

УДК 629.7.036.3

## К ВОПРОСУ ОЦЕНКИ МАССЫ РЕДУКТОРА В ЗАДАЧЕ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТВД НА ЭТАПЕ НАЧАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

© 2014 В.А. Григорьев<sup>1</sup>, А.О. Загребельный<sup>1</sup>, А.С. Прокаев<sup>1</sup>, С.П. Кузнецов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

<sup>2</sup>Научно-производственное объединение «Сатурн», г. Рыбинск

В работе анализируются математические модели массы редуктора, как составной части силовой установки турбовинтового двигателя, в задаче оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя на этапе начального проектирования. Основной особенностью начального проектирования турбовинтового двигателя является необходимость осуществления оптимального согласования основных параметров силовой установки и летательного аппарата на основе их системных критериев эффективности. Для решения задачи оптимизации параметров рабочего процесса двигателя при известных проектных ограничениях важно знать взлётную массу этого летательного аппарата, при формировании которой одной из важных составляющих, фактически определяющей согласование параметров летательного аппарата и двигателя, является масса силовой установки с турбовинтовым двигателем. Редуктор турбовинтового двигателя составляет значительную часть массы силовой установки. При этом существующие модели массы силовой установки с турбовинтовым двигателем не отделяют массу редуктора от массы силовой установки. Тем самым ошибочно связывают массу редуктора с параметрами, используемыми в модели массы двигателя ( $\pi_k$ ,  $G_{В0}$  и  $T^*_{г}$ ). При этом не учитывается очевидная зависимость массы редуктора от передаваемой мощности, которая тесно увязывается с распределением свободной энергии турбовинтового двигателя величиной  $\pi_c$ .

*Редуктор, масса, математическая модель, параметры.*

Силовые установки (СУ) дозвуковых летательных аппаратов (ЛА) с турбовинтовыми двигателями (ТВД) традиционно занимают важную нишу, где главенствующую роль играют топливная экономичность и выдающиеся взлётные и посадочные характеристики таких двигателей.

Основной особенностью начального проектирования ТВД является необходимость осуществления оптимального согласования основных параметров СУ и ЛА на основе их системных критериев эффективности.

Для решения задачи оптимизации параметров рабочего процесса двигателя, при известных проектных ограничениях важно знать взлётную массу этого ЛА для установления влияния параметров рабочего процесса двигателя на показатели ЛА [1].

При формировании взлётной массы ЛА одной из важных составляющих, фактически определяющей согласование па-

раметров ЛА и двигателя, является масса СУ с ТВД.

Известные параметрические модели массы СУ с ТВД [2], используемые для начального этапа проектирования двигателя, требуют знания массы редуктора. Оценка зависимостей массы этого агрегата, когда по редуктору известно очень мало параметров (обычно это  $N_e$ ,  $n_{ВВ}$ ,  $n_{ДВ}$ ,  $i$ ,  $M_{кр}$ ) обычно выполняется по моделям, которые, с одной стороны, опираются на обобщённые статистические данные по выполненным конструкциям, а с другой стороны – на характерные функциональные особенности редуктора.

Известно несколько методов оценки массы редуктора на начальном этапе проектирования. Например, ЦИАМ в своих работах предлагает использовать зависимость

$$M_{ред} = A \frac{N_{В ВЗЛ}}{n_{ВВ}} \left( 1 + \frac{1}{i_{ред}} \right), \quad (1)$$

где  $A=60$  для редукторов, созданных до 1980г;

$A=66$  для современных конструкций;

$N_{в\text{ вzl}}$  – передаваемая через редуктор мощность;

$n_{в}$  – частота вращения воздушного винта;

$i_{ред}$  – передаточное отношение редуктора.

Определение, используемых в модели (1) параметров, в большинстве случаев не представляет особых трудностей. Как видно из таблицы 1 [3], данная математическая модель в среднем даёт погрешность 30%, и с учётом требуемых параметров для расчётов на данном этапе проектирования подходит для редукторов с  $i_{ред} \geq 10$ .

