

УДК 629.7.036

ИСТОЧНИКИ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ПУСКОВЫХ УСТРОЙСТВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В. В. Червонюк¹, М. Ю. Рыженко², Н. А. Мухаммедов³

^{1,2} sau@npo-saturn.ru, ³ muhammedov.na@gmail.com

¹⁻³ ОАО «НПО «Сатурн»

^{2,3} ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический университет
имени П. А. Соловьева» (РГАТУ)

Поступила в редакцию 14 марта 2015 г.

Аннотация. Определена проблема недостаточного объема (неопределенности) исходных данных для проектирования пусковых устройств авиационных газотурбинных двигателей, приводящая к повышению уровня технических рисков проектирования. Предложены основы методологии проектирования пусковых устройств в условиях неопределенности.

Ключевые слова: запуск ГТД; пусковое устройство; характеристики узлов; подобие режимов.

ВВЕДЕНИЕ

Создание системы запуска – сложная техническая задача, для успешного решения которой необходим большой объем информации о свойствах газотурбинного двигателя. Система запуска в общем виде состоит из пускового устройства, которое является источником внешней мощности, подводимой к ротору двигателя на начальном этапе запуска; устройства запуска основной камеры сгорания; циклограммы запуска и программы управления, которые регламентируют моменты выполнения команд, количество дозируемого топлива, защиту от негативных воздействий, таких как помпаж компрессора или превышение допустимого уровня температур рабочего тела.

Проектирование пускового устройства как элемента пусковой системы – задача в условиях повышенной неопределенности, под которой понимается недостаток необходимой для проектирования информации (информации о характеристиках узлов ГТД на режимах запуска, диапазоне их изменения и зависимости от внешних условий), что приводит к возникновению технических рисков проектирования, которые реализуются в виде увеличения стоимости и сроков ОКР. В настоящее время основными инструментами управления риском являются: проведение дополнительных испытаний, для подтверждения правильности выбора пускового устройства, и планирование запасов по мощно-

сти пускового устройства. Но даже это не всегда гарантирует успешность выбора первоначального варианта пускового устройства.

Значительный объем дорогостоящих испытаний и переразмеривание ПУ по мощности, габаритам и массе являются основными недостатками существующей методологии проектирования пусковых устройств.

Рассмотрим более подробно источники неопределенностей, возникающих в процессе проектирования, для определения возможности минимизации их негативного влияния на выбор пускового устройства.

ХАРАКТЕРИСТИКИ УЗЛОВ НА РЕЖИМЕ ЗАПУСКА

Как известно, пусковое устройство является необходимым и единственным источником энергии, подводимой к ротору двигателя на первом этапе запуска, а после того, как турбина начинает вырабатывать избыточную мощность, сопровождается раскруткой, обеспечивая необходимую избыточную мощность для реализации требований к времени запуска.

В связи с этим пусковое устройство должно обладать мощностью, достаточной для раскрутки ротора до такой частоты вращения, при которой:

- в камере сгорания обеспечиваются условия для надежного розжига и последующего

стабильного горения топливовоздушной смеси во всем диапазоне условий эксплуатации;

- турбина развивает избыточную мощность, обеспечивающую непрерывную раскрутку роторов ГТД.

Как правило, такие условия обеспечиваются при частоте вращения составляющей в зависимости от типа двигателя 12...30 % от частоты вращения ротора на максимальном режиме (рис. 1).

Анализ процесса запуска показывает, что суммарная избыточная мощность пускового устройства и турбины потребляется на совершение работы сжатия компрессором, преодоление инерционности ротора, преодоление сил трения в опорах и привод агрегатов (которые в настоящее время в основном приводятся от ротора ГТД). При этом, поскольку затраты мощности на привод агрегатов и преодоление сил трения составляют порядка 3...5 % всей потребной мощности, при предварительной оценке необходимой мощности пускового устройства ими можно пренебречь.

