвуковой, тепловой, электрический, акустической эмиссии, колориметрической, оптический, тензометрический [4].

Точность и достоверность результатов, полученных с помощью этих методов, зависят от большого количества факторов: внешние условия, точность настройки аппаратуры, квалификация персонала, чистота подготовки поверхности и пр. В эксплуатации, к сожалению, зачастую результаты не дают однозначного вывода, обнаружено ли повреждение или нет, а возможности использовать какой-либо другой метод не представляется возможным из-за ограниченности производственной базы. В этом случае результаты будут субъективными, что может в случае неправильной интерпретации результатов привести к негативным последствиям для безопасности полетов.

Возможное решение указанной проблемы – применение встроенных (бортовых) методов контроля, основанных на тех же принципах, что и стационарные, с обработкой результатов на ЭВМ и выдачей их в доступном виде инженерно-техническому персоналу для оценки прочностного состояния элемента конструкции в любой момент времени в течение всего эксплуатационного цикла ВС. Решение этой задачи пока, конечно, только гипотетическое, но на основе строго научно обоснованного подхода оно обещает большие выгоды как производителю, который сможет получать ценнейшую информацию о работе спроектированной им конструкции, необходимую для ее доработок, устранения ошибок, не обнаруженных на стадии проектирования, так и эксплуатанту, который сможет повысить регулярность полетов без ущерба их безопасности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бутушин С.В., Никонов В.В., Фейгенбаум Ю.М., Шапкин В.С. Обеспечение летной годности воздушных судов гражданской авиации по условиям прочности. - М., 2013.
2. Кароли А., Шифрин Б. Безопасность полетов – в центре внимания во всем мире. - Вашингтон: Эвиэйшн Уик энд Спэйс Текнолоджи, 1997.
3. Сарайский Ю.Н., Липин А.В., Либерман Ю.И. Аэронавигация. - СПб., 2013.
4. Семин М.И., Стреляев Д.В. Расчеты соединений элементов конструкций из КМ на прочность и долговечность. - М.: ЛАТМЭС, 1996.

THE APPLICATION OF COMPOSITE MATERIALS IN MODERN AVIATION AND CONTROL OF ITS CONDITION DURING DESIGN SERVICE GOAL

Zibitsky A.V., Stasyuk Yu.V.

This article has a purpose to give a brief review of usage of composite materials in the structure of modern civil aircraft. The current condition of civil aviation was analyzed, serious problems were determined and possible achievements in the future were discussed. Advantages and disadvantages of composite materials were analyzed, non-destructive methods of control were reviewed and the necessity to design new method, which allows to control the integrity of structure in real time during design service goal of the aircraft (the concept of "clever material") was shown.

Keywords: composite materials, anisotropy, methods of control, technology.

Сведения об авторах

Зимбицкий Анатолий Валерьевич, 1989 г.р., окончил МГТУ ГА (2012), аспирант МГТУ ГА, автор 2 научных работ, область научных интересов – эксплуатация гражданских воздушных судов с элементами конструкций из композиционных материалов.

Стасюк Юрий Валерьевич, 1988 г.р., окончил МГТУ ГА (2012), аспирант МГТУ ГА, автор 3 научных работ, область научных интересов – контроль текущего состояния гражданских воздушных судов при эксплуатации.

УДК 536.24

ДИАГНОСТИКА СРЫВА ГОРЕНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ С ПОМОЩЬЮ ТЕПЛОВИЗИОННОЙ ТЕХНИКИ

С.В. ВОРОБЬЕВ, Ю.И. ПАВЛОВ

Статья представлена доктором технических наук Медведевым В.В.

Рассматривается применение тепловизионной техники для диагностики срыва горения при испытании жаровой трубы основной камеры сгорания газотурбинного двигателя (ГТД). Регистрация теплового излучения струи продуктов сгорания и внутренних элементов осуществлялась с помощью коротковолновой тепловизионной системы АГА-782 с применением спектральных фильтров в нескольких диапазонах от 3,2 до 5,6 мкм. Тепловизор устанавливался по оси жаровой трубы. Выходной сигнал записывался и обрабатывался на компьютере в режиме реального времени, что позволяло контролировать процесс горения и тепловое состояние объекта во время эксперимента.

Ключевые слова: тепловое излучение, тепловизор, камера сгорания.

Введение

Целью работы было испытание камеры сгорания на углеводородном топливе и определение границ устойчивой работы с имитацией различных режимов полета на газодинамическом стенде. Тепловизионная система применялась в экспериментах для определения момента срыва горения, а также контроля теплового состояния теплонапряженных элементов, находящихся в зоне видимости. Проведен анализ срыва горения тепловизионным, бесконтактным методом и контактным измерением температуры заторможенного потока термопарой, установленной на гребенке на выходе из камеры сгорания. Показана возможность применения в тепловизионных измерениях для определения оптических свойств потока и состояния защитных окон, данных от источников опорного излучения.

Объект исследования

На стенде (рис. 1) подогретый чистый воздух по трубопроводу 1 через мерную шайбу 2 подается на вход жаровой трубы или отсека камеры сгорания 3. Для снятия характеристик камеры применяется турель с гребенками 4, препарированная термопарами, приемниками полного давления и отбора проб для химанализа. С помощью горячего дросселя 5 имитируется турбина и регулируется давление в камере. Предварительно поток продуктов сгорания охлаждается за счет вдува холодного воздуха 6 в ресивер 7. Наблюдение за процессом горения и визуальный контроль в месте поворота выходной трубы осуществляются с помощью тепловизора 8 через защитное стекло 9 из CaF_2 толщиной 10 мм, которое позволяет проводить измерения в спектральном диапазоне работы тепловизионной системы и обеспечивает безопасность сканера при тепловых и силовых нагрузках. Охлаждение стекла поверхности 9 и сдув сажистых частиц с целью уменьшения влияния потока осуществляется системой обдува 10, подающей воздух с перепадом давления 5...7 кг/см².

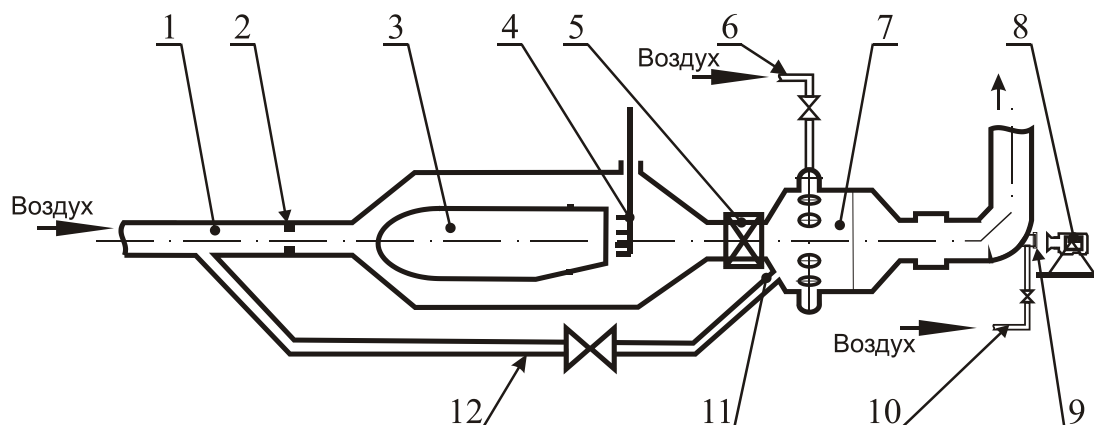


Рис. 1. Схема для тепловизионных исследований камеры сгорания на стенде:

- 1 – входной трубопровод от электроподогревателя; 2 – мерная шайба; 3 – жаровая труба КС; 4 – гребенка термодатчиков, полного давления и приемника для отбора проб; 5 – горячий дроссель; 6 – подача воздуха для охлаждения продуктов сгорания; 7 – выхлопной ресивер; 8 – тепловизор; 9 – иллюминатор с защитным стеклом; 10 – подача воздуха для охлаждения иллюминатора; 11 – источник опорного излучения; 12 – байпасная линия

При исследовании процессов тепломассообмена в потоках продуктов сгорания спектральные характеристики в ряде случаев следует определять непосредственно в условиях проведения эксперимента. Для этого в качестве источника опорного излучения 11 использовались показания от термодатчика, установленной в зоне видимости тепловизора на зачерненной поверхности байпасной линии 12. Источники опорного излучения представляют из себя поверхность с известными излучательными характеристиками и контролируемой температурой, по данным от которых рассчитывалось поглощение и излучение струи на различных режимах, а также проводилась коррекция показаний тепловизора.

Исследование в ИК-диапазоне

Мощность излучения от потока продуктов сгорания зависит от градиентов температурного поля, давления, химического состава, распределения по размерам и концентрации частиц сажи. Степень черноты струи продуктов сгорания $\varepsilon \approx 0,2 \div 0,3$, а окисленных металлических частей $\varepsilon \approx 0,9$, поэтому при повышении коэффициента избытка воздуха сила излучения от струи падает, а от нагретых металлических частей увеличивается. Тепловизионный контроль теплового состояния элементов камеры сгорания 3 и горячего дросселя 5 осуществлялся с применением спектрального фильтра в диапазоне от 4,76 до 5,6 мкм, где влияние трехатомных газов H_2O и CO_2 незначительно, а излучают сажа и твердые частицы [1].

Во время эксперимента для определения влияния потока продуктов сгорания, излучающего и (или) поглощающего излучение при определении температуры поверхности по ИК-излучению, в зоне видимости тепловизора 9 размещались источники опорного излучения 11, представляющие собой поверхность с известной температурой и излучательными характеристиками, показания от которых использовались в расчетах как реперные точки.

Наиболее эффективно оказалось проводить измерения для оценки равномерности горения и диагностики срыва горения в камере с выделением спектра излучения CO_2 , поэтому сканирование проводилось с применением фильтра в диапазоне длин волн от 4,14 до 4,36 мкм. После подмешивания холодного воздуха 6 в ресивере 7 и понижения температуры потока, CO_2 начинает поглощать излучение, поступающее в тепловизор 8. На рис. 2 показан режим, на котором по данным с термодатчиков, установленных на гребенке был зафиксирован срыв, хотя процесс горения по тепловизионным данным еще продолжался 12 с. Снижение подачи топлива

(рис. 2) приводит к уменьшению зоны горения и концентрации CO_2 , вследствие чего поглощение излучения падает, а влияние нагретых поверхностей растет. Срыв пламени соответствует максимальному уровню излучения от нагретых частей камеры сгорания, когда поглощение от продуктов сгорания практически отсутствует. Далее нагретые части остывают, и интенсивность излучения от них падает.

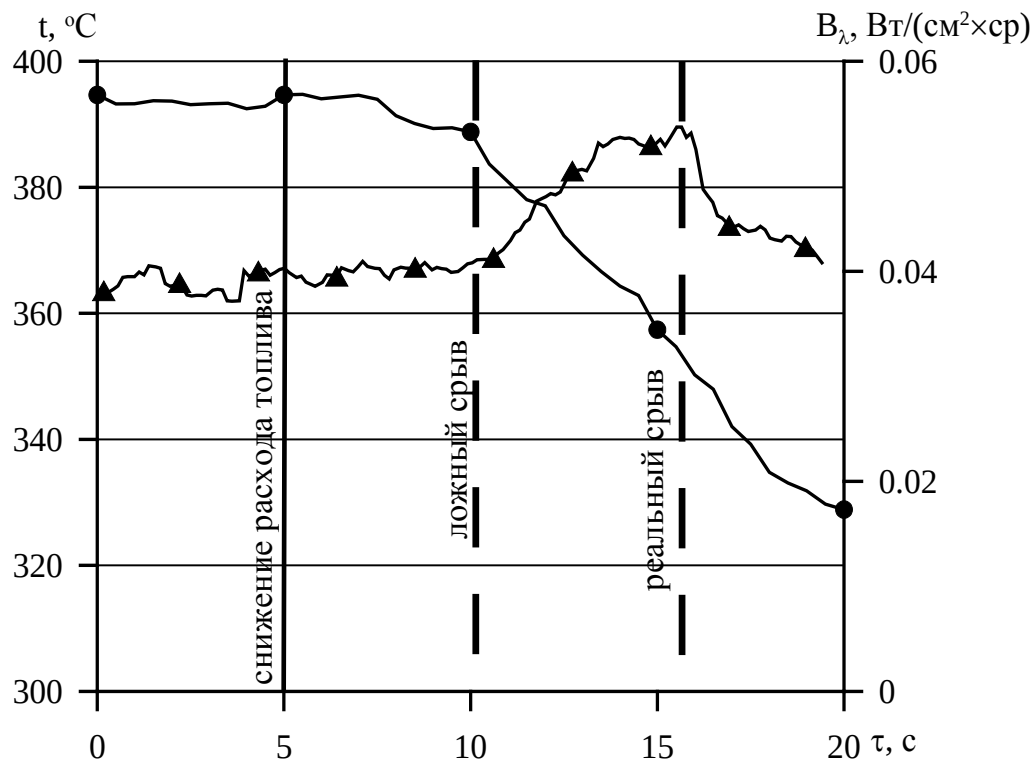


Рис. 2. Определение момента срыва горения в камере сгорания по данным, полученным с помощью тепловизора и термопары, установленной в потоке на гребенке:
 ▲ - показания тепловизора, Вт/(см²×ср); ● - показания термопары, °C

Настройка и калибровка системы

Процедура калибровки необходима для определения зависимости сигнала тепловизора от температуры. Для этого необходимо получить зависимость сигнала прибора от температуры модели абсолютно черного тела (АЧТ), которое применяется в качестве эталонного комплекса для поверки и контроля оптических приборов в ИК-диапазоне. При этом на тепловизоре 1 (рис. 3) устанавливают диафрагму и фильтры, а также защитные окна 2, которые применялись или будут использоваться во время измерений. Оптическая ось тепловизора 1 должна совпадать с осью 3 модели абсолютно черного тела 4, а сам прибор визироваться на перегородку 5, установленную в нагревательной трубе 6, которая находится внутри теплоизолированного и экранированного корпуса 7. Температура перегородки 5 контролируется термопарой 8 типа ТПР30/6, которая подсоединена к электронному регулятору мощности 9, подаваемой на нагревательную трубу 6 в автоматическом или ручном режиме. Сигнал с термопары измеряется микровольтметром 10 и передается на компьютер 11, который также регистрирует сигнал с блока управления 12, яркость излучения, измеренную тепловизором 1, от перегородки 5. Значение температуры исследуемой поверхности с учетом ее оптических свойств и условий проведения измерения определяют по калибровочным коэффициентам, представляющим собой зависимость сигнала тепловизора 1 от температуры абсолютно черного тела 4.

