



УДК 621.45

А. И. Калиниченко

Воздушная система запуска малоразмерного газотурбинного двигателя

Для обеспечения требований по запуску маршевого газотурбинного двигателя (ГТД) беспилотного летательного аппарата (БЛА) многоразового применения разработана система запуска по схеме с непосредственной подачей сжатого воздуха на рабочие лопатки турбины. Система является альтернативой обычно применяемым пороховой или электрической системам запуска малоразмерных ГТД БЛА. Приведены результаты экспериментальных исследований по определению возможности осуществления надежного запуска и методика определения параметров, необходимых для запуска ГТД БЛА.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, система запуска.

В настоящее время перспективным БЛА необходим компактный малой массы газотурбинный двигатель, способный к быстрому запуску и развитию высокой удельной тяги в широком диапазоне условий эксплуатации. Масса и размеры системы запуска могут составлять значительную часть двигателя, в особенности если требуется ускоренный многоразовый запуск.

Основными требованиями, предъявляемыми к системе запуска ГТД БЛА, являются:

- мгновенный или ускоренный запуск до максимального режима;
- надежность запуска в различных условиях;
- малая масса;
- компактность;
- удобство обслуживания;
- безопасность применения;
- низкая стоимость.

Существующие маршевые ГТД, имеющие одноразовый ускоренный запуск, оборудованы пиротехнической системой запуска, соответствующей большей части предъявляемых требований за исключением требований по безопасности, возможности многократного использования системы и ГТД на БЛА, а также низкой себестоимости.

В АО «Омское моторостроительное конструкторское бюро» (АО «ОМКБ») в качестве альтернативного варианта, соответствующего указанным требованиям, разработана система воздушного запуска с непосредственной подачей сжатого воздуха на рабочие лопатки турбины.

Задача усложнена тем обстоятельством, что исходя из особенностей применения ГТД

на БЛА масса системы запуска должна быть минимальной. Это накладывает ограничения на допустимый объем баллона для сжатого воздуха.

При проведении работ были поставлены следующие задачи:

- установить зависимость оборотов раскрутки ротора от объема баллона и давления воздуха;
- рассчитать минимальную частоту раскрутки ротора, при которой осуществляется надежный и безопасный запуск изделия;
- определить мощности турбины и компрессора на различных частотах вращения при их совместной работе без подачи топлива в камеру сгорания (на режимах так называемой холодной прокрутки);
- вычислить мощность, подводимую к ротору от пускового устройства.

Для отработки технических решений была изготовлена установка, позволяющая использовать металлокомпозитные баллоны типа БК-2-300С различной емкости.

В данной работе были последовательно использованы баллоны емкостью 0,007, 0,004, 0,003 и 0,002 м³. Воздушная система испытательного стенда позволяла заряжать баллоны воздухом с давлением до 24,5 МПа. Работа по проверке запусков от воздушной системы проводилась на газогенераторе двигателя ТРДД-50БЭ.

Программа работ была построена таким образом, что перед каждым запуском двигателя проводилась холодная прокрутка (ХП) ротора (результаты ХП двигателя показаны на рис. 1). Полученные материалы показывают ожидаемую качественную зависимость оборотов максимальной раскрутки ротора от емкости баллона и давления содержащегося в нем воздуха.

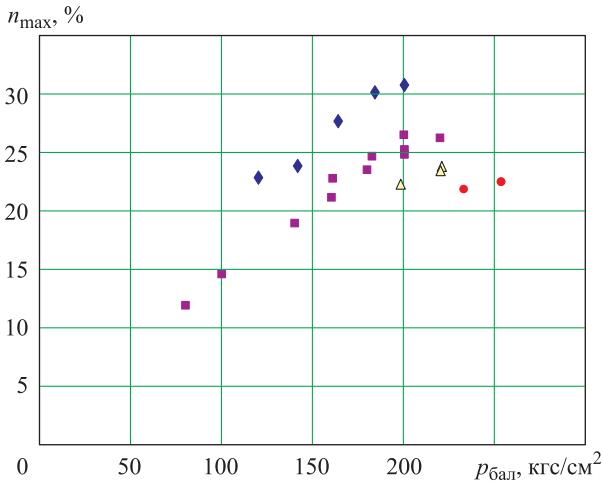


Рис. 1. Максимальные обороты при ХП:
 ◆ – 7 л; ■ – 4 л; ▲ – 3 л; ● – 2 л

Для количественной оценки максимальной частоты вращения в зависимости от объема баллона (рис. 2) рассмотрено влияние объема баллона на максимальные обороты раскрутки ротора при фиксированном давлении в нем 19,6 МПа. Полученная зависимость была аппроксимирована уравнением

$$n_{\max 19,6} = -0,3401V^2 + 5,934V + 9,2326. \quad (1)$$

Для оценки влияния давления в баллоне на максимальные обороты раскрутки ротора на рис. 3 приведены указанные величины в относительных единицах. Здесь по оси абсцисс отложено относительное давление в баллоне $p_{\text{отн}} = p_{\text{бал}} / 19,6$, по оси ординат – отношение частоты вращения при заданном давлении к частоте вращения при давлении в баллоне $p_{\text{бал}} = 19,6$ МПа. По данным рис. 3 все экспе-

