

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ МАССЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ СО СВОБОДНОЙ ТУРБИНОЙ ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ

Григорьев В.А. *, Загребельный А.О. **, Калабухов Д.С. ***

*Самарский университет,
Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия*

** e-mail: grigva47@gmail.com*

*** e-mail: zao_sam156@mail.ru*

**** e-mail: dskalabuhov@gmail.com*

Статья поступила в редакцию 18.04.2019

Уточнена параметрическая модель массы газотурбинного двигателя (ГТД) со свободной турбиной, применяемая в задаче оптимизации параметров рабочего процесса вертолетного двигателя на этапе концептуального проектирования. Причем при проведении параметрических исследований проектную массу силовой установки необходимо оценивать по параметрам газотурбинного двигателя, однако такие зависимости до настоящего времени изучены недостаточно. Поэтому оценку зависимостей массы двигателя от параметров его рабочего процесса в настоящее время производят на основании обобщенных статистических данных по выполненным конструкциям либо по параметрическим моделям массы, так как иной, более точной информации на этом этапе не имеется. Однако по мере появления новых вариантов газотурбинных двигателей требуется периодически уточнять значения коэффициентов параметрической модели. В работе предложено представлять коэффициенты, используемые в модели, в виде зависимостей от основных параметров рабочего процесса, что позволило проводить параметрические исследования и получать прогнозные решения, соответствующие достигнутому на сегодняшний день уровню проектирования газотурбинных двигателей.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель со свободной турбиной, математическая модель, редуктор, концептуальное проектирование.

Введение

При создании авиационного двигателя, особенно при начальном проектировании, когда закладываются его концептуальные основы, важную роль приобретает априорная оценка его массы. На этом этапе, когда еще отсутствует конструктивная проработка двигателя, оценка массы совместно с показателями топливной экономичности позволяет обоснованно выбирать значения параметров рабочего процесса. Важность параметрической оценки массы авиационного ГТД обосновывается в целом ряде работ [1–10]. Справедливости ради следует отметить, что они все посвящены двигателям для самолетов. На оценку массы вертолетных ГТД со свободной турбиной (ГТД СТ) ориентировано существенно меньшее количество работ, в том числе [11, 12]. Это связано с тем, что ГТД СТ в основном относятся к классу малоразмерных и имеют в этой связи ряд особенностей.

При проведении параметрических исследований газотурбинных двигателей со свободной тур-

биной важное значение придается использованию таких моделей, которые бы правильно отображали влияние параметров рабочего процесса π_k, T_T^* , ... на характер изменения удельного расхода топлива C_e и массы двигателя $M_{дв}$. Большинство критериев оценки эффективности летательного аппарата, которые используют при таких параметрических исследованиях, зависят именно от этих выходных данных [11], и если влияние изменения параметров π_k, T_T^* на удельный расход топлива C_e хорошо изучено, то зависимость $M_{дв}$ от этих параметров требует постоянного внимания и уточнения. Дело в том, что известные параметрические зависимости [11]

$$M_{дв} = BG_B^{m_1} (p_k^{0,286} - 1)^{m_2} k_{T_T} k_c k_{pec} \quad (1)$$

основаны на анализе статистических данных созданных ГТД. А это означает, что по мере появления новых вариантов ГТД требуется периоди-

чески уточнять значения коэффициентов в формуле (1). И если коэффициенты $k_{T\Gamma}$, k_c , k_{pec} , как показано в [12], в основном отражают влияние на массу основных материальных и конструктивных признаков поколения ГТД, то именно коэффициенты m_1 (опосредованно через расход воздуха G_B) и m_2 (через π_k) определяют характер изменения $M_{дв}$ при варьировании параметров π_k, T_{Γ}^* .

В работах [13–20] приведены параметры ГТД СТ для вертолетов, созданных после 1985 года. Эти данные (табл. 1 и 2) использованы для уточнения значений коэффициентов B , m_1 , m_2 на основе корреляционно-регрессионного анализа. Коэффициенты определялись для двух вариантов ГТД: 1) редуктор рассматривается в составе ГТД; 2) редуктор относится к силовой установки (СУ) вертолета.