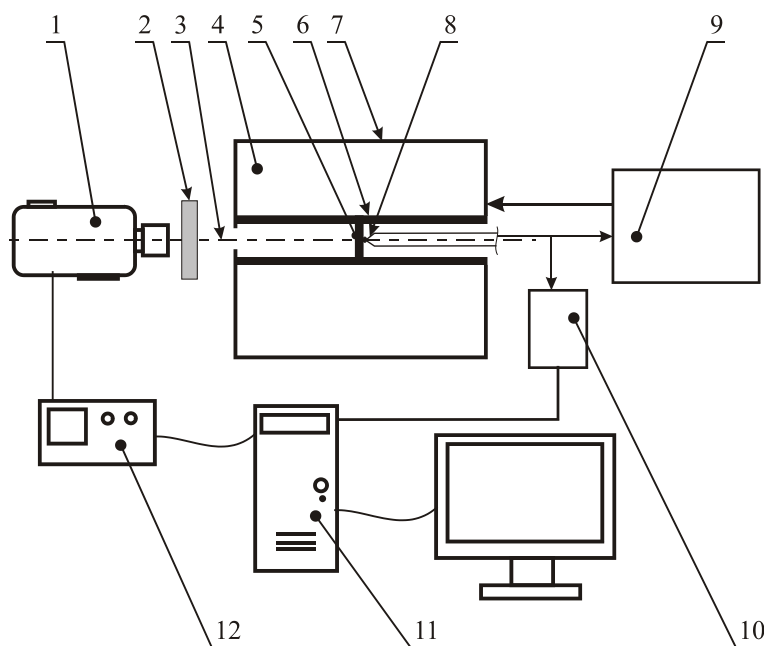


Рис. 3. Стенд для калибровки ИК-приборов: 1 – тепловизор; 2 – фильтр, защитное окно; 3 – оптическая ось тепловизора; 4 – МАЧТ; 5 – перегородка; 6 – нагревательная труба; 7 – теплоизолированный корпус; 8 – термопара; 9 – электронный регулятор температуры; 10 – микровольтметр; 11 – компьютер; 12 – блок управления тепловизором

Во время эксперимента возможно выпадение слоя сажи, пыли, воды или других веществ, которые изменяют оптические характеристики стекла, поэтому для коррекции влияния загрязнения стекла, производилась дополнительная калибровка тепловизионной системы после каждого испытания. Следует учитывать, что поток продуктов сгорания дает максимальное загрязнение непосредственно перед запуском и после срыва пламени или остановки камеры сгорания, когда в потоке присутствует несгоревшее топливо и повышенное содержание сажи. Кроме того, возможно загрязнение потока пылью и конденсированной влагой из газовойдушной контура. Поэтому рекомендуется включать обдув защитных окон до начала подачи основного воздуха. В случае испытаний основных камер сгорания и их отсеков, когда вдуваемый на охлаждение воздух влияет на равномерность потока на выходе, желательно регулировать его расход, увеличивая при запуске, остановке и на максимально напряженных режимах.

Заключение

Термоизображение предоставляет полную картину распределения излучения струи по всему сечению, что позволяет оценить качественно распределение топлива в камере сгорания, провести диагностику коксования и изменение работы форсунок во время эксперимента. Кроме того, гребенки с термопарами и отборами пробы для химанализа не перекрывают всю проточную часть выхлопной струи и имеют некоторую инерционность, поэтому тепловизионная система позволяет более информативно и качественно контролировать работу камеры сгорания. По полученным во время экспериментов термограммам были более четко определены границы срыва пламени, а также проведен контроль теплового состояния элементов жаровой трубы камеры сгорания и стендового оборудования с предупреждением аварийных ситуаций. Применение источников опорного излучения позволило определить влияние поглощения от газового потока и защитного окна на регистрируемую интенсивность излучения от нагретых поверхностей в процессе эксперимента, что позволяет более точно рассчитывать температуру по излучению и проводить анализ теплового состояния контролируемых элементов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Блох А.Г. Основы теплообмена излучением. - М.: Госэнергоиздат, 1962.

**DIAGNOSIS OF FAILURE OF COMBUSTION IN THE COMBUSTION CHAMBER
WITH A THERMOVISION EQUIPMENT**

Vorobiev S.V., Pavlov Yu.I.

The use of thermovision technology to diagnose failure of the combustion flame test tube of the main combustion chamber gas turbine engine is deal with in the article. Join the thermal radiation of the jet of combustion products and the internal elements was carried out using short-wave thermovision system AGA-782 with spectral spectral filters in several ranges from 3.2 to 5.6 microns. Thermovision is mounted on the axis of the flame tube. The output signal was recorded and processed on a computer in real time, allowing monitor the combustion process and the thermal state of the object during the experiment.

Keywords: thermal radiation, thermal imager, a combustion chamber.

Сведения об авторах

Воробьев Сергей Владимирович, 1978 г.р., окончил МАТИ (2001), начальник сектора отделения газовой динамики ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова, автор более 17 научных работ, область научных интересов – оптические методы исследования.

Павлов Юрий Иванович, 1934 г.р., окончил МАТИ (1959), кандидат технических наук, профессор МАТИ, автор 168 научных работ, область научных интересов – испытания двигателей летательных аппаратов и их узлов.

УДК 629.735

ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ДИАГНОСТИКА НА БАЗЕ СИНХРОНИИ И АСИНХРОНИИ ИЗМЕНЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ОДНОГО САМОЛЕТА

Б.К. НДЖЕНГЕ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Чичковым Б.А.

В статье изложены определение и примеры параметрической диагностики газотурбинных двигателей (ГТД) одного самолета с использованием синхронности и асинхронности временных рядов.

Ключевые слова: параметрическое диагностирование, временные ряды, тренд-анализ, сглаживание, регрессия, синхрония и асинхрония.

Диагностика играет в науке важную роль. В частности, она применяется при эксплуатации авиатехники. При диагностировании ГТД самолета применяется метод параметрической диагностики, так как он является одним из неразрушающих способов диагностирования авиационных двигателей. В этой статье кратко обсуждаются определения синхронности и асинхронности, сглаживания, тренд-анализа и регрессии применительно к параметрической диагностике. Это достигается при рассмотрении одной из стадий переработки информации параметрических данных, где изучается синхронность и асинхронность параметров двух ГТД одного самолета с помощью временных рядов (рис. 1). Используют осреднения по заданному количеству точек в стационарных группах, с целью уменьшения шума, и выявления качественной тенденции в изменении штатно регистрируемых параметров (рис. 1). Проиллюстрируем применение временных рядов при оценке степени синхронности (асинхронности) и взаимосвязи между ними (рис. 2, 3). Целью является изучение связи возникновения аномалии между двух ГТД одного самолета.

Синхронность – характеристика процессов, возникающих одновременно. Асинхронность – характеристика процессов, не возникающих одновременно. В большинстве связанных систем собственные и внутренние варианты и их взаимозависимости между подсистемами не доступны. В целях определения взаимозависимости между связанными системами путем измерения синхронизации между их результатами представляются в основном в виде временных рядов. Временной ряд – это последовательность точек данных, измеряемая в последовательные моменты времени, отстоящие друг от друга на равномерные промежутки [4].

Анализ синхронности и асинхронности временных рядов включает в себя методы анализа данных, чтобы извлечь диагностически полезную статистику и другие характеристики. Для прогнозирования временных рядов используются модели для предсказания будущих значений на основе ранее наблюдаемых значений. Использование синхронности и асинхронности моделей временных рядов при приложении к ГТД состоит из двух частей: достижение понимания основных сил (в данном случае параметров) и структуры (ГТД), а также опережающее управление [5].

В контексте параметрической диагностики ГТД в первую очередь проводится анализ синхронности и асинхронности: прогнозирование, интеллектуальный анализ данных, распознавание образов в тренд-анализе, кластера, обнаружения аномалии и их классификации с помощью временных рядов. Некоторые методы, как правило, применяются для изучения временных рядов при исследовании синхронности и асинхронности, например:

Тренд-анализ – практика сбора данных (информации) и попытка определить такие тенденции, как: сезонность, медленные и быстрые изменения и циклические неравномерности [2].

Регрессия – статистическая мера, определяющая степень зависимости между одной переменной и рядом переменных [4].

Оценки синхронности и асинхронности основаны на способе сглаживания скользящего среднего (по заданному количеству точек), где искомая величина получается путем осреднения нескольких значений, непосредственно примыкающих к центральному значению текущей группы [1]. Ниже приведены примеры исследования синхронности и асинхронности параметров оборотов вентилятора ($N_{\text{вен}}$) двух ГТД одного самолета.

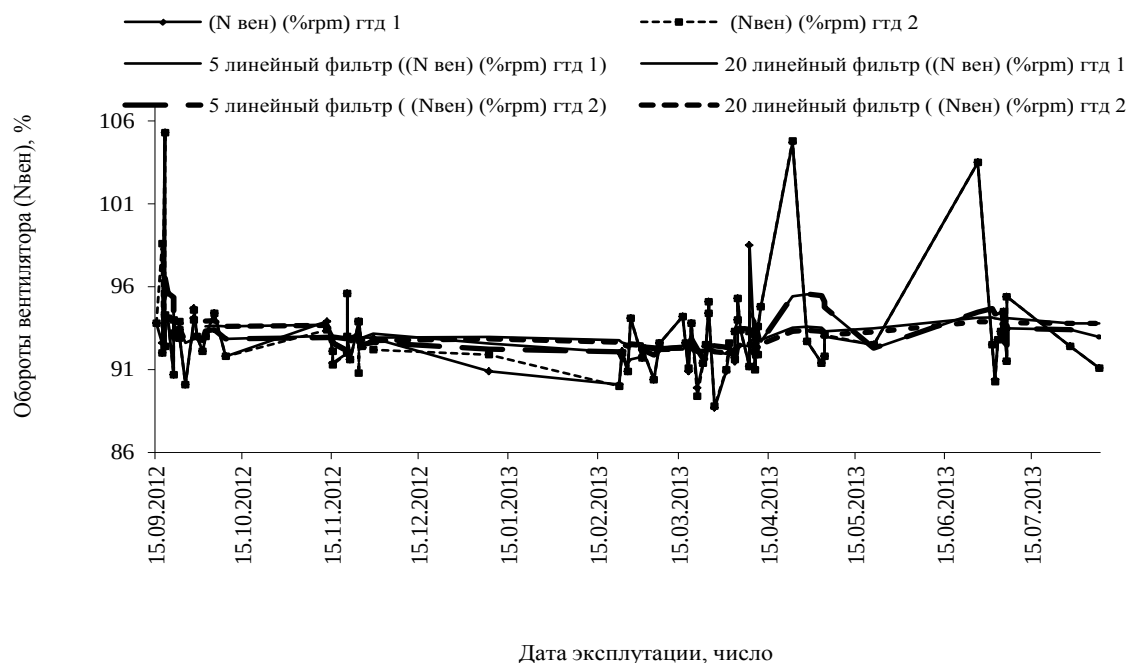


Рис. 1. Результаты сравнения сглаживания с использованием скользящего среднего на основе синхронности и асинхронности

Наблюдается синхронность параметров ($N_{\text{вен}}$ ГТД₁ и $N_{\text{вен}}$ ГТД₂) в начале и в конце исследований, а с 07.12.12 г. по 17.03.12 г. наблюдается асинхронность.

С целью изучения физической связи между двумя параметрами проведено исследование характеристики технического состояния ГТД на основе синхронности и асинхронности (рис. 2).