Таблица 1 - Статистические данные параметров редукторов двигателей

№	Наименование	$N_{в\text{ max}}$ , кВт	$n_{в}$ , об/мин	$i_{ред}$	$M_{ред\text{ т}}$ , кг	$M_{ред\text{ д}}$ , кг	%
1	НК-12	11000	750	11	960	850	12,94
2	АИ-20	3000	1000	11	206	235	12,34
3	АИ-24	1900	1300	12	100	122	18,03
4	НК-93	20000	1650	5	810	475	70,52
5	АШ-82В	1268	175	13,5	435	475	8,42
6	АИ-26В	423	170	9	165	135	22,22
7	М-14В26	273	290	3	75	200	62,5
8	АИ-14В	177	320	2	50	80	37,5
Среднее отклонение от действительных значений							30,56

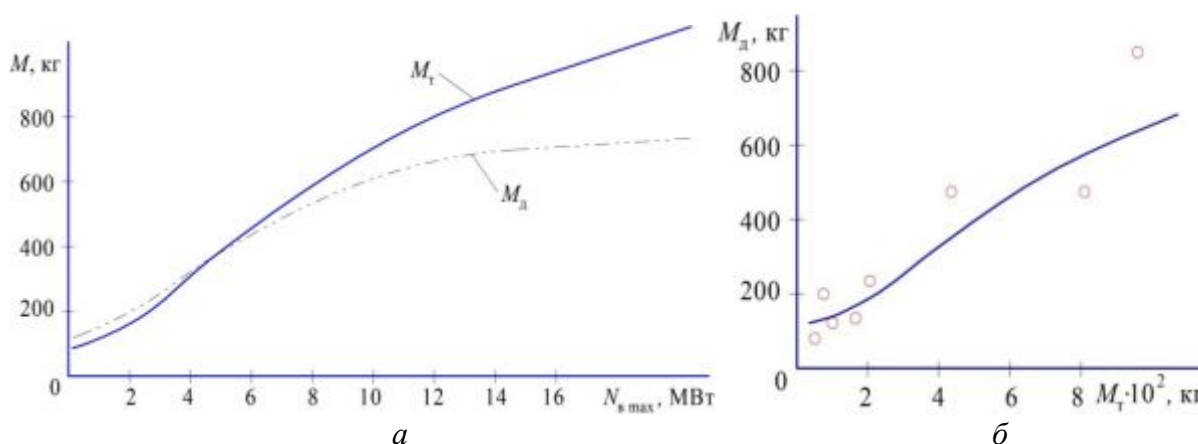


Рис. 1. Кривые изменения теоретической массы  $M_t$  и действительной массы  $M_d$  в зависимости от передаваемой через редуктор мощности (а) и распределение  $M_t$  и  $M_d$  (б)

В работе Л.Б. Эльштейна приведена модель массы редуктора на основе статистических данных. Вес каждой ступени редуктора пропорционален выходному моменту ( $M$ ) в степени 0,8. Учитывая также влияние кинематических схем и числа ступеней, можно записать следующее выражение:

$$M_{ред} = A_1 M_1^{0,8} K_B + A_2 M_2^{0,8} + A_3 M_3^{0,8} + \dots + A_n M_n^{0,8},$$

где  $A$  – коэффициент, зависящий от качества конструктивной схемы;

$K_B$  – коэффициент, учитывающий влияние веса вала несущего винта.

Так как

$$M_2 = \frac{M_1}{i_1}; M_3 = \frac{M_1}{i_1 i_2}; M_n = \frac{M_1}{i_1 i_2 \dots i_n},$$

то

$$M_{ред} = M_1^{0,8} [A_1 K_B + A_2 \left(\frac{1}{i_1}\right)^{0,8} + A_3 \left(\frac{1}{i_1 i_2}\right)^{0,8} + \dots + A_n \left(\frac{1}{i_1 i_2 \dots i_n}\right)^{0,8}],$$

где  $A_{пл} = 0,23$  для планетарной ступени;  
 $A_{ц} = 0,27$  для центральной многопоточной ступени;  
 $A_{пл} = 0,4$  для простой соосной или конической ступени.