Для модели массы ГТД (1) алгоритм нахождения значений коэффициентов представляется следующим образом.

В первом приближении находят значения коэффициентов B , m_1 , m_2 для всех ГТД СТ каждого варианта (с редуктором и без).

На основе линеаризации модели

$$\begin{aligned} \ln M_{дв} &= \ln(BG_B^{m_1}(p_k^{0,286} - 1)^{m_2}k_{T\Gamma}k_ck_{pec}) = \\ &= \ln B + m_1 \ln G_B + m_2 \ln(p_k^{0,286} - 1) + \\ &\quad + \ln k_{T\Gamma} + \ln k_c + \ln k_{pec} \end{aligned} \quad (2)$$

получаем линейную модель:

$$z = a_1 + m_1 y_1 + m_2 y_2,$$

где $a_1 = \ln B$; $z = \ln M_{дв} - \ln k_{T\Gamma} + \ln k_c + \ln k_{pec}$;

$$y_1 = \ln G_B; \quad y_2 = \ln(p_k^{0,286} - 1).$$

Находим частные производные по переменным и приравниваем их к нулю:

$$\begin{cases} F'_{a_1} = -2 \sum_i (z_i - (a_1 + m_1 y_{1i} + m_2 y_{2i})) = 0; \\ F'_{m_1} = -2 \sum_i y_{1i} (a_1 + m_1 y_{1i} + m_2 y_{2i}) = 0; \\ F'_{m_2} = -2 \sum_i y_{2i} (a_1 + m_1 y_{1i} + m_2 y_{2i}) = 0. \end{cases}$$

Таблица 1

Основные технические данные ГТД СТ с редуктором

№	ГТД	π_k	T_{Γ}^* , К	G_B , кг	$M_{дв}$, кг	Год сертификации
1	АИ-450	7,33	1100	1,72	103	2010
2	РТ6В-36	7,6	1350	3,5	161	1985
3	250-C20R	8	1200	1,733	78	1986
4	Arrius 1A	8	1300	1,8	101,3	1987
5	PW 207K	8	1310	1,95	108,3	2003
6	ТМ319-2	8	1380	2,2	98	1993
7	Arriel 1S1	8	1340	2,5	131	1996
8	PW206A	8,1	1300	1,95	107,5	1991
9	ТМ319	8,5	1300	1,6	87	1985
10	LTS101-750C-1	8,5	1330	2,03	110	1985
11	250-C34	8,5	1200	2,54	116	1986
12	Arrius 2K1	9	1250	2,4	115	2001
13	ТВ-0-100	9,2	1300	2,66	125	1990
14	250-C40	9,2	1200	2,77	127	1988
15	ТМ 333	11	1370	3	140	1985
16	МТМ.385-R	11,8	1424	3,5	192	1990
17	МТR.390	13	1450	3,2	154	1993
18	ГТД-400	15,2	1370	1,15	85	2000

Основные технические данные ГТД СТ без редуктора

№	ГТД	π_k	T_{Γ}^* , К	G_b , кг	$M_{дв}$, кг	Год сертификации
1	T800-LHT-801	14	1500	3,76	150	1993
2	T800-LHT-800	14	1540	4	136	1985
3	T800-APW-800	15	1500	4	135	1990
4	СТ7-6	18	1588	4,87	224	1985
5	RTM322-01	14	1480	5,75	240	1988
6	RTM 322-01/9	16,1	1500	6	228	2004
7	ТВ7-117В (ВК)	16	1500	7,95	380	2000
8	ТВ7-117ВК (проект)	16	1500	7,95	380	2000
9	ТВ3-117ВМ	9,4	1163	8,7	294	1986
10	ТВ3-117ВМА-СБЗ	9,4	1193	8,7	294	1987
11	ТВ3-117ВМА	9,6	1263	9,1	293	1986
12	ВК-3000	17	1510	9,2	360	2010
13	ВК-3000В	17	1530	9,2	360	2010
14	ВК-2500 (ТВ3-117ВМА-СБЗ)	10	1313	9,3	300	2000
15	ВК-2500	10	1313	9,3	300	2000
16	ТВаД 3000	21	1550	10,8	500	2010