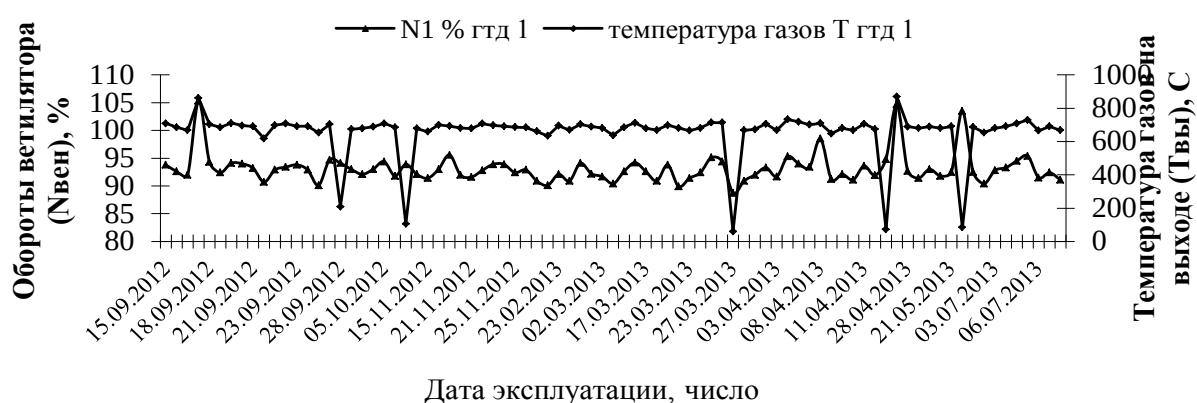


Рис. 2. Отношение синхронности и асинхронности физической связи между параметрами (температура газов на выходе и обороты вентилятора)

Видно, что физическая связь между этими параметрами присутствует, так как изменение синхронно, исключая некоторые моменты, где изменение асинхронно, например, между датами 15.12.2012 г. - 07.12.2014 г., а также в число 25.06.2013 г.

Для определения степени синхронности (асинхронности) проведено исследование параметров двух ГТД одного самолета (рис. 3). Цель задачи оценивание зависимости между параметрами с помощью расчета “дельта”, в результате которого можно заключить, что параметры изменяются по определенному критерию (рис. 4).

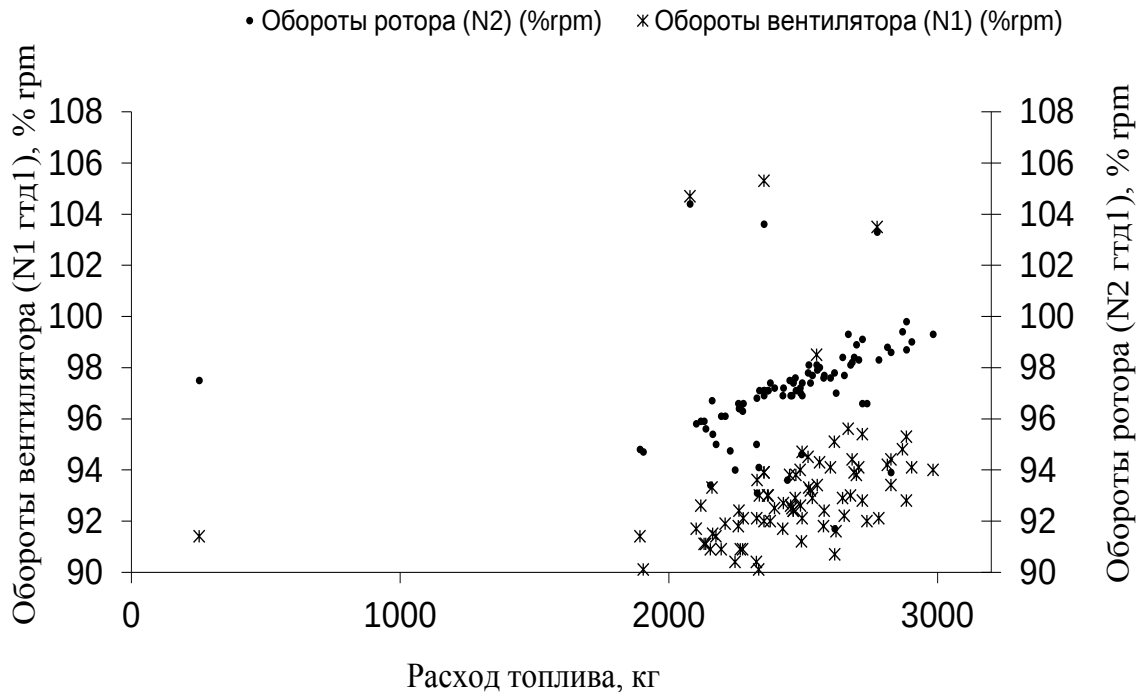


Рис. 3. Зависимости оборотов вентилятора, оборотов ротора от расхода топлива ГТД

Здесь очевидно, что оба параметра $N1$ и $N2$ ($(T/P)_{ГТД1}$ и $(T/P)_{ГТД2}$) синхронно изменяются относительно расхода топлива ГТД. Рассчитав “дельту” для обоих параметров, можно изучать степени синхронности (асинхронности), как показано на рис. 4.

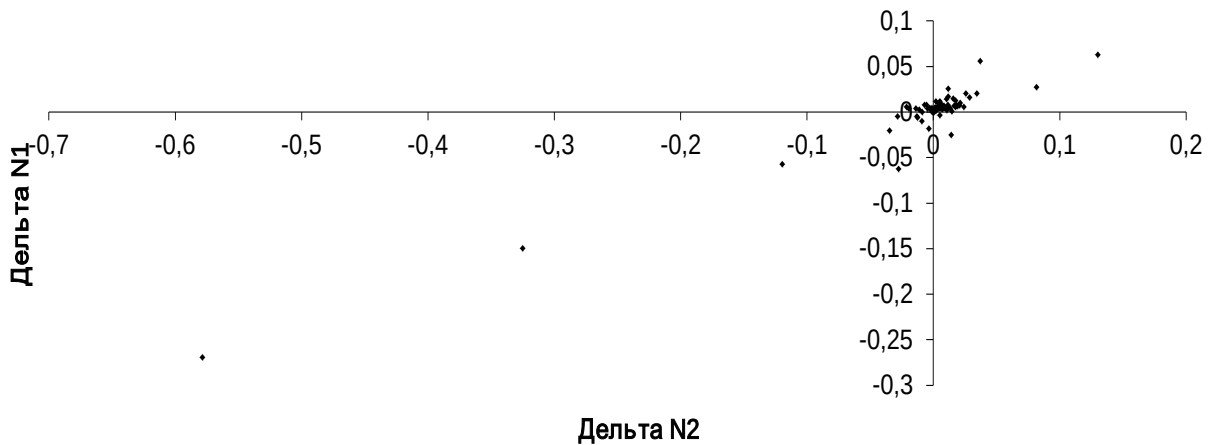


Рис. 4. Зависимости “дельта” вентилятора ($dN1$) от дельты обороты ротора ($dN2$)

Заключение

При изучении применимости исследования синхронии во временных рядах регистрируемых параметров в диагностике установлено, что для прогнозирования поведения исследуемых параметров надо использовать регрессионные модели связей между параметрами и датами полетов. Проведено осреднение с помощью скользящего среднего с целью не только изучения синхронности и асинхронности, но и фильтрации шумов и выявления качественной тенденции изменения параметров.

В авиации можно применять исследование синхронности и асинхронности изменения параметров при использовании временных рядов для оценки состояния ГТД во время технического обслуживания.

Использование этой системы позволяет не только изучать два или более ГТД одного самолета одновременно, но и целенаправленно повышать эффективность и экономичность эксплуатации воздушных судов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Чичков Б.А. Параметрическая диагностика авиационных двигателей: учеб. пособие. - М.: МГТУ ГА, 2010.
2. Чичков Б.А., Бураймах И.Д., Ндженге Б.К. О способах совершенствования диагностических моделей авиационных двигателей // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2012. - № 179.
3. Ндженге Б.К. Повышение эффективности тренд-анализа параметров, регистрируемых в эксплуатации ТРДД: тезисы докл. студенч. конф. МГТУ ГА. - М.: МГТУ ГА, 2011.
4. [Электронный ресурс]. URL: [http://en.wikipedia.org/wiki/Time series](http://en.wikipedia.org/wiki/Time_series).
5. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.itl.nist.gov/div898/handbook/pmc/section4/pmc41.htm>.

PARAMETRICAL DIAGNOSIS BASED ON SYNCHRONIC AND ASYNCHRONIC OF GAS TURBINE ENGINES OF ONE AIRCRAFT

Njenge B.K.

The article deals with identification and shows examples on parametrical diagnosing of GTE on the same aircraft using synchrony and asynchrony of time series.

Keywords: parametric diagnosis, time series, trend analysis, smoothing, regression, synchrony and asynchrony.

Сведения об авторе

Ндженге Бенджамин Кабанги, 1986 г.р., окончил МГТУ ГА (2011), аспирант МГТУ ГА, автор 2 научных работ, область научных интересов – параметрическая диагностика авиационных двигателей в эксплуатации.

УДК 629.7.036.4

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ДИАГНОСТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА “К-СРЕДНИЕ”

И.Д. БУРАЙМАХ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Чичковым Б.А.

В статье приведены результаты, полученные в ходе разработки способов повышения эффективности диагностического анализа параметров, регистрируемых в процессе эксплуатации ТРДД с использованием К-средних.

Ключевые слова: параметрическое диагностирование, К-средние.

Авиационные двигатели работают в разных эксплуатационных режимах, и датчики, которые установлены на них, отправляют сигналы в кабину экипажа и на бортовые самописцы. Чтобы оценить тесноту связей между параметрами, можно использовать корреляционный критерий.

Для оценки технического состояния двигателей необходимо располагать алгоритмами, позволяющими отличить тенденции в изменении параметров неисправных двигателей в отличие от исправных (рис. 1). Представляется перспективным использовать для этих целей один из методов кластеризации так называемый метод К-средних [2].

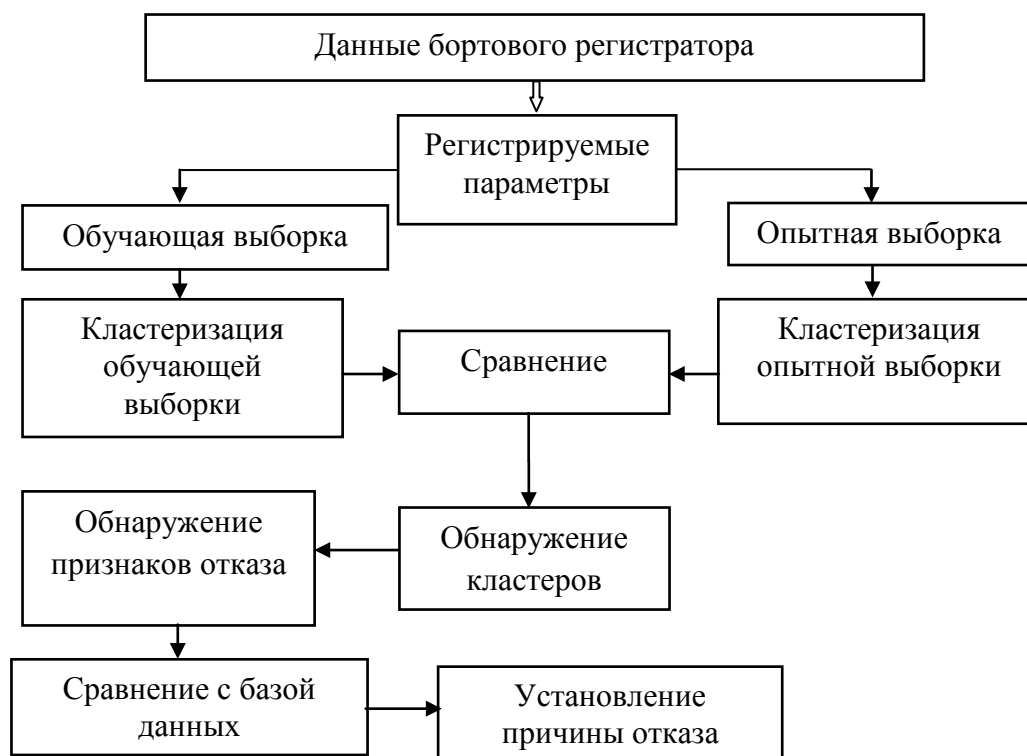


Рис. 1. Блок-схема возможной организации процедур диагностирования технического состояния с использованием метода К-средних

Блок-схема алгоритма оценки К-средних представлена на рис. 1, 2.

В дальнейших примерах используем данные, полученные в крейсерском режиме по параметрам “обороты роторов двигателя” (N1 и N2).