Коэффициент  $K_B$  учитывает увеличение массы последней ступени редуктора по сравнению с другими ступенями (выходной вал, радиально-упорный подшипник, крепежная часть картера).

$K_B = 1,1$  для ТВД;  
 $K_B = 1,25$  – для одновинтового вертолёта;  
 $K_B = 1,5$  – для двухвинтового вертолёта.

Обозначив:

$$K_i = \left(\frac{1}{i_1}\right)^{0,8} + \left(\frac{1}{i_1 i_2}\right)^{0,8} + \dots + \left(\frac{1}{i_1 i_2 \dots i_n}\right)^{0,8},$$

формула для вычисления массы редуктора примет следующий вид:

$$M_{ред} = A_i M_1^{0,8} (K_B + K_i). \quad (2)$$

Также  $K_i$  можно определить на основе зависимости из рис. 2.

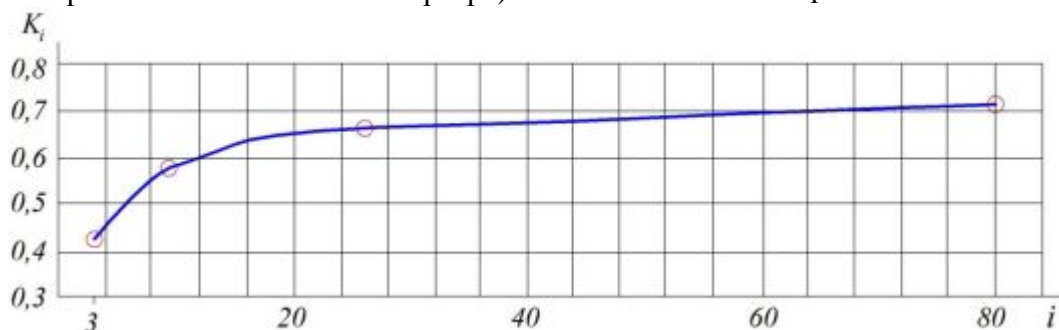


Рис. 2. Определение коэффициента  $K_i$  в зависимости от числа  $i$

При одноступенчатом редукторе с  $i_1=3$   $K_i = 0,415$ ; при двухступенчатом редукторе с  $i_1 i_2 = 9$   $K_i = 0,65$ . Дальнейшее увеличение числа ступеней приводит к незначительному росту веса (см. рис. 2). Для приблизительного расчёта этот коэффициент может быть принят равным  $K_i = 0,70$ .

В отличие от (1), модель (2) требует знания крутящих моментов, схемы редуктора и передаточного отношения всех ступеней, что часто бывает неизвестным на начальном этапе, но при этом данная модель имеет самое небольшое среднее отклонение от действительных значений массы (табл. 2, рис. 3).

Таблица 2 - Статистические данные параметров редукторов двигателей

№	Наименование	$M_1$ Н·м	$i$	$A$	$K_B$	$K_i$	$M_{ред т}$ , кг	$M_{ред д}$ , кг	%
1	НК-12	144060	11,36	0,23	1,1	0,6	848	850	0,24
2	АИ-20	26068	11,45	0,23	1,1	0,6	217	235	7,66
3	АИ-24	14112	12,11	0,23	1,1	0,6	132	122	8,2
4	НК-93	107800	5	0,23	1,1	0,6	670	475	41,05
5	АШ-82В	60172	13,45	0,23	1,25	0,6	460	475	3,16
6	АИ-26В	23030	8,84	0,23	1,25	0,58	211	135	56,3
7	М-14В26	15503,6	2,94	0,27	1,5	0,4	188	200	6
8	АИ-14В	5135,2	2,0	0,27	1,5	0,57	84	80	5
Среднее отклонение от действительных значений									15,95