Получаем систему линейных уравнений

$$\begin{cases} a_1 n + m_1 \sum_i y_{1i} + m_2 \sum_i y_{2i} = \sum_i z_i; \\ a_1 \sum_i y_{1i} + m_1 \sum_i (y_{1i})^2 + m_2 \sum_i y_{1i} y_{2i} = \sum_i y_{1i} z_i; \\ a_1 \sum_i y_{2i} + m_1 \sum_i y_{1i} y_{2i} + m_2 \sum_i (y_{2i})^2 = \sum_i y_{2i} z_i, \end{cases}$$

которую в матричном виде можно записать так:

$$\begin{pmatrix} a_1 \\ m_1 \\ m_2 \end{pmatrix} = A^{-1} \begin{pmatrix} \sum_i z_i \\ \sum_i y_{1i} z_i \\ \sum_i y_{2i} z_i \end{pmatrix}$$

$$\text{Здесь } A = \begin{pmatrix} n & \sum_i y_{1i} & \sum_i y_{2i} \\ \sum_i y_{1i} & \sum_i (y_{1i})^2 & \sum_i y_{1i} y_{2i} \\ \sum_i y_{2i} & \sum_i y_{1i} y_{2i} & \sum_i (y_{2i})^2 \end{pmatrix},$$

где n – количество ГТД.

Во втором приближении найденные значения коэффициентов B , m_1 , m_2 уточнялись для каждого двигателя таким образом, чтобы обеспечивалась минимальная погрешность определения массы по модели $M_{дв}$.

В третьем приближении для получения линейных зависимостей $m_1 = f(G_b)$ и $m_2 = f(\pi_k)$ с достоверностью аппроксимации R^2 не менее 0,92 (рис. 1–4) производилась корректировка полученных значений B , m_1 , m_2 для каждого двигателя. Соответствующие значения коэффициента B определялись на основе совместного анализа статистических данных, исходя из условия минимума среднеквадратичного отклонения для уравнений коэффициентов m_1 , m_2 , полученных аппроксимацией значений этих коэффициентов для каждого ГТД.

В результате уточнения модели массы вертолетных ГТД СТ (1) были получены коэффициенты B , m_1 , m_2 , которые приведены в табл. 3

Как видно из рис. 1–4, полученные линии тренда для коэффициентов m_1 и m_2 имеют возрастающую тенденцию (динамику) для ГТД с редуктором в составе ГТД и в составе СУ. Для двигателей с редуктором (в среднем доля редуктора в

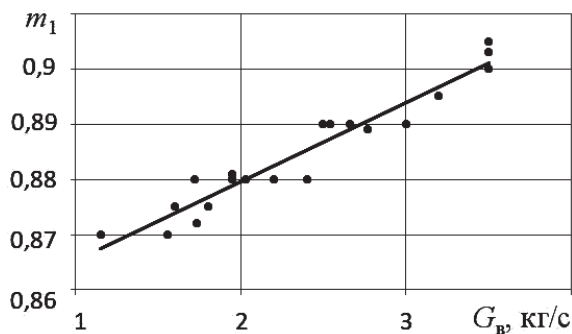


Рис. 1. Формирование коэффициента m_1 для модели массы ГТД с редуктором ($R^2 = 0,9268$)