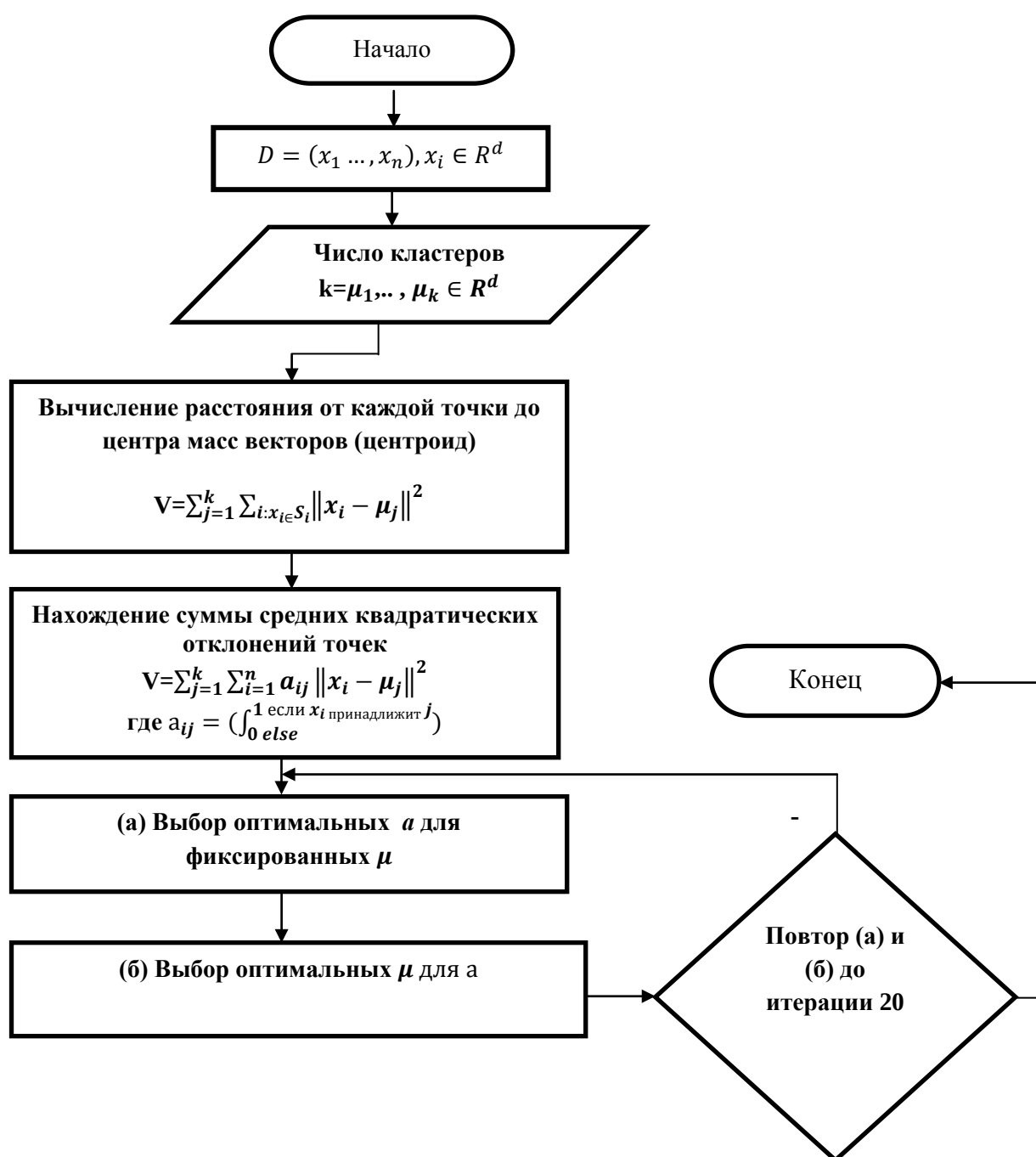


Рис. 2. Блок-схема алгоритма оценки К-средних

$V = \sum_{i=1}^k \sum_{x_j \in S_i} (x_j - \mu_i)^2$ – минимальное суммарное квадратическое отклонение, где

k – число кластеров; S_i – полученные кластеры, $i = 1, 2, \dots, k$ и μ_i – центры масс векторов $x_j \in S_i$.

Перейдем к описанию примера. Сначала выбираем любые предварительные значения для координат центроид. Пусть начальные центры масс будут – центроид № 1 (х, у – 5.98, 92) и центроид № 2 (х, у – 2.21, 98). С помощью предварительных координат можно вычислить расстояния от каждой эмпирической точки до центра масс кластера, которому они принадлежат (рис. 3). Алгоритм К-средних минимизирует сумму расстояний до ближайших центров масс кластера. Минимизация осуществляется с помощью "Solver" программы MS Excel.

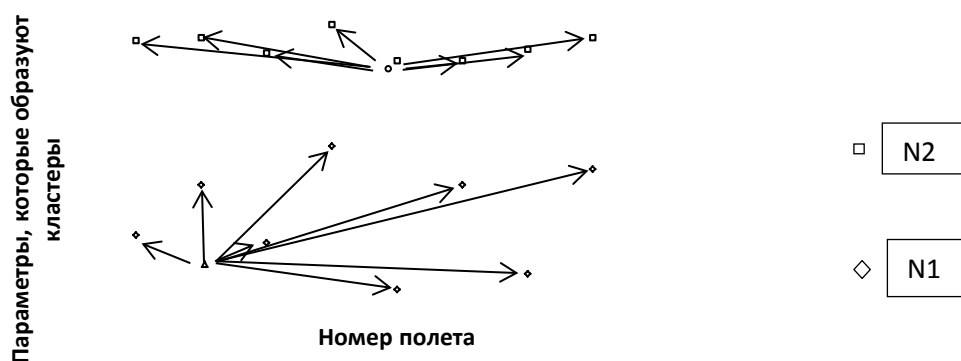
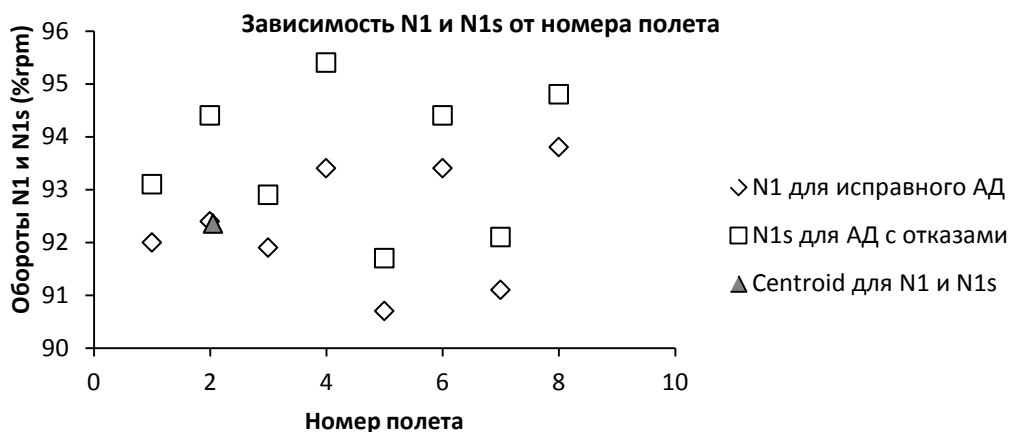


Рис. 3. Векторы между центроидами и точками кластеров

Находим минимальное суммарное квадратическое отклонение точек кластеров от центров масс этих кластеров и действительные координаты этих центроидов. Получим минимальное суммарное квадратическое отклонение точек кластеров.

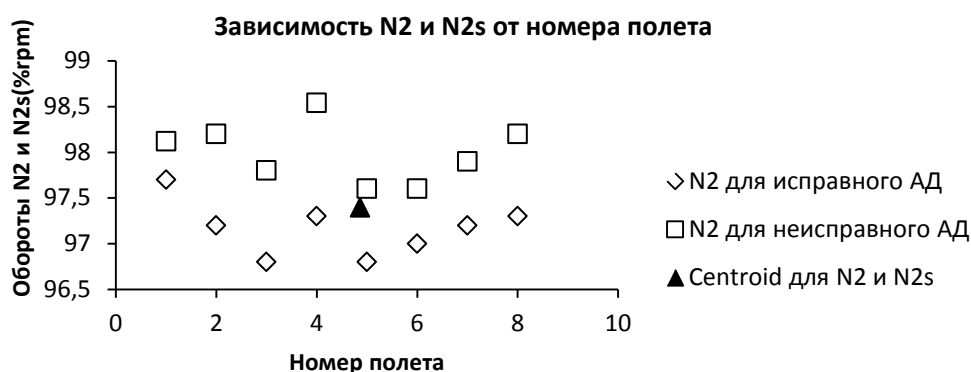
После того, как установлены действительные координаты центроиды для исправного двигателя, отклонение от установленных точек (центроидов) будет означать, что анализируемые параметры отклонились от значений, типичных для исправного состояния двигателя, что проявляется в повышении суммарного квадратичного отклонения [3].

Пример таких различий показан на рис. 4.



Σ квт от = 9,1965 (суммарное квадратическое отклонение)

Рис. 4. Зависимости оборотов (N1 и N1s) от номера полета



Σ квт от = 13,30472 (суммарное квадратическое отклонение)

Рис. 5. Зависимости оборотов (N2 и N2s) от номера полета

Заключение

Метод К-средних может быть использован для совершенствования диагностических моделей авиационных двигателей. При этом в качестве диагностического признака используется сумма квадратических отклонений эмпирических (зарегистрированных в эксплуатации) значений диагностических параметров от центроиды этих параметров для исправного состояния двигателя. В практическом плане сейчас ведется работа по формированию массивов значений указанных отклонений для типичного перечня неисправностей ТРДД.

ЛИТЕРАТУРА

1. Aravind H., Rajgopal C., Soman K.P. A Simple Approach to Clustering in Excel // International Journal of Computer Applications (0975 – 8887). - Vol. 11. - No. 7. - December 2010.
2. Krishnapuram R., Keller J. The Possibilities C-Mean Algorithm; Insight and Recommendations. IEEE Transaction on Fuzzy Systems, 1996. - Vol. 4. - Pp. 385-393.
3. Frank P., Patton R., Clark R. Fault Diagnosis in Dynamic Systems: Theory and Application. - NJ: Prentice Hall, 1989.

IMPROVING DIAGNOSIS MODEL OF AIRCRAFT ENGINE USING "K-MEANS"

Buraimah I.J.

This article deals with, results which are shown using K-Means as a tool for diagnosis of Aircraft engine condition.

Keywords: parametric diagnosis, K-Means.

Сведения об авторе

Бураймах Игбафе Джубрил, 1982 г.р., окончил МГТУ ГА (2011), аспирант МГТУ ГА, автор 5 научных работ, область научных интересов – параметрическая диагностика авиационных двигателей в эксплуатации.

УДК 533.6.013

РЕАЛИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ В ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ С АДАПТИВНЫМ АЛГОРИТМОМ УПРАВЛЕНИЯ ПОПЕРЕЧНЫМ ДВИЖЕНИЕМ САМОЛЕТА

Д.В. ВЕРЕЩИКОВ, П.С. КОСТИН, Ю.О. ВЕРЕЩАГИН

Статья представлена доктором технических наук, профессором Левицким С.В.

В статье представлены результаты исследований по оценке эффективности применения адаптивного алгоритма управления маневренным самолетом, реализованного в поперечном канале управления, на основе идентификации ряда аэродинамических характеристик самолета и возмущений, вызываемых образованием несимметричной конфигурации размещения внешних подвесок. Путем моделирования движения самолета в ходе выполнения S-образных маневров с использованием программно-моделирующего комплекса и пилотажного стенда продемонстрировано существенное улучшение характеристик управляемости несимметричного самолета и, таким образом, повышение эффективности его применения.

Ключевые слова: устойчивость, управляемость, адаптация, идентификация, маневрирование.

Одной из главных задач при создании и модернизации современных маневренных самолетов является обеспечение заданных пилотажных характеристик или характеристик устойчивости и управляемости (ХУУ) во всем эксплуатационном диапазоне полета. Эта задача в последнее время стала более трудоемкой в силу следующих причин [1]: сложной аэродинамической компоновки современных маневренных самолетов; значительного расширения эксплуатационного диапазона для обеспечения многофункциональности (что является одним из основных требований к современному самолету); создания большого количества серий и модификаций базового самолета; необходимости обеспечения заданного уровня безопасности полетов [2], в тот момент, когда необходимо добиться компромисса между максимальным использованием возможностей самолета и наличием эксплуатационных ограничений. Все это заставляет авиационных специалистов разрабатывать и применять новые концептуальные решения для обеспечения заданных ХУУ.

Новым решением при синтезе систем управления (СУ) современных маневренных самолетов является реализация адаптивных алгоритмов на основе идентификации нескольких аэродинамических параметров в режиме реального времени – «on-line». Такие алгоритмы в настоящее время применяются на самолетах Су-30МКИ [3], Су-30СМ, Як-130, Су-35, Т-50. Необходимо заметить, что реализация этих алгоритмов на борту самолета стала возможна благодаря широкому использованию в системах управления цифровых вычислителей, которые обеспечивают необходимый объем вычислений с приемлемой скоростью.

Анализ СУ современных самолетов показал, что адаптивные алгоритмы на основе идентификации ряда аэродинамических характеристик применяются только для обеспечения заданной динамики продольного движения. При этом в боковом канале управления обеспечение заданной динамики при действии возмущений различной природы не предусмотрено. Решение этой задачи является весьма актуальным для современных маневренных самолетов, у которых при энергичном пространственном маневрировании возможно проявление существенной взаимосвязи продольного и бокового движений, приводящей к неблагоприятным последствиям [4; 5]. Ситуация еще более осложняется, когда на самолет при этом действуют различные возмущения, например от несимметричной внешней подвески, атмосферных возмущений, отказов и неисправностей СУ.