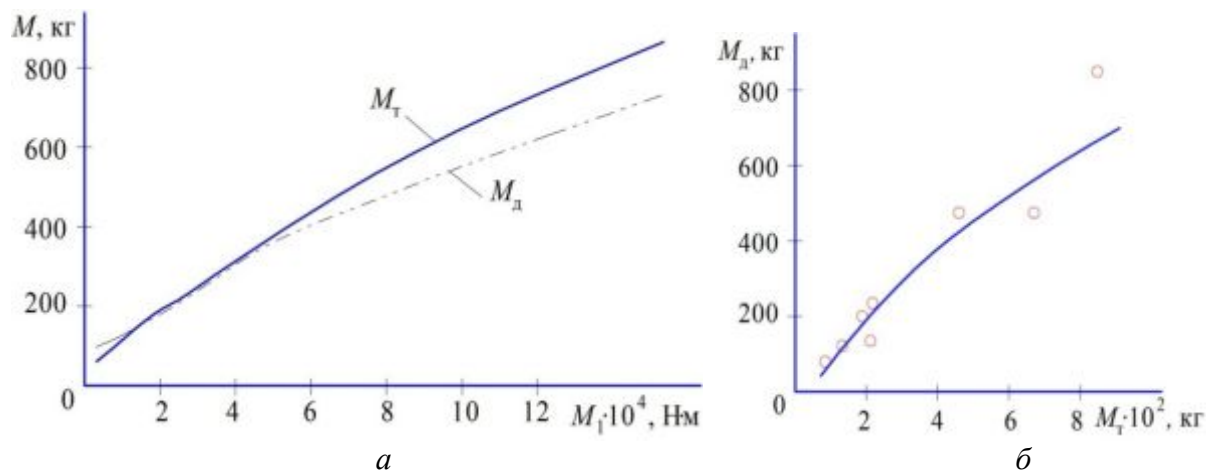


Рис. 3. Кривые изменения теоретической массы  $M_T$  и действительной массы  $M_d$  в зависимости от крутящего момента (а) и распределение  $M_T$  и  $M_d$  (б)

В некоторых работах для приближённой оценки используют простую модель, которая формирует величину массы редуктора на основе всего двух аргументов

$$M_{ред} = q_p N_{в}. \quad (3)$$

Данный метод по точности уступает первым двум и может использоваться только для приближенной оценки (табл. 3, рис. 5), достаточной на этапах начального проектирования.

В работе [2] дана модель массы редуктора

$$M_{ред} \cong 5 + 78 \left( \frac{N_e}{n_{вв}} \right) - 2,375 \left( \frac{N_e}{n_{вв}} \right)^2, \quad (4)$$

где  $N_e$  – мощность на выходном валу, кВт;  
 $n_{вв}$  – частота вращения этого вала, об/мин;