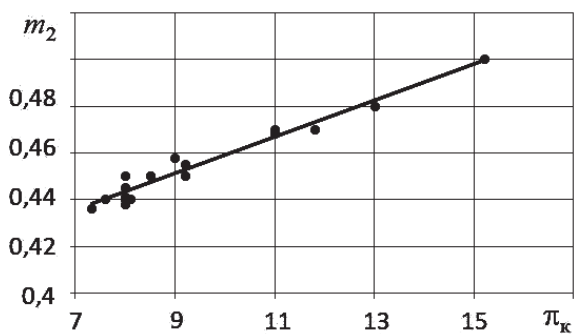


Рис. 2. Формирование коэффициента m_2 для модели массы ГТД с редуктором ($R^2 = 0,9551$)

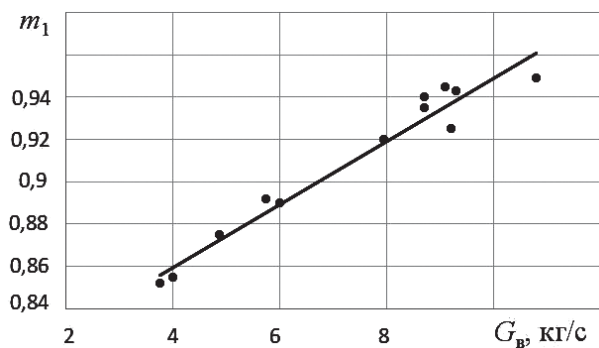


Рис. 3. Формирование коэффициента m_1 для модели массы ГТД без редуктора ($R^2 = 0,9563$)

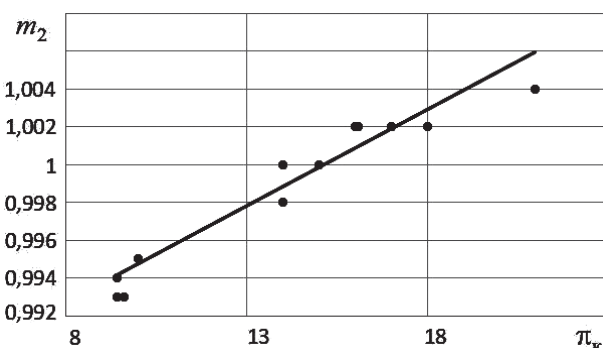


Рис. 4. Формирование коэффициента m_2 для модели массы ГТД без редуктора ($R^2 = 0,9291$)

Таблица 3

Коэффициенты в модели массы вертолетных ГТД СТ

ГТД СТ	B	m_1	m_2
С редуктором	56,333 (56,3°)	$0,0159 G_B + 0,8464$ (0,831°)	$0,0078 \pi_k + 0,3807$ (0,206°)
Без редуктора	39,534 (36,9°)	$0,0149 G_B + 0,7999$ (0,888°)	$0,001 \pi_k + 0,9846$ (0,541°)

* В скобках даны исходные значения коэффициентов [11].

массе двигателя составляет 10 %) при росте значений π_k и G_B ослабляется их влияние на массу ГТД в силу того, что понижается относительная разница между массой $M_{ГТД}$ и примерно постоянной (точнее, не зависящей от π_k и G_B при $N_e = \text{const}$) массой редуктора $M_{ред}$. На примере представленных ГТД СТ (табл. 1) видно, что рост массы двигателя с редуктором (в сравнении с прежними значениями коэффициентов) при увеличении степени повышения давления на 15 % составляет в среднем 2,1 %, а увеличение расхода воздуха на 15 % дает прибавку в 13,6 %. Если аналогично рассмотреть двигатели без редуктора (табл. 2), то на массу двигателя π_k и G_B влияют сильнее, чем в предыдущем случае, – повышение значений π_k и G_B на 15 % приводит к увеличению $M_{дв}$ (при по-

стоянным значениям m_1 и m_2) в среднем на 7,8 % и 22,4 % соответственно.

Выводы

1. В результате проведенных исследований были определены пути совершенствования параметрической модели массы вертолетных ГТД. Полученная модель массы ГТД, с новыми коэффициентами опробована на опубликованных данных по более чем 80 вертолетным ГТД (34 из которых были выпущены после 1985 года). Средняя погрешность модели составила < 9 %. Такая точность модели для концептуального этапа проектирования обусловлена обработкой опубликованных современных статистических данных, а также представлением коэффициентов m_1 и m_2 , в виде зависимостей от основных параметров рабочего процесса двигателя.