Учитывая, что в области низких частот вращения (до достижения частоты вращения розжига) избыточная мощность турбины пренебрежимо мала по сравнению с мощностью пускового устройства, уравнение баланса мощностей на первом этапе запуска (до розжига КС) принимает следующий вид:

$$N_{\text{ПУ}} = N_j + N_K, \quad (1)$$

где $N_{\text{ПУ}}$ – потребная мощность пускового устройства; N_j – мощность, затрачиваемая на преодоление инерционности ротора ГТД; N_K – мощность потребляемая компрессором.

В свою очередь, N_j и N_K определяются как:

$$N_j = \frac{\pi^2}{900} J_0 \frac{dn}{d\tau} n, \quad (2)$$

$$N_K = \frac{k_B}{k_B - 1} R_B T_{\text{ВХ}}^* \left(\pi_K^{\frac{k_B - 1}{k_B}} - 1 \right) G_B \frac{1}{\eta_K}, \quad (3)$$

где J_0 – момент инерции ротора, кг·м·с²; n – частота вращения ротора, об/мин; $\frac{dn}{d\tau}$ – ускорение

ротора, об/мин/с; k_B – показатель адиабаты для воздуха; R_B – газовая постоянная для воздуха, (кг·м)/(кг·град); $T_{\text{ВХ}}^*$ – полная температура воздуха на входе в компрессор, К; π_K – степень повышения давления воздуха в компрессоре; G_B – массовый расход воздуха через компрессор, кг/с; η_K – коэффициент полезного действия компрессора.

На втором этапе запуска (от розжига до момента отключения стартера) в уравнении баланса мощностей принимает вид

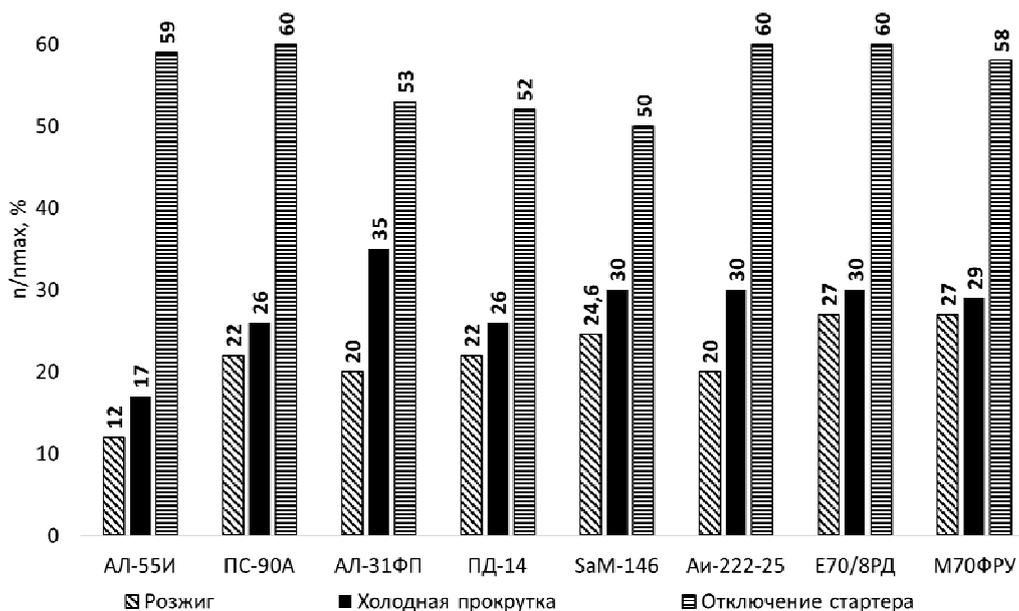


Рис. 1. Характерные частоты вращения ротора на запуске и ХП

$$N_{ПУ} + N_T = N_j + N_K, \quad (4)$$

где N_j и N_K определяются в соответствии с выражениями (2) и (3), а N_T – мощность, развиваемая турбиной ГТД, определяется как:

$$N_T = \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1} R_\Gamma T_\Gamma^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{k_\Gamma-1}{k_\Gamma}}} \right) G_\Gamma \eta_T, \quad (5)$$

где k_Γ и R_Γ – показатель адиабаты и газовая постоянная для газа, соответственно; T_Γ^* – полная температура газа на входе в турбину, К; π_T – степень понижения давления газа в турбине; G_Γ – массовый расход газа в турбине, кг/с; η_T – коэффициент полезного действия турбины.