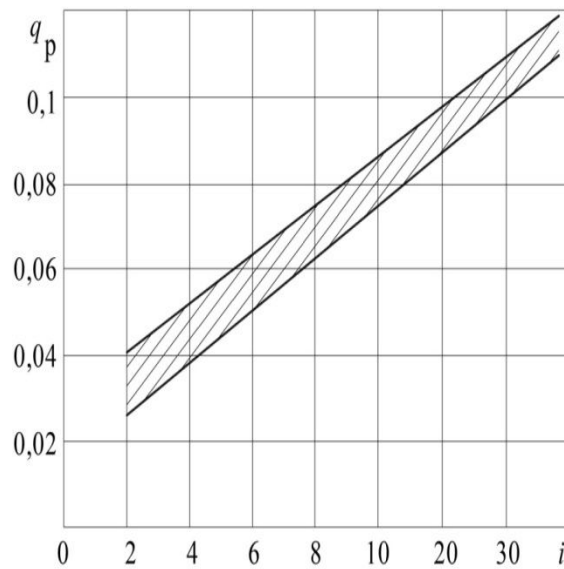


Рис. 4. Зависимость статистического коэффициента  $q_p$  от числа  $i$

Таблица 3 - Статистические данные параметров редукторов двигателей

№	Наименование	$N_e$ , кВт	$i$	$q_p$	$M_{ред т}$ , кг	$M_{ред д}$ , кг	%
1	НК-12	9900	11,36	0,082	811,8	850	4,49
2	АИ-20	2700	11,45	0,085	229,5	235	2,34
3	АИ-24	1710	12,11	0,088	150,48	122	23,34
4	НК-93	18000	5	0,05	900	475	89,47
5	АШ-82В	1141,2	13,45	0,09	102,708	475	78,377
6	АИ-26В	380,7	8,84	0,076	28,9332	135	78,568
7	М-14В26	245,7	2,94	0,041	10,0737	200	94,96
8	АИ-14В	159,3	2,0	0,038	6,0534	80	92,4332
Среднее отклонение от действительных значений							57,997

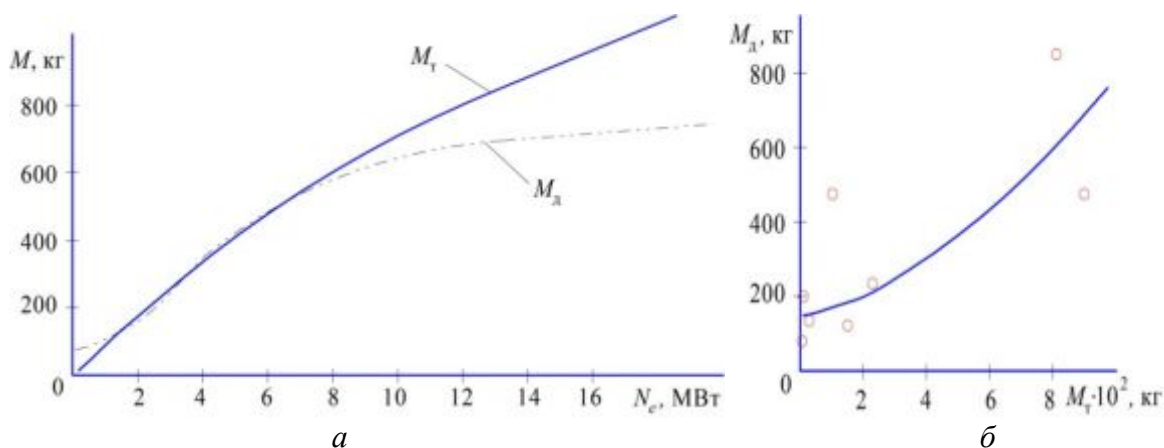


Рис. 5. Кривые изменения теоретической массы  $M_t$  и действительной массы  $M_d$  в зависимости от передаваемой через редуктор мощности (а). Распределение  $M_t$  и  $M_d$ . (б)

Входящие в эту формулу величины  $N_e$  и  $n_{вв}$  обычно известны на начальном этапе проектирования, поэтому эту модель целесообразно рассматривать при параметрических исследованиях ТВД, при этом эта модель имеет хорошее среднее отклонение от действительных значений (табл. 4, рис. 6).

Таблица 4 - Статистические данные параметров редукторов двигателей

№	Наименование	$N_e$ , кВт	$n_{вв}$ , об/мин	$M_{ред\ t}$ , кг	$M_{ред\ д}$ , кг	%
1	НК-12	9900	750	620	850	27,06
2	АИ-20	2700	1000	200	235	14,89
3	АИ-24	1710	1300	105	122	13,93
4	НК-93	18000	1650	570	475	20
5	АШ-82В	1141,2	175	413	475	13,05
6	АИ-26В	380,7	170	168	135	24,44
7	М-14В26	245,7	290	70	200	65
8	АИ-14В	159,3	320	43	80	46,25
Среднее отклонение от действительных значений						28,08