2. Полученные зависимости отражают влияние на $M_{\text{дв}}$ значений расхода воздуха $G_{\text{в}}$ и степени повышения давления $\pi_{\text{к}}$. При этом необходимо отметить, что влияние расхода воздуха $G_{\text{в}}$ на массу двигателя сильнее влияния степени повышения давления $\pi_{\text{к}}$ в 2—8 раз для всех рассматриваемых вариантов ГТД.

3. Уточненные коэффициенты B , m_1 , m_2 в уравнении $M_{\text{дв}}$ позволяют проводить обширные и вместе с тем более корректные исследования изменений областей рациональных значений параметров рабочего процесса ГТД, получать прогнозные решения, соответствующие достигнутому на сегодняшний день уровню проектирования ГТД, путем решения задачи моделирования полета вертолета по траектории.

Библиографический список

1. *Torenbeek E.* Synthesis of Subsonic Airplane Design. — Delft, Delft University Press, 1976. — 598 p.
2. *Raymer D.P.* Aircraft Design: A Conceptual Approach. — Washington, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. — 745 p.
3. *Pera R.J., Onat E., Klees G.W., Tjonneland E.* A method to estimate weight and dimensions of aircraft gas turbine engines. — National Aeronautics and Space Administration (NASA) Lewis Research Center. May 1977. — 47 p.
4. *Svoboda C.* Turbofan Engine Database as a Preliminary Design Tool // Aircraft Design. 2000. Vol. 3. No. 3, pp. 17-31. DOI: 10.1016/S1369-8869(99)00021-X
5. *Onat E., Klees G.W.* A Method of estimate weight and dimensions of large and small gas turbine engines. — National Aeronautics and Space Administration (NASA)-Lewis Research Center. January 1979. — 132 p.
6. *Guha A., Boylan D., Gallagher P.* Determination of Optimum Specific Thrust for Civil Aero Gas Turbine Engines: a Multidisciplinary Design Synthesis and Optimization, Proc IMechE Part G // Journal Aerospace Engineering. 2012. Vol. 227. No. 3, pp. 502 — 527. DOI: 10.1177/0954410011435623
7. *Ахметов Ю.М., Ахмедзянов Д.А., Михайлова А.Б., Михайлов А.Е.* Особенности функционального проектирования газотурбинных двигателей для беспилотных летательных аппаратов // Вестник УГАТУ. 2013. Т. 17. № 3(56). С. 78— 86.
8. *Филинов Е.П., Авдеев С.В., Красильников С.А.* Корреляционно-регрессионные модели расчета массы малоразмерных авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 73-81.
9. *Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Кизеев И.С.* Оценка массовых показателей турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой на начальной стадии его проектирования // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 1. С. 26-37.
10. *Бакулев В.И., Кравченко И.В.* Определение массовых характеристик ГТД на этапе проектирования // Вестник Московского авиационного института. 1997. Т. 4. № 1. С. 20—24.
11. *Григорьев В.А., Зрелов В.А., Игнаткин Ю.М.* и др. Вертолетные газотурбинные двигатели / Под общ. ред. В.А. Григорьева и Б.А. Пономарева. — М.: Машиностроение, 2007. — 491 с.
12. *Кузьмичев В.С., Маслов В.Г.* Анализ корреляционной зависимости веса авиационных ГТД от основных параметров рабочего процесса // Вопросы проектирования и доводки малоразмерных ГТД и их элементов: Труды V Всесоюзной межотраслевой научно-технической конференции по микроэнергетике. — Куйбышев: КАИ, 1975. С. 29-37.
13. *Соркин Л.И.* (ред.) Иностранные авиационные двигатели. — 11-е издание. — М.: ЦИАМ, 1987. — 319 с.
14. *Соркин Л.И.* (ред.) Иностранные авиационные двигатели: Справочник. — М.: ЦИАМ, 1992. — 286 с.
15. *Соркин Л.И.* (ред.) Иностранные авиационные двигатели. — XIII издание. — М.: Изд. дом «Авиамир», 2000. — 534 с.
16. *Скибин В.А., Солонин В.И.* (редакторы) Иностранные авиационные двигатели: Справочник ЦИАМ. — М.: Изд. дом «Авиамир», 2005. — 592 с.
17. *Клименко Л.А., Фокин Ю.В., Чикина К.Н.* и др. Иностранные авиационные двигатели и газотурбинные установки (по материалам зарубежных публикаций): Справочник. Вып. 15 / Отв. ред.: Л.И. Соркин, Г.К. Ведешкин, А.Н. Князев. — М.: ЦИАМ, 2010. — 415 с.
18. *Шустов И.Г.* Двигатели 1944-2000: Авиационные, ракетные, морские, промышленные. Иллюстрированный справочник. Серия: Отечественная авиационная и ракетно-космическая техника. — М.: АКС-Конверсалт: Центр истории авиационных двигателей, 2000. — 434 с.
19. *Зрелов В.А.* Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы: Учеб. пособие. — М.: Машиностроение, 2005. — 336 с.
20. *Шустов И.Г.* (ред.) Авиационные двигатели: Справочник. — М.: Аэросфера, 2007. — 319 с.