Авторами было принято решение провести исследования по обеспечению заданных динамики и устойчивости поперечного движения самолета путем использования адаптивного алго-

ритма управления на основе идентификации аэродинамических характеристик поперечного движения. Для этого был создан программно-моделирующий комплекс, основными элементами которого являются пилотажный стенд маневренного самолета [6] и математическая модель динамики пространственного движения самолета с комплексной системой управления, близкого по своим аэродинамическим, массовым и геометрическим характеристикам самолету Як-130.

В качестве алгоритма идентификации был принят рекуррентный метод наименьших квадратов. При этом рассматривается модель поперечного движения в следующем виде

$$I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z + I_{zy}(\omega_z^2 - \omega_y^2) - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} - I_{xz} \frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x(I_{yx}\omega_z - I_{zx}\omega_y) = M_x^{\delta_s}\delta_s + \\ + M_x^{\omega_x}\omega_x + M_x^{\omega_y}\omega_y + M_x^\beta\beta + M_x^{\delta_n}\delta_n, \quad (1)$$

где I_x, I_y, I_z – осевые моменты инерции; I_{xy}, I_{xz}, I_{zy} – центробежные моменты инерции; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – скорости крена, рыскания, тангажа соответственно; $M_x^{\delta_s}, M_x^{\delta_n}$ – производные момента крена, характеризующие отклонение рулевых поверхностей; $M_x^\beta, M_x^{\omega_x}, M_x^{\omega_y}$ – производные момента крена, характеризующие поперечную статическую устойчивость, демпфирование и перекрестную связь; δ_s, δ_n – углы отклонения элеронов и руля направления соответственно; β – угол скольжения.

Инерционные перекрестные связи, отражающие влияние на динамику вращательного движения самолета относительно центра масс инерционных моментов представляются следующим образом

$$M_{kp} = (I_z - I_y)\omega_z\omega_y - I_{zy}(\omega_z^2 - \omega_y^2) + I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + I_{xz} \frac{d\omega_z}{dt} - \omega_x(I_{xy}\omega_z - I_{xz}\omega_y). \quad (2)$$

В целях увеличения сходимости оценок параметров при идентификации выражение (1) с учетом выражения (2) преобразуется к виду (3) и, таким образом, исключается инерционная составляющая поперечного движения

$$\frac{d\omega'_x}{dt} = \frac{d\omega_x}{dt} - \frac{M_{kp}}{I_x} = \frac{1}{I_x} (M_x^{\delta_s}\delta_s + M_x^{\omega_x}\omega_x + M_x^{\omega_y}\omega_y + M_x^\beta\beta + M_x^{\delta_n}\delta_n). \quad (3)$$

В обобщенном (векторном) виде рассматриваемая модель выглядит следующим образом

$$\dot{x} = A(x, t)x + B(x, t)u + \xi, \quad (4)$$

где x – n -мерный вектор состояния; u – m -мерный вектор управления; ξ – вектор внешних неконтролируемых возмущений; A, B – матрицы параметров объекта управления соответствующей размерности с элементами, являющимися функцией времени и состояния объекта; t – текущее время.

Оценка (идентификация) неизвестных параметров матриц A и B осуществляется с использованием следующего алгоритма [7; 8]:

1) $e(t) = \omega_x(t) - \omega_x(t-1)$, где $e(t)$ – ошибка на текущее время;

2) $K(t+1) = \frac{P(t)u(t+1)}{\lambda + u^T(t+1)P(t)u(t+1)}$, где $K(t)$ – вектор столбец коэффициентов усиления; $P(t)$ – обратная корреляционная матрица; $u(t)$ – вектор входных сигналов; λ – коэффициент забывания;

3) $P(t+1) = \frac{1}{\lambda} [P(t) - K(t+1)u^T(t+1)P(t)]$;

4) $\gamma(t+1) = \gamma(t) + K(t+1)e(t)$, где $\gamma(t)$ – вектор оценок неизвестных параметров на t -такте подсчета.

Адаптация поперечного движения самолета осуществляется путем определения расчетного (потребного) угла отклонения элеронов $(\delta_\varphi)_{расчет}$ для обеспечения модельной скорости крена $\omega_{x,мод}$, которая может задаваться различными способами

$$(\delta_\varphi)_{расчет} = \frac{\frac{d\omega_x}{dt} - \left(\hat{M}_x^{\omega_x}(\omega_{x,мод}) + \hat{M}_x^{\omega_y} \omega_y + \hat{M}_x^\beta \beta + \hat{M}_x^{\delta_n} \delta_n \right)}{\hat{M}_x^{\delta_\varphi}}, \quad (5)$$

где $\hat{M}_x^{\omega_x}$, $\hat{M}_x^{\omega_y}$, $\hat{M}_x^\beta$, $\hat{M}_x^{\delta_n}$, $\Delta \hat{M}_{x,интер}$, $\hat{M}_x^{\delta_\varphi}$ – полученные оценки аэродинамических производных крена, отнесенные к осевому моменту инерции I_x .

После определения $(\delta_\varphi)_{расчет}$ его значение сравнивается с текущим δ_φ , и, если они не равны, формируется корректирующий сигнал, направленный на устранение этой разницы

$$u_{кор} = \delta_\varphi - (\delta_\varphi)_{расчет}. \quad (6)$$

В процессе проведения исследований работоспособности представленного адаптивного алгоритма моделировался полет с несимметричной внешней подвеской, которая вносит определенные коррективы в динамику полета самолета, при этом изменяются моменты инерции и дополнительно создаются моменты от весовой несбалансированности и интерференционного взаимодействия крыла и подвески. При наличии несимметричной внешней подвески выражения (1)-(3), (5) изменятся, в них появляются дополнительные члены $\sum_i (G_{подвески_i} r_{z_i}) n_y \cos \gamma$ – момент от весовой несбалансированности, $\Delta M_{x,интер}$ – интерференционный момент от аэродинамического взаимодействия подвески и крыла самолета:

$$\begin{aligned} I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z + I_{zy} (\omega_z^2 - \omega_y^2) - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} - I_{xz} \frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x (I_{yx} \omega_z - I_{zx} \omega_y) = \\ = M_x^{\delta_\varphi} \delta_\varphi + M_x^{\omega_x} \omega_x + M_x^{\omega_y} \omega_y + M_x^\beta \beta + M_x^{\delta_n} \delta_n + \sum_i (G_{подвески_i} r_{z_i}) n_y \cos \gamma + \Delta M_{x,интер}, \end{aligned} \quad (7)$$

где $G_{подвески_i}$ – вес несимметричной i -й подвески; r_z – расстояние по оси OZ связанной системы координат до центра масс несимметричной i -й подвески; γ – угол крена; n_y – нормальная перегрузка;

$$M_{кр} = \sum_i (G_{подвески_i} r_{x_i}) n_y \cos \gamma - (I_z - I_y) \omega_z \omega_y - I_{zy} (\omega_z^2 - \omega_y^2) + I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + I_{xz} \frac{d\omega_z}{dt} - \omega_x (I_{yx} \omega_z - I_{zx} \omega_y); \quad (8)$$

$$\frac{d\omega'_x}{dt} = \frac{d\omega_x}{dt} - \frac{M_{кр}}{I_x} = \frac{1}{I_x} \left(M_x^{\delta_\varphi} \delta_\varphi + M_x^{\omega_x} \omega_x + M_x^{\omega_y} \omega_y + M_x^\beta \beta + M_x^{\delta_n} \delta_n + \Delta M_{x,интер} \right); \quad (9)$$

$$(\delta_\varphi)_{расчет} = \frac{\frac{d\omega_x}{dt} - \left(\hat{M}_x^{\omega_x}(\omega_{x,мод}) + \hat{M}_x^{\omega_y} \omega_y + \hat{M}_x^\beta \beta + \hat{M}_x^{\delta_n} \delta_n + \Delta \hat{M}_{x,интер} + \overline{M}_{кр} \right)}{\hat{M}_x^{\delta_\varphi}}. \quad (10)$$

Структурная схема адаптивного алгоритма на основе идентификации аэродинамических параметров в полете с несимметрично расположенными внешними подвесками представлена на рис. 1.

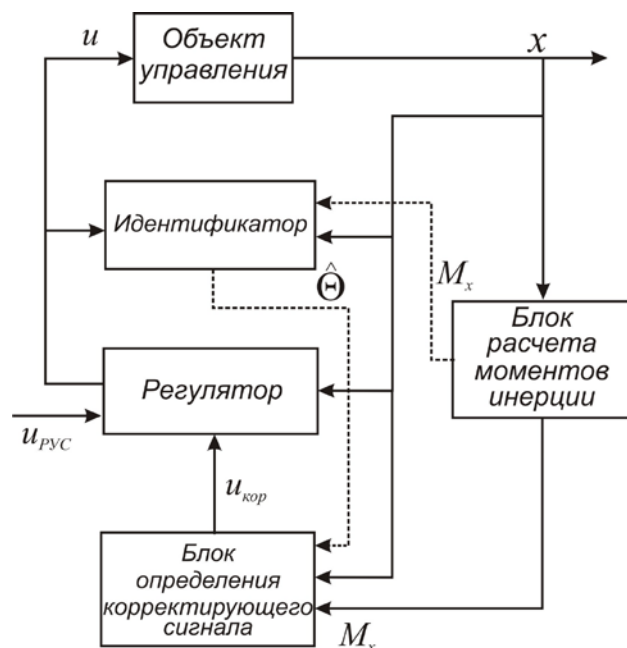


Рис. 1. Структурная схема адаптивного алгоритма управления поперечным движением самолета

Для оценки эффективности применения адаптивного алгоритма выполнено моделирование S - образного маневра, применяемого для устранения рассогласования по линии заданного пути (ЛЗП) при решении задач прицеливания, дозаправки в воздухе, полета строем, движения при заходе на посадку. При этом рассматривалось движение симметричного с точки зрения размещения внешних подвесок самолета и при наличии несимметричной внешней подвески. С методической точки зрения моделировалось движение самолета как с идеальным регулятором [9], так и с учетом запаздывания, вносимого летчиком. Закон работы идеального регулятора описывается выражением

$$\delta_{\gamma} = K_{\gamma}^{\gamma} \left(\gamma - \left[K_{\gamma}^z (z - z_{зад}) + K_{\gamma}^{\psi} (\psi - \psi_{зад}) + K_{\gamma}^{\dot{z}} \frac{dz}{dt} \right] \right) + K_{\gamma}^{\omega_x} \omega_x, \quad (11)$$

где $K_{\gamma}^z (z - z_{зад}) + K_{\gamma}^{\psi} (\psi - \psi_{зад}) + K_{\gamma}^{\dot{z}} \frac{dz}{dt} = \gamma_{зад}$ – заданный крен; z , $z_{зад}$ – текущая и заданная координаты по оси Oz_g нормальной земной системы координат; ψ , $\psi_{зад}$ – текущий и заданный курсы самолета; K_{γ}^{γ} , K_{γ}^z , K_{γ}^{ψ} , $K_{\gamma}^{\dot{z}}$, $K_{\gamma}^{\omega_x}$ – коэффициенты усиления при соответствующих сигналах.

Учет запаздывания, вносимого в управление летчиком, выполнялся путем внесения в контур управления передаточной функции

$$W_{\text{л}}(p) = K_{\text{л}} e^{-p\tau}, \quad (12)$$

где τ – эффективное запаздывание летчика; $K_{\text{л}}$ – коэффициент усиления летчика [10].

Результаты моделирования представлены на рис. 2-4. Моделирование выполнялось при $\tau = 0,2$, так как при $\tau < 0,2$ летчик оценивает объект как плохой в управлении, а при $\tau > 0,25$ появляется раскачка при точном выдерживании одной из фазовых координат движения (в данном случае координаты z). Высота и скорость движения самолета выдерживались постоянными $H \cong 2000 \text{ м}$, $V \cong 400 \text{ км/ч}$.