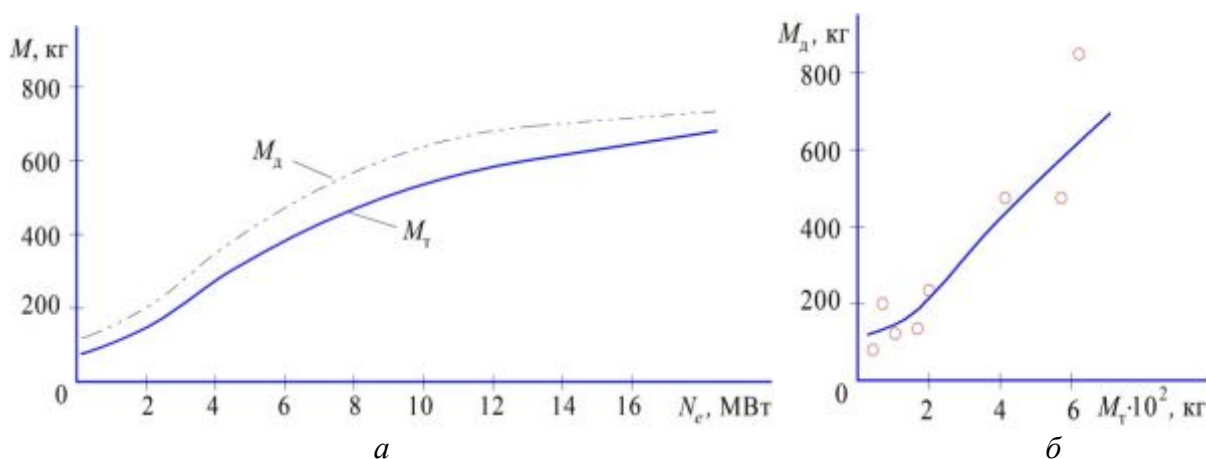


Рис. 6. Кривые изменения теоретической массы  $M_t$  и действительной массы  $M_d$  в зависимости от передаваемой через редуктор мощности (а). Распределение  $M_t$  и  $M_d$  (б)

Работа выполнена при государственной поддержке Министерства образования и науки РФ в рамках реализации мероприятий Программы повышения конкурентоспособности СГАУ среди ведущих мировых научно-образовательных центров на 2013-2020 годы.

### Библиографический список

1. Григорьев В.А., Зрелов В.А., Игнаткин Ю.М. и др. Вертолётные газотурбинные двигатели / под общей редакцией В.А. Григорьева и Б.А. Пономарёва. М.: Машиностроение, 2007. 491 с.
2. Маслов В.Г., Кузьмичев В.С., Коварцев А.Н., Григорьев В.А. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД. Самара: СГАУ, 1996. 147 с.
3. Двигатели 1944-2000: Авиационные, ракетные, морские, наземные / под ред. И.Г. Шустова. М.: АКС-Конверсалт, 2000. 434 с.

### Информация об авторах

**Григорьев Владимир Алексеевич**, доктор технических наук, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [va\\_grig@ssau.ru](mailto:va_grig@ssau.ru). Область научных интересов: испытание авиационных двигателей, начальное проектирование газотурбинных двигателей.

**Загребельный Артём Олегович**, инженер Научно-образовательного центра газодинамических исследований, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [zao\\_sam156@mail.ru](mailto:zao_sam156@mail.ru). Область научных интересов: на-

чальное проектирование газотурбинных двигателей.

**Прокаев Алексей Сергеевич**, инженер кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [prok.alexey@mail.ru](mailto:prok.alexey@mail.ru). Область научных интересов: начальное проектирование газотурбинных двигателей.