Таким образом, для определения потребной мощности пускового устройства необходимо иметь характеристики компрессора вида:

$$\begin{aligned} \pi_K &= f(G_B; n); \\ \eta_K &= f(G_B; n), \end{aligned}$$

характеристики турбины вида:

$$\begin{aligned} \pi_T &= f\left(\frac{G_\Gamma \sqrt{T_\Gamma^*}}{P_\Gamma^*}; n\right); \\ \eta_T &= f\left(\frac{G_\Gamma \sqrt{T_\Gamma^*}}{P_\Gamma^*}; n\right), \end{aligned}$$

в диапазоне от частоты вращения розжига до малого газа и пусковые характеристики камеры сгорания.

Очевидно, что на начальном этапе проектирования газотурбинного двигателя эти параметры имеют расчетный характер и неидентифицированы по результатам специальных испытаний опытных образцов узлов. Поэтому существуют методы приближенной оценки потребной мощности ПУ, которые, однако, дают значительную погрешность. Например, в соответствии с нормами, полученными Б. М. Кацем, Э. С. Жаровым и В. К. Винокуровым [1], необходимая удельная мощность ПУ (т. е. мощность на 1 кН максимальной бесфорсажной тяги ГТД) представлена на рис. 2.

Анализ соответствия мощностей, рассчитанных в соответствии с этими нормами, реальным мощностям ПУ, показал значительное (до ≈50 %) расхождение результатов показаны в таблице.

Как видно из табл. 1, мощность ПУ, рассчитанная в соответствии с нормами, значительно превышает реальную мощность пусковых устройств эксплуатируемых двигателей. Таким образом, подобные нормы могут применяться лишь для оценочного определения требований к пусковому устройству, с последующим уточнением при определении характеристик узлов двигателя.

Следует иметь в виду, что в сложившейся практике двигателестроения характеристики узлов, как правило, определяются в области рабочих режимов с последующей экстраполяцией в область запуска. Существует несколько методик такой экстраполяции [2–6], рассмотрим более подробно некоторые из них для определения характеристик компрессора.



Рис. 2. Нормы требуемой мощности пускового устройства

Таблица 1

Сравнение фактической и расчетной мощности пусковых устройств авиационных ГТД

| Двигатель (ЛА) | Тяга, кН | m | $N_{пу_расч}$, кВт | $N_{пу_факт}$, кВт | $\Delta N_{пу}$, % |
|------------------------------------|----------|-------|----------------------|----------------------|---------------------|
| Д-30 (Ту-134) | 66,7 | 1 | 55,16 | 50 | -9,3 |
| Д-30КУ-154 (Ту-154, Ил-62М, Ил-76) | 105,7 | 2,5 | 99,4 | 84,7 | -14,7 |
| ПС-90А (Ил-76, Ил-96, Ту-204) | 156,9 | 4,5 | 180,2 | 93,1 | -48,3 |
| Д-18Т 3 серии (Ан-124, Ан-225) | 229,8 | 5,6 | 132,4 | 107,8 | -18,6 |
| НК-86 (Ил-86) | 127,5 | 1,15 | 110,3 | 95,6 | -13,3 |
| АЛ-55И (НТ-36 Sitara) | 17,3 | 0,515 | 17,6 | 12,9 | -36,4 |

Первая методика Годье–Гутьера [2], основывается на предположении, что в области низких режимов компрессор работает как винт, т. е. расход воздуха через него меняется пропорционально частоте вращения ротора. При этом крутящий момент компрессора на пусковых режимах с достаточной точностью определяется уравнением

$$M_K = cn^2, \quad (6)$$

где c – постоянный коэффициент.