UPDATING PARAMETRIC GAS TURBINE ENGINE MODEL WITH FREE TURBINE FOR HELICOPTERS

Grigor'ev V.A.* , Zagrebel'nyi A.O.** , Kalabukhov D.S.***

Samara University,
34, Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russia

* e-mail: grigva47@gmail.com

** e-mail: zao_sam156@mail.ru

*** e-mail: dskalabuhov@gmail.com

Abstract

A priori estimation of an aircraft engine mass takes on an important role while its creation, especially at the initial designing stage, when conceptual basics of the engine are being established. At this stage, when the design working out of the engine is not done yet, its weight estimation together with fuel economy indicators allows making valid selection of the engine working process parameters values. The presented work refines the parametric model of a gas turbine engine with the free turbine (GTE FT), used in the problem of the helicopter engine working process parameters optimization at the conceptual design stage. With this, while performing parametric studies the design mass of the power plant should be estimated according to the GTE parameters, though, up to now these dependencies are not studied quite well. Thus, the estimation of the engine mass dependencies on its parameters is being performed at present based on the generalized statistic data on the already accomplished structures or parametric mass models, since there is no more precise information at this stage. In fairness, it should be noted that they are all related to the aircraft engines. A rather smaller number of works is oriented of the mass estimation of the helicopter GTE FT. This is primarily due to the fact, that these engines belong to the class of the small-size and have thereupon a number of specifics.

At the same time, as new versions of gas turbine engines appear the periodical refinement the parametric model coefficients values is required. The article considers the mass model of the gas turbine engine with free turbine for several options for the reduction gear mass accounting for, namely, both as a part of the engine, and the power plant. The authors suggest representing the coefficients used in the above said GTE FT models in the form of dependencies on the working process parameters. It allowed perform parametric studies and obtain predictive solutions corresponding to the achieved current design level of gas turbine engines.

Keywords: gas turbine engine with free turbine; mathematical model; reduction gear; conceptual designing.