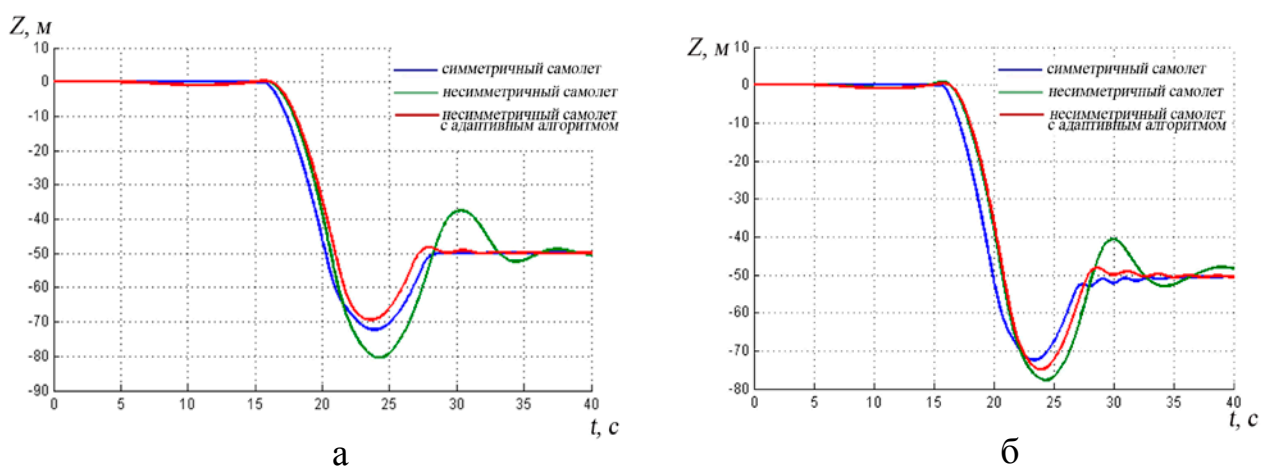


Рис. 2. Выход на ЛЗП при $\Delta z = 50\text{м}$: а – идеальный регулятор;
б – регулятор с учетом свойств летчика

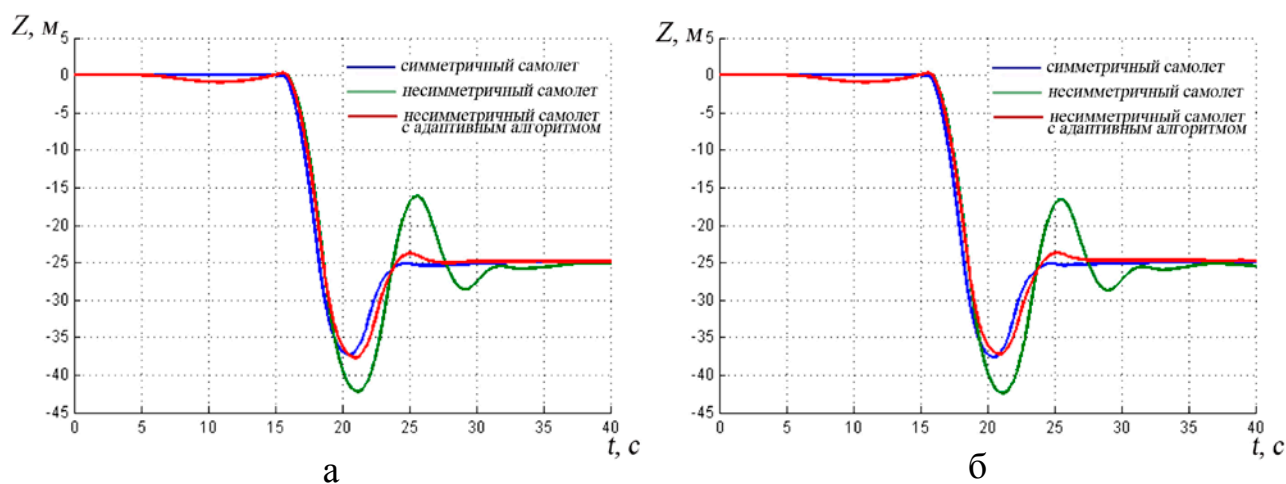


Рис. 3. Выход на ЛЗП при $\Delta z = 25\text{м}$: а – идеальный регулятор;
б – регулятор с учетом свойств летчика

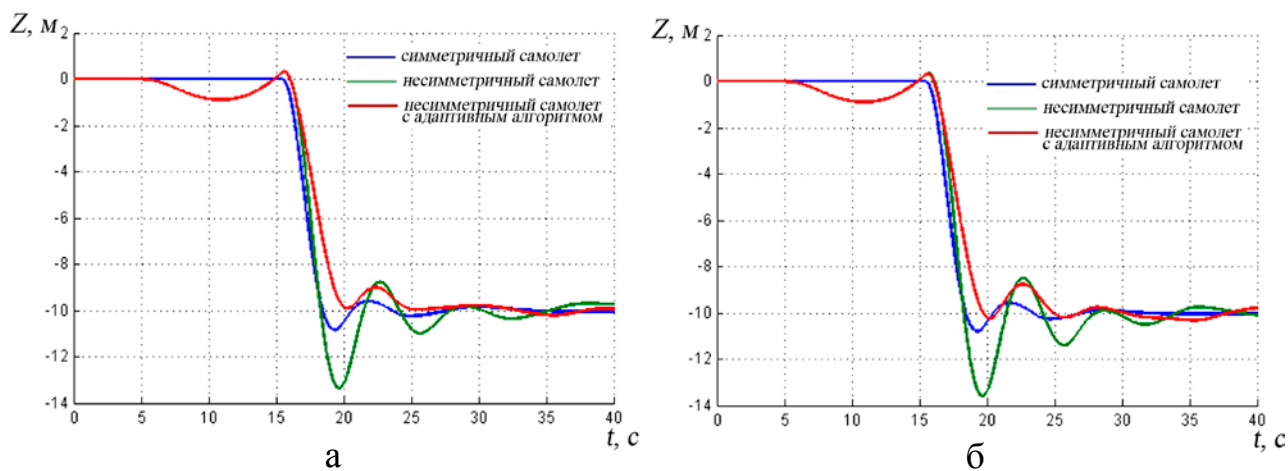


Рис. 4. Выход на ЛЗП при $\Delta z = 10\text{м}$: а – идеальный регулятор;
б – регулятор с учетом свойств летчика

Анализ результатов моделирования пространственного движения маневренного дозвукового самолета при наличии несимметричной внешней подвески дает основания утверждать, что без адаптивного алгоритма и идеальный регулятор, и тем более летчик тратят значительно больше времени на вывод самолета на ЛЗП. При этом имеют место значительные колебания по углу крена. Это вызвано разной реакцией самолета на отклонение ручки управления и, как следствие, элеронов в разные стороны.

Применение адаптивного алгоритма как с идеальным регулятором, так и в случае запаздывания, вносимого летчиком, в значительной степени улучшает качество управления как по времени выхода на ЛЗП, так и по характеру изменения угла крена.

Таким образом, представленный алгоритм автоматизации управления обеспечивает улучшение характеристик управляемости самолета в поперечном канале управления при наличии возмущений от несимметричных внешних подвесок, приближая его с точки зрения управляемости к симметричной конфигурации. Это позволяет сократить время на реализацию S - образных маневров и повысить точность выдерживания траектории, что в свою очередь приводит к повышению эффективности применения самолета.

ЛИТЕРАТУРА

1. Балык О.А., Москалев П.Б. Реализация принципов адаптивного управления самолетом // Научно-технический сборник 929 ГЛИЦ им. В.П. Чкалова. - 2006. - № 4. - С. 67-74.
2. Кротов С.А. К вопросу о контроле отказобезопасности функциональных систем воздушных судов в процессе эксплуатации // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2013. - № 197. - С. 79-84.
3. Москалев П.Б. Применение самонастраивающихся алгоритмов в системе управления маневренных самолетов: сб. трудов междунар. научн.-технич. симпозиума в рамках международного авиасалона МАКС – ЦАГИ. Жуковский, 2001.
4. Левицкий С.В., Свиридов Н.А. Динамика полета. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008.
5. Верещиков Д.В., Салтыков С.Н. Особенности аэродинамики и динамики полета самолета с внешними подвесками при сверхзвуковых скоростях полета. - Воронеж: ВАИУ, 2009.
6. Верещагин Ю.О., Костин П.С., Подкуйко Т.А., Верещиков Д.В. Применение полунатурного моделирования для исследования пилотажных характеристик самолетов на кафедре авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов // Вестник Воронежского государственного технического университета. - 2011. - № 11.2. - Т. 7. - С. 12-14.
7. Александров А.Г. Оптимальные и адаптивные системы. - М.: Высшая школа, 1989.
8. Сергиенко А.Б. Алгоритмы адаптивной фильтрации: особенности реализации в MATLAB // Среда разработки. - 2003. - № 1. - С. 18-28.
9. Вавилов Ю.А. Системы автоматического управления полетом. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2009.
10. Лысенко Н.М. Системы управления и бортовые цифровые вычислительные комплексы летательных аппаратов / под ред. Н.М. Лысенко. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1990.

REALISATION TRAJECTORY CONTROL IN A HORIZONTAL WITH ADAPTIVE ALGORITHM OF MANAGEMENT OF THWART MOTION OF THE PLANE

Vereshikov D.V., Kostin P.S., Vereshagin Yu.O.

In article results of researches are presented according to efficiency of application of adaptive algorithm of management by the maneuverable plane realised in a cross-section control path, on the basis of identification of some aerodynamic characteristics of the plane and the indignations caused by formation by an asymmetrical configuration of placing of external suspension. By modelling of movement of the plane during performance S - figurative maneuvers with use of a programmno-modelling complex and the flight stand substantial improvement of characteristics of controllability of the asymmetrical plane and, thus, increase of efficiency of its application is shown.

Keywords: stability, controllability, adaptation, identification, manoeuvring.

Сведения об авторах

Верещиков Дмитрий Викторович, 1970 г.р., окончил ВАИУ (г. Иркутск) (1993), кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «ВВА» (г. Воронеж), автор более 150 научных работ, область научных интересов – динамика полета, моделирование авиационных комплексов.

Костин Павел Сергеевич, 1985 г.р., окончил ВАИУ (г. Воронеж) (2012), адъюнкт кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «ВВА» (г. Воронеж), автор 12 научных работ, область научных интересов – системы управления летательных аппаратов.

Верещагин Юрий Олегович, 1989 г.р., окончил ВАИУ (г. Воронеж) (2011), адъюнкт кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «ВВА» (г. Воронеж), автор 16 научных работ, область научных интересов – системы управления летательных аппаратов, моделирование авиационных комплексов.

УДК 338.28

РОЛЬ И МЕСТО «НАЦИОНАЛЬНОГО ПЛАНА РАЗВИТИЯ НАУКИ И ТЕХНОЛОГИЙ В АВИАСТРОЕНИИ НА ПЕРИОД ДО 2025 ГОДА И ПОСЛЕДУЮЩУЮ ПЕРСПЕКТИВУ» В ДОКУМЕНТАХ СТРАТЕГИЧЕСКОГО ПЛАНИРОВАНИЯ

В.А. ХАРИТОН, И.В. ДВОРНИКОВ, А.В. ГРЕСЬ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Самойленко В.М.

В статье проведен краткий обзор документов стратегического планирования в области авиастроения, определен нормативно-правовой статус разрабатываемого «Национального плана развития науки и технологий в авиастроении на период до 2025 года и последующую перспективу», дана оценка его роли и места в документах стратегического планирования, показана взаимосвязь с основными документами.

Раскрыта структура Национального плана, а также цели создания научно-технического задела, определяемые Национальным планом.

Ключевые слова: Национальный план, Государственная программа, научно-технический задел, документы стратегического планирования, авиастроение, уровни готовности технологий.

Введение

В течение последних десятилетий XX столетия экономисты ведущих стран мира пришли к пониманию необходимости суверенного стратегического планирования развития важнейших сфер деятельности общества. Важность стратегического планирования обусловлена стремлением согласовать баланс доходов и расходов производителей и конечных потребителей на каждом конкретном этапе исторического развития.

В соответствии с положениями «Основ стратегического планирования в Российской Федерации», введенных в действие Указом Президента Российской Федерации от 12 мая 2009 г. № 536 под стратегическим планированием в Российской Федерации понимается определение основных направлений, способов и средств достижения стратегических целей устойчивого развития Российской Федерации и обеспечения национальной безопасности.

Целью стратегического планирования является оценка возможностей использования объективных законов, определяющих развитие рыночной экономики в практической деятельности по составлению стратегических прогнозов, проектов программ и планов, а также разработка и совершенствование методологии и методики решения многообразных проблем стратегического планирования и организация его осуществления [1].

В ходе стратегического планирования анализируются вызовы и угрозы, а также вырабатываются меры по их парированию. В связи с этим в Российской Федерации решения в оборонной, социальной, технологической и экономической сферах в последние десятилетия приобретают долгосрочный стратегический характер, что повышает значение системы стратегического планирования.

Основным способом достижения стратегических целей устойчивого развития Российской Федерации и обеспечения национальной безопасности является реализация стратегических национальных приоритетов, включая приоритеты социально-экономического развития Российской Федерации [2].

В обеспечении национальной безопасности существенную роль играет авиационная промышленность России, являясь одной из самых инновационных, высокотехнологичных и системообразующих отраслей промышленности. В свою очередь развитие авиационной промышленности способствует развитию регионов страны, подготовке кадров высокой квалификации и оказывает значительное влияние на создание новейших высоких технологий в смежных и других отраслях промышленности.

Развитие авиационной промышленности, создание инновационной научно-технической продукции и технологий невозможно без эффективной сферы науки, которая, создавая постоянно обновляемый научно-технический задел (НТЗ), обеспечивает высокую конкурентоспособность продукции отрасли.

Наличие НТЗ, созданного в период советской экономики, позволило российскому авиастроению в период 1990-2000-х гг., сохранить свои позиции на мировом рынке военной продукции. Однако позиции отрасли на рынке гражданской продукции оказались существенно ослабленными. Отрасль уже отошла от советской централизованной системы управления наукой, каждое научное учреждение финансируется отдельно. Конкурсы по распределению средств на научные исследования проводит Минпромторг России на основании предложений заинтересованных организаций. При этом централизованный координатор распределения средств, способный оценить научную новизну и уровень выполнения научных исследований, отсутствует.