Из чего следует, что, зная параметры компрессора на режиме малого газа, можно экстраполировать их в область запуска, используя следующие зависимости:

$$\frac{G_B}{G_{B_МГ}} = \frac{n}{n_{МГ}}; \quad (7)$$

$$\frac{L_{K_АД}}{L_{K_АД_МГ}} = \left(\frac{n}{n_{МГ}}\right)^2, \quad (8)$$

откуда следует

$$\frac{N_K}{N_{K_МГ}} = \left(\frac{n}{n_{МГ}}\right)^3. \quad (9)$$

Основным недостатком данной методики является то, что воздух рассматривается как несжимаемое тело (расход прямо пропорционален частоте вращения). Для устранения этого недостатка, в методике, предложенной Уэйном Сек-

стоном [3], используется большой объем априорной информации, для чего по известным напорным ветвям, определяются коэффициенты (p, q, r), связывающие зависимости:

$$\frac{G_B}{G_{B_МГ}} = \left(\frac{n}{n_{МГ}}\right)^p, \quad (10)$$

$$\frac{L_K}{L_{K_МГ}} = \left(\frac{n}{n_{МГ}}\right)^q, \quad (11)$$

$$\frac{N_K}{N_{K_МГ}} = \left(\frac{n}{n_{МГ}}\right)^r. \quad (12)$$

По указанным методикам был проведен расчет характеристик компрессора, результаты которого приведены на рис. 3.

Как видно из рисунка, фактическая напорная ветвь, соответствующая $n_{ПР} = 41\%$, не совпадает ни с рассчитанной по методу 1, ни по методу 2, кроме того, результаты расчета имеют значительные отличия. Более того, характеристики, экстраполированные по методу 2, не позволяют выполнить расчет запуска (по причине заниженных расходов воздуха через КНД и КВД), в то время как экстраполированные по методике 1 обеспечивают удовлетворительную сходимость с результатами стендовых запусков.