References

1. Torenbeek E. *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft, Delft University Press, 1976, 598 p.
2. Raymer D.P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Washington, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992, 745 p.
3. Pera R.J., Onat E., Klees G.W., Tjonneland E. *A method to estimate weight and dimensions of aircraft gas turbine engines*. National Aeronautics and Space Administration (NASA) Lewis Research Center, May 1977, 47 p.
4. Svoboda C. Turbofan Engine Database as a Preliminary Design Tool. *Aircraft Design*, 2000, vol. 3, no. 3, pp. 17-31. DOI: 10.1016/S1369-8869(99)00021-X
5. Onat E., Klees G.W. *A Method of estimate weight and dimensions of large and small gas turbine engines*. National Aeronautics and Space Administration (NASA) -Lewis Research Center. January 1979, 132 p.
6. Guha A., Boylan D., Gallagher P. Determination of Optimum Specific Thrust for Civil Aero Gas Turbine Engines: a Multidisciplinary Design Synthesis and Optimization, Proc IMechE Part G. *Journal Aerospace Engineering*, 2012, vol. 227, no. 3, pp. 502 - 527. DOI: 10.1177/0954410011435623
7. Akhmetov Yu.M., Akhmedzyanov D.A., Mikhailova A.B., Mikhailov A.E. *Vestnik UGATU*, 2013, vol. 17, no. 3(56), pp. 78- 86.
8. Filinov E.P., Avdeev S.V., Krasil'nikov S.A. Correlation-regressive model for small-sized aircraft gas turbine engines mass computation. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 3, pp. 73-81.
9. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Kizeev I.S. Double-flow turboprop with afterburner weight indices estimation at the initial stage of its design. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 1, pp. 26-37.
10. Bakulev V.I., Kravchenko I.V. *Aerospace MAI Journal*, 1997, vol. 4, no. 1, pp. 20-24.
11. Grigor'ev V.A., Zrel'ov V.A., Ignatkin Yu.M. et al. *Vertoletnye gazoturbinnye* (Helicopter gas turbine engines), Moscow, Mashinostroenie, 2007, 491 p.

12. Kuz'michev V.S., Maslov V.G. *Materialy V Vsesoyuznoi mezhotraslevoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po mikroenergetike "Voprosy proektirovaniya i dovodki malorazmernykh GTD i ikh elementov"*, Kuibyshev, KAI, 1975, pp. 29-37.
13. Sorkin L.I. (eds) *Inostrannye aviatsionnye dvigateli* (Foreign-made aircraft engines). Issue 11, Moscow, TsIAM, 1987, 319 p.
14. Sorkin L.I. (eds) *Inostrannye aviatsionnye dvigateli* (Foreign-made aircraft engines). Issue 13, Moscow, TsIAM, 1992, 286 p.
15. Sorkin L.I. (eds) *Inostrannye aviatsionnye dvigateli*. Issue 13, Moscow, Aviamir, 2000, 534 p.
16. Skibin V.A., Solonin V.I. (eds) *Inostrannye aviatsionnye dvigateli: spravochnik TsIAM* (Foreign-made aircraft engines: CIAM handbook), Moscow, Aviamir, 2005, 592 p.
17. Klimenko L.A., Fokin Yu.V., Chikina K.N. et al. *Inostrannye aviatsionnye dvigateli i gazoturbinnye ustanovki: po materialam zarubezhnykh publikatsii. Spravochnik* (Foreign-made aircraft engines and gas turbine engines: based on foreign publications. Handbook). Issue 15, Moscow, TsIAM, 2010, 415 p.
18. Shustov I.G. *Dvigateli 1944-2000: Aviatsionnye, raketnye, morskije, promyshlennye. Illyustrirovannyi spravochnik. Seriya: Otechestvennaya aviatsionnaya i raketno-kosmicheskaya tekhnika* (Engines of 1944-2000: Aviation, rocket, sea, industrial. Illustrated reference book. Series: Home-produced Aviation and Space-Rocket Technology), Moscow, AKS-Konversalt: Tsentr istorii aviatsionnykh dvigatelei, 2000, 434 p.
19. Zrellov V.A. *Otechestvennye gazoturbinnye dvigateli. Osnovnye parametry i konstruktivnye skhemy* (Home-produced gas turbine engines. Key parameters and design schemes), Moscow, Mashinostroenie, 2005, 336 p.
20. Shustov I.G. (eds) *Aviatsionnye dvigateli* (Aircraft engines), Moscow, Aerosfera, 2007, 319 p.