Для решения вышеуказанных проблемных вопросов требуется формирование такого документа стратегического планирования, который позволит на систематической основе осуществлять планирование и управление созданием НТЗ в области авиастроения и авиационных технологий, обеспечит координацию проведения научных исследований, выполняемых в рамках различных целевых программ в области развития авиастроения, тем самым увеличит эффективность научного потенциала.

1. Краткий обзор действующих документов стратегического планирования в области авиастроения

«Основы стратегического планирования в Российской Федерации», являются ключевым методологическим документом стратегического планирования в Российской Федерации. Они разрабатываются с учетом федеральных конституционных законов, федеральных законов, нормативных правовых актов Президента Российской Федерации и Правительства Российской Федерации, а также международных договоров и соглашений Российской Федерации в сфере обеспечения международной и национальной безопасности.

В первую очередь, к ним относятся:

- Федеральный закон «Об обороне» (№ 61-ФЗ от 31.05.1996 г.);
- Федеральный закон «О безопасности» (№ 390-ФЗ от 28.12.2010 г.);
- Федеральный закон «О государственном оборонном заказе» (№ 213-ФЗ от 27.12.1995 г.).

Данные законы определяют основы и организацию обороны Российской Федерации, основные принципы и содержание деятельности по обеспечению безопасности государства, устанавливают общие правовые и экономические принципы, порядок формирования, размещения, финансирования и исполнения государственного оборонного заказа и регулируют отношения в этой области.

Такие руководящие документы, как: Федеральный закон «О государственном регулировании развития авиации» от 08.01.1998 г. № 10, ред. 29.04.2008 г. и Государственная программа Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы», утвер-

жденная распоряжением Правительства Российской Федерации 24.12.2012 г. № 2509-р, являются документами стратегического планирования в области развития авиации.

Непосредственно сам процесс стратегического планирования осуществляется путем разработки концепций, доктрин, стратегий, программ, проектов (планов) устойчивого развития Российской Федерации с учетом задач обеспечения национальной безопасности.

Концепции и доктрины являются документами стратегического планирования, представляющие собой систему официально принятых в государстве взглядов в определенной сфере, к примеру: «Военная доктрина Российской Федерации» представляет собой систему официально принятых в государстве взглядов на подготовку к вооруженной защите и вооруженную защиту Российской Федерации.

Стратегии это общие не детализированные планы какой-либо деятельности, охватывающие длительный период времени, способ достижения сложной цели. Примером здесь может служить «Стратегия национальной безопасности Российской Федерации до 2020 года», которая является базовым документом по планированию развития системы обеспечения национальной безопасности Российской Федерации. В связи с широким спектром проблем, отраженных в данной стратегии, она носит более концептуальный характер и не содержит каких-либо конкретных показателей и индикаторов.

Государственные и федеральные целевые программы представляют собой увязанный по задачам, ресурсам и срокам осуществления комплекс научно-исследовательских, опытно-конструкторских, производственных, социально-экономических, организационно-хозяйственных и других мероприятий, обеспечивающих эффективное решение системных проблем в области государственного, экономического, экологического, социального и культурного развития Российской Федерации.

Целевые программы являются одним из важнейших средств реализации политики государства, активного воздействия на его социально-экономическое развитие и должны быть сосредоточены на реализации крупномасштабных, наиболее важных для государства инвестиционных и научно-технических проектов, направленных на решение системных проблем, входящих в сферу компетенции федеральных органов исполнительной власти. В программах определены целевые показатели и индикаторы, характеризующие реализацию данных программ.

В области авиастроения к вышеперечисленным программам можно отнести:

- «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2010 годы и на период до 2015 года»;
- «Развитие оборонно-промышленного комплекса Российской Федерации на период 2011-2020 годы»;
- «Государственная программа вооружения на 2011-2020 годы»;
- «Государственный оборонный заказ на 2014 и плановый период 2015, 2016 годы»;
- Государственная программа Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы».

В Подпрограмме № 7 «Авиационная наука и технологии» Государственной программы «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы» предусмотрена разработка «Национального плана развития науки и технологий в авиастроении на период до 2025 года и последующую перспективу» (далее – Национальный план).

2. Роль и место Национального плана в документах стратегического планирования

Национальный план, как документ стратегического планирования развития науки и технологий в авиастроении, будет определять согласованную систему стратегических целей и ожидаемых результатов в области науки и технологий, комплекс приоритетных научно-технических,

научно-технологических и организационных задач на долгосрочную перспективу, направленных на разработку НТЗ, развитие научных компетенций, инфраструктуры и кадрового потенциала авиационной науки и авиационной промышленности Российской Федерации.

Для определения приоритетных направлений работ по созданию НТЗ Национальный план будет опираться на:

- основные результаты прогноза рынка авиационной техники в Российской Федерации и в мире;
- форсайт (прогноз) развития науки и технологий в авиастроении;
- требования государства по развитию авиационной деятельности, а также государственные задачи и приоритеты в области авиационной деятельности.

Реализация Национального плана осуществляется через разрабатываемые комплексные планы научно-исследовательских работ (далее – Комплексный план НИР) и развития экспериментальной и полигонной базы (далее – Комплексный план развития ЭПБ), призванные детализировать состав и ресурсное обеспечение работ по созданию НТЗ в авиастроении в соответствии с мероприятиями Государственной программы «Развитие авиационной промышленности на 2013–2025 годы».

Комплексный план НИР разрабатывается для обеспечения достижения основных целей, приоритетных направлений и решения ключевых (научно-технических) задач создания НТЗ в соответствии с положениями Национального плана и реализуется с учетом предложений отраслевых НИИ, ведущих ученых и специалистов отрасли, корпоративной, вузовской и академической науки, а также профильных технологических платформ и инновационных территориальных кластеров на конкурсной основе. Комплексный план НИР является обоснованием для развития научной, технологической и инженерной инфраструктуры, обеспечивающей проведение запланированных в нем экспериментальных НИР, и служит основой для формирования Комплексного плана ЭПБ [3].

Место Национального плана в системе документов стратегического планирования развития авиационной промышленности и совершенствования авиационной техники можно определить, анализируя взаимосвязь следующих уровней основных документов в данной области (рис. 1).

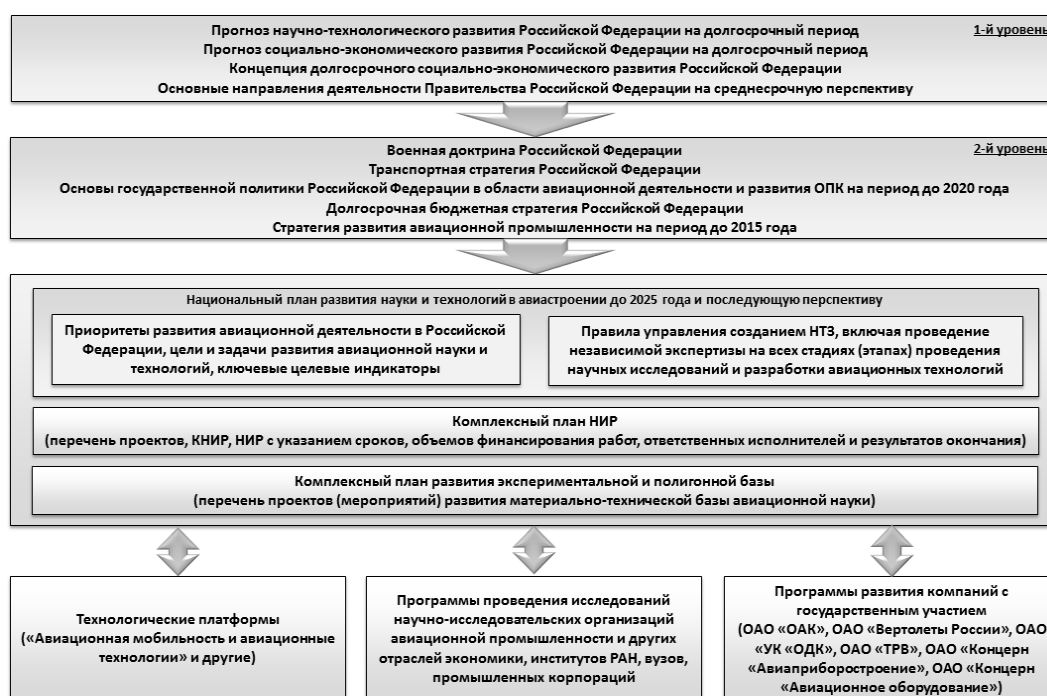


Рис. 1. Место Национального плана в системе стратегического планирования

1-й уровень:

- прогноз научно-технологического развития Российской Федерации на долгосрочный период;
- прогноз социально-экономического развития Российской Федерации на долгосрочный период;
- концепция долгосрочного социально-экономического развития Российской Федерации;
- основные направления деятельности Правительства Российской Федерации на среднесрочную перспективу.

На основе документов 1-го уровня разрабатывается 2-й уровень документов:

- военная доктрина Российской Федерации;
- транспортная стратегия Российской Федерации;
- основы государственной политики Российской Федерации в области авиационной деятельности и развития ОПК на период до 2020 года;
- долгосрочная бюджетная стратегия Российской Федерации;
- стратегия развития авиационной промышленности на период до 2015 года.

Из основных положений 2-го уровня документов определяются требования к тактико-техническим, технико-экономическим характеристикам перспективной авиационной техники, срокам разработки соответствующих технологий и срокам передачи технологий в промышленность. Эти требования используются в определении «целей – направлений – задач» Национального плана и являются основой для согласования направлений и параметров финансирования приоритетных исследований и разработок, сроков и условий начала финансирования перспективных авиастроительных проектов, определяемых комплексными планами НИР и развития ЭПБ.

Разрабатываемый Национальный план учитывает и в дальнейшем будет корректировать:

- направления проведения исследований и разработок, привлечение дополнительного (внебюджетного) финансирования к реализации перспективных научно-технологических проектов, осуществление независимой экспертизы предложений по тематике и результатам работ, выполняемых различными технологическими платформами;
- программы проведения исследований научно-исследовательских организаций авиационной промышленности и других отраслей экономики, институтов РАН, вузов, промышленных корпораций;
- программы развития компаний с государственным участием (ОАО «ОАК», ОАО «Вертолеты России», ОАО «УК «ОДК», ОАО «ТРВ», ОАО «Концерн «Авиаприборостроение», ОАО «Концерн «Радиоэлектронные технологии»»).

Функционально Национальный план определит:

- приоритеты развития авиационной деятельности в Российской Федерации, цели и задачи развития авиационной науки и технологий, ключевые целевые индикаторы;
- правила управления созданием НТЗ, включая проведение независимой экспертизы на всех стадиях (этапах) проведения научных исследований и разработки авиационных технологий.

Как отмечалось выше, определяемые Национальным планом «цели – направления – задачи» создания НТЗ реализуются через разрабатываемые комплексные планы НИР и развития ЭПБ.

Таким образом, в системе стратегического планирования Национальный план должен стать аккумулярующим звеном создания НТЗ в области перспективной авиационной техники, которое гармонично вписано в правовое поле нормативных документов Российской Федерации.

3. Структура Национального плана и определяемые им цели создания НТЗ

3.1. Структура Национального плана

Структурно мероприятия по созданию НТЗ распределены по пяти основным блокам направлений работ, тематическая направленность которых определяется характером выполняемых работ, видом авиационной техники (технологий), на развитие которых направлены исследования и разработки, а также спецификой ожидаемых результатов.

Первый блок предполагает проведение исследований и разработку технологий в интересах развития гражданской авиационной техники. В рамках блока направления работ структурированы по нескольким группам (направлениям разработки/развития) технологий, которые обеспечивают решение задач по удовлетворению наиболее важных требований развития гражданской авиации.

Второй блок направлений работ предполагает проведение исследований и разработку технологий в интересах развития авиационной техники военного и специального назначения. В рамках этого блока направления работ структурированы по группам (направлениям разработки/развития) технологий, которые обеспечивают решение задач по удовлетворению основных перспективных требований развития авиационной техники военного и специального назначения.

Третий блок направлений работ является обеспечивающим по отношению к первым двум и предполагает развитие базовых компетенций авиационной науки, а также создание универсальных технологий, которые могут быть использованы при разработке, производстве и эксплуатации различных видов летательных аппаратов и их компонент. Направления работ сгруппированы по приоритетным направлениям развития научно-технологического потенциала национального авиастроения.

Четвертый блок направлений работ предполагает проведение мероприятий по развитию научно-исследовательской, технологической и инженерной инфраструктуры авиационной науки, включая экспериментальную и испытательную базу.

Принимая во внимание то, что ключевым элементом, определяющим продуктивность и результативность научно-технологического развития отрасли, является кадровый потенциал, вопросы развития научных и инженерно-технических кадров авиационной промышленности выделены в отдельный – *пятый блок* направлений работ.

Предложенная структура направлений работ учитывает специфику бюджетного финансирования развития науки и технологий, предполагающую использование бюджетных средств по направлениям научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, капитальных вложений и прочих расходов.

3.2. Цели создания НТЗ, определяемые Национальным планом

Действующими стратегическими и программными документами Российской Федерации поставлены амбициозные цели и задачи развития авиастроения в России. В соответствии с концепцией долгосрочного социально-экономического развития Российской Федерации на период до 2020 г. целью государственной политики в области развития авиастроения является создание высококонтентной авиационной промышленности, возвращение ее на мировой рынок в качестве одного из ведущих производителей по объему гражданской продукции, достижение 10-15% уровня мирового рынка продаж гражданской авиационной техники в 2020-2025 гг.