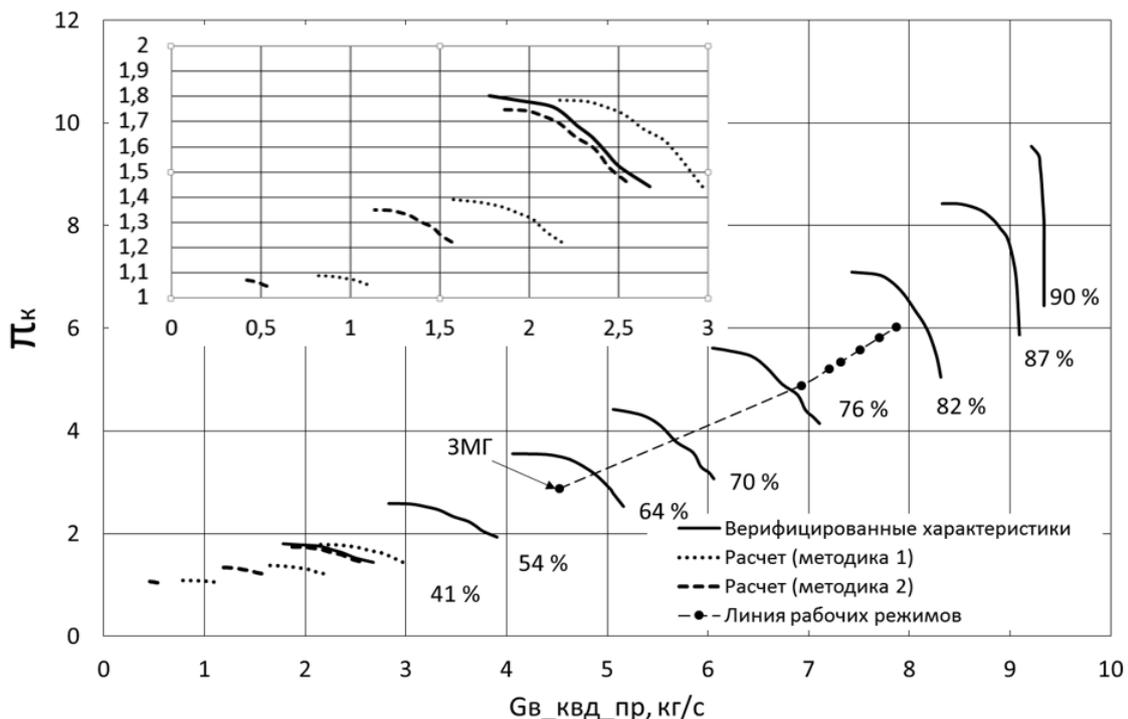


Рис. 3. Экстраполяция характеристик компрессора высокого давления в области режимов запуска

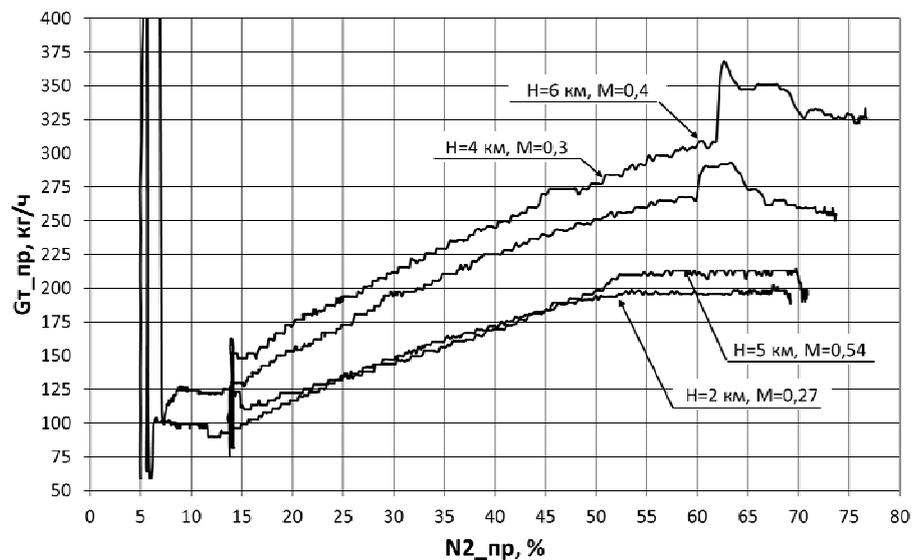


Рис. 4. Запуски ГТД в различных высотно-скоростных условиях

ПОДОБИЕ РЕЖИМОВ ЗАПУСКА В ВЫСОТНО-СКОРОСТНОЙ ОБЛАСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Из теории газодинамического подобия известно, что для подобия режимов течения в каналах необходимо иметь геометрическое подобие каналов и равенство чисел M потока в абсолютном движении вдоль канала. Кроме того, необходимо, чтобы рассматриваемые потоки находились в зоне автомодельности по числу Рейнольдса. Для лопаточных машин также необходимо равенство чисел M в относительном движении, то есть подобие треугольников скоростей.

Исходя из этих положений теории подобий, можно сказать, что режимы ГТД будут подобными при сохранении соотношений давлений, температур и скоростей в его проточной части.

Рассмотрим запуски ГТД в полете в различных климатических, высотных и скоростных условиях (рис. 4).

Для анализа были выбраны запуски одного двигателя с единой динамикой раскрутки ротора в диапазоне:

- высот $H = 2 \dots 6$ км;
- скоростей $M = 0,27 \dots 0,54$;
- температур $T_n = 228 \dots 291$ К.

Из графика следует, что для осуществления запуска с единой динамикой раскрутки роторов (одинаковое приведенное время запуска от 15 до 65 % частоты вращения РВД) в различных высотно-скоростных условиях требуются различные приведенные расходы топлива, что свидетельствует об изменении пусковых свойств при изменении внешних условий. В соответствии с теорией подобия приведенный расход то-

плива должен быть одинаковым, независимо от внешних условий.