**Кузнецов Сергей Павлович**, кандидат технических наук, профессор, заместитель генерального конструктора Научно-производственного объединения «Сатурн», г. Рыбинск. E-mail: [saturn@npo-saturn.ru](mailto:saturn@npo-saturn.ru). Область научных интересов: узловая доводка и испытания авиационных двигателей.

## ASSESSING REDUCTION GEAR MASS IN THE PROBLEM OF OPTIMIZING PARAMETERS OF THE WORKING PROCESS OF A TURBOPROP ENGINE AT THE INITIAL DESIGN STAGE

© 2014 V.A. Grigoryev<sup>1</sup>, A.O. Zagrebelnyi<sup>1</sup>, A.S. Prokaev<sup>1</sup>, S.P. Kuznetsov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

<sup>2</sup>Science-and-Production Association "Saturn", Rybinsk, Russian Federation

The paper analyzes mathematical models of the mass of the reduction gear as part of a turboprop engine power plant in the problem of optimizing the parameters of the working process of the gas turbine engine at the initial design stage. The necessity of optimal matching of the main parameters of the power plant and the aircraft based on their system performance criteria is the main feature of the initial design of turboprop engines. To solve the problem of optimizing the parameters of the engine work process, under certain design constraints, it is important to know the take-off weight of the aircraft in the formation of which the weight of the power plant with a turboprop engine is one of important components that actually determine the coordination of the aircraft and engine parameters. The mass of the reduction gear of a turboprop engine makes up a significant part of the power plant mass. The existing models of the mass of the power plant with a turboprop engine do not separate the weight of the gear from the weight of the power plant. Thereby, the reduction gear weight is erroneously associated with gear parameters used in the model of the mass of the engine ( $\pi_k$ ,  $G_{B0}$  и  $T_r^*$ ). This does not include the

obvious dependence of the gear mass on the transmitted power which is closely linked to the distribution of the free energy ( $\pi_c$ ) of the turboprop engine

*Reduction gear, mass, mathematical model, parameters.*

### References

1. Grigoriev V.A., Zrellov V.A., Ignatkin Yu.M. et. al. *Vertoletnye gazoturbinnye dvigateli* [Helicopter gas turbine engines] / edited by V.A. Grigoriev, B.A. Ponomarev. Moscow: Mashinostroyeniye Publ., 2007. 491 p.
2. Maslov V.G., Kuz'michev V.S., Kovartsev A.N., Grigoriev V.A. *Teoriya i metody nachal'nykh etapov proektirovaniya aviatsionnykh GTD* [Theory and methods of the initial stages of aircraft GTE design]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 1996. 147 p.
3. *Dvigateli 1944-2000: Aviatsionnye, raketnye, morskije, nazemnye* [Engines 1944-2000: Aircraft, rocket, marine, ground-based] / ed. by I.G. Shustov]. Moscow: AKS-Konversalt Publ., 2000. 434 p.

### About the authors

**Grigoriev Vladimir Alekseevich**, Doctor of Science (Engineering), Professor of the Aircraft Engines Theory Department, Samara State Aerospace University. E-mail: [va\\_grig@ssau.ru](mailto:va_grig@ssau.ru). Area of Research: choice of parameters and design of small gas turbine engines.

**Zagrebelniy Artem Olegovich**, engineer, Education and Research Center of Gas Dynamics Studies, Samara State Aerospace University. E-mail: [zao\\_sam156@mail.ru](mailto:zao_sam156@mail.ru). Area of Research: initial design of gas turbine engines.

**Prokaev Alexey Sergeevich**, engineer, Aircraft Engines Theory Department, Samara State Aerospace University. E-mail: [prok.alexey@mail.ru](mailto:prok.alexey@mail.ru). Area of Research: initial design of gas turbine engines.

**Kuznetsov Sergey Pavlovich**, Candidate of Science (Engineering), Professor, Deputy General Designer, Science-and-Production Association "Saturn". E-mail: [saturn@npo-saturn.ru](mailto:saturn@npo-saturn.ru). Area of Research: aircraft engine development and testing.