Государственной программой Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 гг.», в качестве ожидаемых результатов развития национального авиастроения к 2025 г. предусматривается достижение 3,2% и 10,9% долей мирового рынка в денежном

выражении в гражданском и военном самолетостроении, 12% и 16,5% долей мирового рынка в денежном выражении в гражданском и военном вертолетостроении соответственно, повышение производительности труда в отрасли в 9,3 раза (по отношению к уровню 2011 г.), выход на мировой рынок в качестве финальных интеграторов, интеграторов 1-го уровня, а также поставщиков 2-4-го уровней в ключевых сегментах авиастроения [4].

Основным содержанием разрабатываемого Национального плана являются целевые установки и приоритетные направления работ по созданию научно-технического задела в авиастроении и смежных отраслях, включая ожидаемые результаты этих работ, а также основные направления и задачи развития базовых компетенций авиационной науки, экспериментальной и полигонной базы, научных и инженерно-технических кадров.

Стратегическими и основными целями создания НТЗ в авиастроении Российской Федерации являются:

1. В области гражданского авиастроения – получение новых знаний, разработка новых технических и технологических решений, обеспечивающих повышение потребительских свойств гражданской авиационной техники российского производства, конкурентоспособность национальной промышленности и создаваемой (выпускаемой) ею продукции на российском и мировом рынке, соответствие их технического уровня текущим и перспективным требованиям эксплуатантов и авиационных властей.

В качестве основных целей создания научно-технического задела в области гражданского авиастроения определено получение научно-технических результатов, обеспечивающих:

- повышение безопасности техники российского производства;
- повышение экономической и физической доступности авиационной техники российского производства;
- повышение качества авиационной техники российского производства;
- соответствие создаваемой (разрабатываемой, модернизируемой) авиационной техники российского производства перспективным экологическим требованиям;
- повышение эффективности промышленных технологий в сфере разработки, производства и эксплуатации авиационной техники российского производства.

2. В области создания авиационной техники военного и специального назначения – получение новых знаний, разработка новых технических и технологических решений, обеспечивающих повышение целевой эффективности авиационной техники военного и специального назначения российского производства в интересах укрепления национальной безопасности и обороноспособности Российской Федерации, а также решения специальных задач.

В качестве основных целей создания научно-технического задела в области военного авиастроения определено получение научно-технических результатов, обеспечивающих: повышение боевой мощи, выживаемости, мобильности и боеготовности, а также доступность приобретения и эксплуатации.

3. В области развития базовых компетенций авиационной науки, приоритеты должны соответствовать мировым тенденциям развития авиационной науки и технологий, с учетом состояния и проблем развития российского авиастроения, имеющегося и планируемого к созданию НТЗ в области гражданского и военного авиастроения.

Анализ стратегических целей и задач развития авиастроения в Российской Федерации, установленных Правительством Российской Федерации, ключевых научно-технических, технологических и организационно-методических проблем российского авиастроения, показал, что в качестве основной цели развития базовых компетенций авиационной науки определено расширение возможностей науки по формированию НТЗ и научному сопровождению стадий разра-

ботки, производства и эксплуатации авиационной техники, обеспечению промышленности технологиями разработки, производства и испытаний авиационной техники.

4. В качестве основной цели развития научно-исследовательской, технологической и инженерной инфраструктуры авиационной науки определено развитие и поддержание на мировом уровне экспериментальной и полигонной базы авиационной промышленности, обеспечивающей текущие и перспективные потребности в проведении экспериментальных исследований и испытаний.

5. В качестве основных целей развития кадрового потенциала, обеспечивающего реализацию Национального плана, формирование и поддержание на мировом уровне опережающего и постоянно обновляемого научно-технического задела, развитие базовых компетенций авиационной науки, а также ее научно-исследовательской, технологической и инженерной инфраструктуры, установлены:

- совершенствование подготовки научных и инженерно-технических кадров, включая кадры высшей квалификации;
- поддержка ведущих научных школ авиастроения;
- снижение среднего возраста персонала, занятого научными исследованиями в организациях авиационной науки;
- создание благоприятных условий для развития кадрового потенциала, в том числе обеспечение необходимыми материальными и социально-бытовыми условиями, а также поддержание и стимулирование творческой обстановки в организациях и научных коллективах.

Достижение вышеизложенных целей, предлагаемых Национальным планом, обеспечит:

- необходимую концентрацию сил и средств государства для создания научно-технического, технологического и опытно-экспериментального задела разработки перспективной авиационной техники с минимизацией временных и финансовых ресурсов;
- выполнение задач социально-экономического развития Российской Федерации;
- развитие авиационной промышленности и смежных с ней отраслей;
- появление авиационной техники, соответствующей мировым стандартам;
- условия для увеличения доли отечественной авиационной техники на мировых рынках;
- выход на качественно новый уровень развития научно-технологического и производственного комплексов Российской Федерации.

Заключение

Таким образом, документы стратегического планирования Российской Федерации определяют основные направления, способы и средства достижения стратегических целей устойчивого развития Российской Федерации и обеспечения национальной безопасности.

Основным способом достижения стратегических целей является реализация стратегических национальных приоритетов, одним из которых является развитие авиастроения и авиационных технологий.

Развитие авиационной промышленности, создание инновационной научно-технической продукции и технологий, конкурентоспособной авиационной техники может быть только на основе использования достижений науки и техники, которые дают возможность резко повысить потребительские свойства техники в условиях соперничества на рынке наукоемкой авиационной продукции. Условия соперничества вынуждают производителя планировать исследования и перспективные разработки, пытаться опередить конкурента в уровне и масштабах применяемых инноваций.

В этих целях в авиастроительной промышленности создается НТЗ – совокупность научно-технических результатов (новые знания, новые технические решения, технологические процессы и специализированное оборудование), формируемая до начала создания конкретных образцов техники, использование которых на стадии разработки и производства новой техники дает возможность снизить технические риски, повысить реализуемость программ, выйти на мировой рынок авиационной техники с требуемым уровнем тактико-технических характеристик создаваемого продукта.

Однако авиастроительная отрасль в настоящее время имеет ряд проблемных вопросов экономического и политического характера. Для решения проблем создания НТЗ, осуществления планирования и управления созданием НТЗ в области авиастроения и авиационных технологий на систематической основе требуется формирование принципиально нового документа стратегического планирования в области авиастроения. Таким документом призван быть разрабатываемый Национальный план.

Являясь аккумулялирующим звеном создания НТЗ в области авиационной техники, гармонично вписанным в правовое поле нормативных документов Российской Федерации, Национальный план обеспечит координацию проведения научных исследований, проводимых в рамках комплексных планов НИР и ЭПБ, различных целевых программ в области развития авиастроения, тем самым кардинально увеличит эффективность научного потенциала России в целом.

Управление процессом создания и использования НТЗ должно базироваться на следующих принципах:

- внедрение системы оценки уровней готовности технологий, при планировании и оценке результатов научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ;
- обязательное проведение оценки конкурентоспособности авиационной техники на всех этапах работ по созданию авиационной техники военного и специального назначения, а также гражданской авиационной техники (при осуществлении государственного финансирования);
- внедрение системы классификации работ по созданию научно-технического задела, предусмотренной Государственной программой «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы»;
- повышение уровня объективности при выборе приоритетных направлений научных исследований и перспективных разработок, а также при проведении экспертизы полученных результатов;
- поддержание конкурентной среды за счет расширения рассматриваемых предложений по тематикам работ и вовлечения в конкурсные процедуры большего числа научно-исследовательских организаций и коллективов;
- обеспечение реализации приоритетов, целей и мер в области внутренней и внешней политики, изложенных в «Стратегии национальной безопасности Российской Федерации до 2020 года» (в области АТ ВН и СН);
- обеспечение защиты национальных интересов при осуществлении международного сотрудничества путем закрепления прав на результаты интеллектуальной деятельности, полученные за счет средств государственного бюджета, за Российской Федерацией и (или) российскими организациями.

С 2016 г. разрабатываемый Национальный план станет консолидированным документом, объединив соответствующие разделы действующих государственных и федерально-целевых программ в части направлений и научно-технических задач мероприятий, объемов их финансирования (в рамках мероприятий Подпрограммы № 7, Государственной программы «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы»), позволив обеспечить достижение основных целей развития науки и технологий в авиастроении.

Дальнейшую работу над совершенствованием Национального плана планируется проводить в рамках деятельности ФГБУ «Национальный исследовательский центр (НИЦ) Институт им. проф. Н.Е. Жуковского» с регулярной актуализацией, не реже 1 раза в 2 года, на основе анализа достигнутых результатов, оценки тенденций развития рынков авиаперевозок, а также сфер использования авиационной техники, уточнения прогнозов развития авиационной науки и технологий (включая анализ общемировых тенденций), мониторинга состояния и ключевых проблем российского авиастроения, включая анализ и оценку состояния научно-технического задела, сформированного за предыдущий период.

Всё это позволит решить задачи по созданию в Российской Федерации высококонкурентной авиационной промышленности и развитию авиационной науки на уровне мировых авиационных держав.

ЛИТЕРАТУРА

1. Уткин Э.А. Стратегическое планирование. - М., 2000.
2. Об основах Основы стратегического планирования в Российской Федерации: Указ Президента РФ от 12 мая 2009 г. № 536.
3. Государственная программа Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы»: распоряжение Правительства РФ от 24 декабря 2012 г. № 2509-р.
4. Проект «Национального плана развития науки и технологий в авиастроении на период до 2025 года и последующую перспективу».

THE ROLE AND PLACE OF THE «NATIONAL PLAN FOR SCIENCE AND TECHNOLOGY IN THE AIRCRAFT INDUSTRY FOR THE PERIOD UP TO 2025 AND THE SUBSEQUENT PROSPECT» IN STRATEGIC PLANNING DOCUMENTS

Hariton V.A., Dvornikov I.V., Gres A.V.

A brief overview of the strategic planning documents in the aviation industry, defined the legal status of the developed "National Plan for Science and Technology in the aircraft industry for the period up to 2025 and the subsequent prospect" assesses its role and place in the strategic planning documents, the relationship with the main documents.

Disclosed structure of the National Plan and the goal of scientific and technological potential, defined by the National Plan.

Keywords: National plan, State program, scientific and technical reserve, strategic planning documents, aircraft industry, levels of readiness of technologies.

Сведения об авторах

Харитон Вячеслав Аркадьевич, 1969 г.р., окончил ДВВАИУ ПВО им. Я. Фабрициуса (1991), кандидат технических наук, начальник научно-исследовательского комплекса ЦАГИ, автор более 30 научных работ, область научных интересов – стратегическое планирование в области создания авиационной техники.

Дворников Игорь Владимирович, 1965 г.р., окончил ИВВАИУ (1987), начальник научно-исследовательского отдела ЦАГИ, ЦАГИ, автор 5 научных работ, область научных интересов – стратегическое планирование в области создания авиационной техники.

Гресь Антон Валентинович, 1973 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (2005), ведущий специалист ЦАГИ, ЦАГИ, автор 5 научных работ, область научных интересов – стратегическое планирование в области создания авиационной техники.

Editor-in-chief

Boris Eliseev, Rector, MSTU CA.

Deputy Editor-in-chief

Vadim Vorobyev, Vice Rector for Research and Innovations, MSTU CA.

Executive Secretary

Oksana Feoktistova, Professor, Chair of Safety and Life Activities, MSTU CA.

Member of the chief editorial Board

Olga Garanina, Professor, Chair of Humanitarian and Social-Political Sciences, MSTU CA, Moscow, Russia.

Anatoly Kozlov, Professor, Chair of Technical Operation of Radio/Electronic Systems in Air Transport, MSTU CA, Moscow, Russia.

Vladimir Tchipenko, Head of Chair of Aircraft Aerodynamics, Design and Strength, MSTU CA, Moscow, Russia.

Vladimir Kalugin, Dean, Department of Special Machine Design, Bauman University, Moscow, Russia.

Dmitry Lukin, Professor, Chair of Wave Processes, Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russia.

Vasily Shapkin, General Director, State Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia.

Bruno Lamiscarre, Deputy Dean, French Civil Aviation University (ENAC), France.

Franco Persiani, Director, Interdepartmental Centre of Industrial Research in Aeronautics, University of Bologna, Italy.

Damian Rivas, Professor, Department of Aerospace Engineering, University of Seville, Spain.

ББК 05
Н 34
Св. план 2014 г.

Научный Вестник МГТУ ГА
№ 208

Свидетельство о регистрации в Федеральной службе по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор) ПИ № ФС77-47989 от 27 декабря 2011 г.

Редакторы И.В. Вилкова, Е.В. Гаранина
Компьютерная верстка Т.Н. Котиковой

Подписано в печать 14.10.14 г.

Печать офсетная
17,0 усл. печ. л.

Формат 60х90/8
Заказ № 1871/

14,26 уч.-изд. л.
Тираж 100 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993 Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20
Редакционно-издательский отдел
125493 Москва, ул. Пулковская, д. 6а

Подписной индекс в каталоге Роспечати 84254
© Московский государственный
технический университет ГА, 2014