Можно заключить, что на режиме запуска не выполняются все необходимые условия подобия режимов, а именно соотношение скоростей потока в проточной части ГТД, что обусловлено отсутствием критического перепада в одном из сечений (например, в сечении первого соплового аппарата турбины). Следовательно, применение теории подобия неэффективно для прогнозирования изменения пусковых свойств ГТД при изменении внешних условий, поэтому для обеспечения необходимой полноты проверок выполнения требований к запуску ГТД с выбранной пусковой системой, и пусковым устройством в частности, необходимо проводить значительный объем дорогостоящих специальных и летных испытаний.

ИНДИВИДУАЛЬНЫЕ ОТЛИЧИЯ ЭКЗЕМПЛЯРОВ ДВИГАТЕЛЕЙ

Пусковые характеристики ГТД можно условно описать совокупностью уравнений:

$$\begin{aligned} N_K &= f(n_{\text{ПР}}), & \alpha_{\text{КС_ОПТ}} &= f(n_{\text{ПР}}), \\ N_T &= f(n_{\text{ПР}}), & N_j &= f(n_{\text{ПР}}). \end{aligned}$$

Очевидно, что эти зависимости определяются характеристиками узлов ГТД и не постоянны для парка двигателей, из чего следует два вывода:

- каждый экземпляр двигателя имеет определенные, отличные от других, пусковые свойства;
- существует сочетание характеристик узлов, определяющее наихудшие пусковые свойства ГТД.

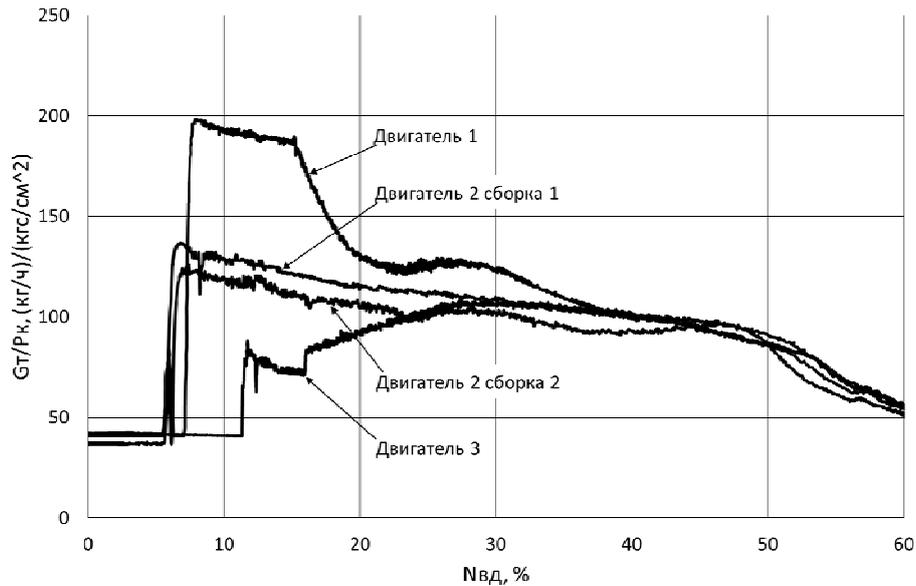


Рис. 5. Сравнение запусков различных экземпляров двигателей

Для примера на рис. 5 приведены стендовые запуски четырех экземпляров двигателей, в практически идентичных условиях ($T_H = 290,3 \dots 293,7$ К, $P_H = 1,02 \dots 1,032$ кгс/см²) с одинаковым временем запуска $\tau_{ЗАП} \approx 75$ с.

Как видно из графика, для обеспечения запуска с заданными требованиями, различные двигатели имеют индивидуальные (значительно отличающиеся друг от друга) программы дозирования топлива, то есть для раскрутки ротора требуется различная подводимая мощность, для обеспечения требований по запуску. При постоянной мощности ПУ увеличение общей подводимой мощности осуществляется повышением мощности турбины за счет повышения избытков топлива. При этом повышается общий уровень температуры газа, а в ряде случаев и окружная неравномерность, что негативно сказывается на ресурсе двигателя.

Таким образом, при проектировании пускового устройства рекомендуется ориентироваться на экземпляр двигателя с худшими пусковыми свойствами. Определение параметров двигателя с худшими пусковыми свойствами, в условиях повышенной сложности расчета процесса воспламенения ТВС рекомендуется проводить на основании имеющейся статистики по пусковым свойствам парка серийно выпускаемых двигателей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрены причины, ограничивающие объем информации, необходимой для проектирования пусковой системы, и, соответственно,

повышающие технические риски проектирования.

Для снятия этих ограничений необходимо:

- расширить диапазон расчета и верификации характеристик лопаточных машин вплоть до частоты вращения розжига;
- разработать методы расчета режима запуска в полете, отличные от применения теории подобия, дающей значительную погрешность;
- определить критерии пусковых свойств и проанализировать статистическую информацию об их изменении в объеме парка двигателей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кац Б. М., Жаров Э. С., Винокуров В. К. Пусковые системы авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1976. 220 с. [[В. М. Kats, E. S. Zharov, V. K. Vinokurov, *Launch systems of aviation gas turbine engines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1976.]]
2. Gaudet S. R., Gauthier D. A simple sub-idle component map extrapolation method, *ASME paper* GT2007-27193, Montreal, Canada, May 14–17, 2007. 9 p.
3. Sexton W. R. *A Method to Control Turbofan Engine Starting by Varying Compressor Surge Valve Bleed*. Virginia Polytechnic Institute and State University Master of Science Thesis, 2001. 103 p.
4. Kurzke J. "Correlations hidden in compressor maps." *ASME paper* GT2011-45519, Vancouver, British Columbia, Canada, June 6–10, 2011. 10 p.
5. Jones G. *Performance modelling of windmilling gas turbines*. PhD thesis, Cranfield University School of Engineering, 2002. 207 p.
6. Kang I.-S., Choi M.-S., Lim J.-S., Kong Y.-S. Analysis of windmilling characteristics for a twin-spool turbofan engine, *ASME Asia 1997 Congress and Exhibition*, 1997, Singapore.

ОБ АВТОРАХ

ЧЕРВОНЮК Владимир Васильевич, вед. спец. по сист. управления ГТД. Дипл. инж.-мех. (МАИ, 1969 г.). Д-р техн. наук (ЛИИ им. М.М. Громова, 1993 г.). Иссл. в обл. систем управления ГТД авиац., наземн. и морск. назначения, диагностики техн. состояния ГТД.

РЫЖЕНКО Михаил Юрьевич, эксп. по запуску ГТД, асп. дипл. инж.-мех. (РГАТА им. П. А. Соловьева, 1999 г.).

МУХАММЕДОВ Никита Атамуратович, нач. бригады расчетов САУ, асп. Дипл. инж.-мех. (РГАТА им. П. А. Соловьева, 2011 г.).

METADATA

Title: Sources of uncertainty in aviation gas turbine engines starters design.

Authors: V. V. Chervoniuk¹, M. U. Ryzhenko², N. A. Muhammedov³.

Affiliation:

JSC "NPO "Saturn", Russia.

Rybinsk State Aviation Technical University (RSATU), Russia.

Email: ^{1,2}sau@npo-saturn.ru, ³muhammedov.na@gmail.com.

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU, vol. 19, no. 2 (68), pp. 93-99, 2015. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: A problem of insufficient of the initial data for the aircraft gas turbine engines starters design, leading to increased of design technical risk levels. Proposed bases of starters design methodology in the face of uncertainty.

Key words: start GTE; starter; characteristics of elements; similarity modes.

About authors:

CHERVONIUK, Vladimir Vasilyevich, a leading specialist in GTE control systems (aviation, energy and marine applications), Dr. of Tech Sci.

RYZHENKO, Mikhail Iurievich, an expert of GTE start-up (aviation, energy and marine applications), Postgrad. Student (RSATU).

MUHAMMEDOV, Nikita Atamuradovich, head of ACS calculations brigade, Postgrad Student (RSATU).