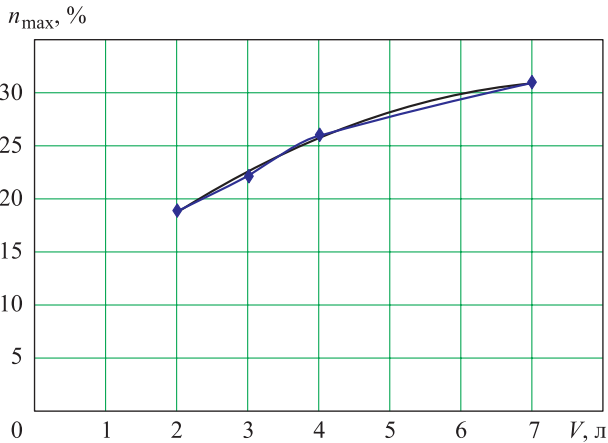


Рис. 2. Зависимость максимальных оборотов раскрутки от объема баллона

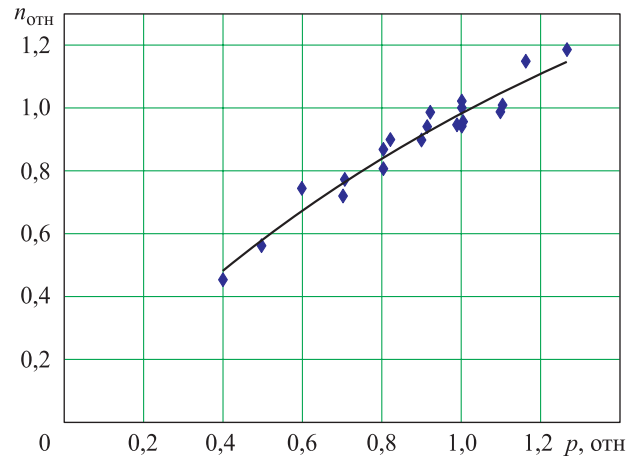


Рис. 3. Зависимость частоты вращения от давления воздуха

риментальные точки достаточно плотно ложатся на линию, описываемую уравнением

$$n_{\text{отн}} = -0,263p_{\text{отн}}^2 + 1,2088p_{\text{отн}} + 0,039. \quad (2)$$

Приведенные материалы позволяют прогнозировать максимальную частоту раскрутки ротора при произвольных значениях объема баллона и начальном давлении воздуха.

Например, если объем баллона равен 0,0045 м³, а давление воздуха в нем равно 17,6 МПа, расчет по формуле (1) и (2) показывает, что относительная частота вращения составит $n_{\text{отн}} = 0,914$.

Выборка материалов по удачным запускам газогенератора от баллонов емкостью 0,007, 0,004 и 0,003 м³ приведена в табл. 1, в нее также включены данные по одному удачному запуску от баллона емкостью 0,002 м³.

В последнем столбце таблицы приведены значения максимальной раскрутки ротора, рассчитанные указанным выше способом. Из таблицы видно, что при всех сочетаниях объема баллона и давления воздуха удачные запуски проходили при условии раскрутки ротора на частоты вращения, превышающие 21 %.

Важным показателем, характеризующим соотношение мощностей компрессора и турбины, является темп изменения частоты вращения ротора в процессе так называемого выбега. Для этого режима характерен баланс крутящих моментов в соответствии с выражением:

$$M_{\text{турб}} - M_{\text{комп}} - J \frac{d\omega}{dt} = 0, \quad (3)$$



Таблица 1

Экспериментальные и расчетные значения параметров, при которых обеспечивается надежный запуск

$V, \text{ м}^3$	$P_{\text{бал}}, \text{ МПа}$	$N_{\text{max } 19,6}, \%$	$P_{\text{отн}}$	$n_{\text{отн}}$	$n, \%$
0,007	19,927	31,0215	1,0160	0,995657	30,88679
0,007	17,946	31,0215	0,9150	0,924862	28,69060
0,007	15,739	31,0215	0,8025	0,839688	26,04839
0,007	13,994	31,0215	0,7135	0,767590	23,81180
0,007	12,856	31,0215	0,6555	0,718362	22,28468
0,004	21,064	25,7646	1,0740	1,033887	26,63769
0,004	19,838	25,7646	1,0115	0,992617	25,57439
0,004	19,819	25,7646	1,0105	0,991940	25,55695
0,004	17,857	25,7646	0,9105	0,921583	23,74421
0,003	21,692	22,6519	1,1060	1,054222	23,88013
0,003	20,986	22,6519	1,0700	1,031307	23,36107
0,003	19,721	22,6519	1,0055	0,988547	22,39248
0,002	25,203	18,8590	1,2850	1,158036	21,83940

где $M_{\text{турб}}$ – крутящий момент, развиваемый турбиной, кг · м;

$M_{\text{комп}}$ – крутящий момент, необходимый для поддержания данной частоты вращения компрессора, кг · м;

J – массовый момент инерции ротора, кг · м · с²;

ω – окружная скорость, рад/с;

dt – промежуток времени, с.

Из трех компонентов, входящих в выражение (3), известны два. Рассмотрим их подробнее.

В процессе ранее проведенных экспериментальных работ были определены характеристики компрессора на пусковых режимах двигателя. В каждой точке характеристик были рассчитаны крутящие моменты и мощности, необходимые для поддержания заданной ча-

стоты вращения. При фиксированной частоте вращения оба указанных параметра зависят от расхода воздуха. Учитывая, что как на режимах раскрутки ротора от постороннего источника, так и на режимах выбега линия рабочих режимов располагается на глубоких правых ветках характеристик компрессора, баланс крутящих моментов в выражении (3) принят в зоне максимальных расходов воздуха. Полученные при этом значения крутящего момента и потребляемой мощности приведены в табл. 2 и на рис. 4.

Для расчетной оценки мощности, потребляемой компрессором, можно воспользоваться следующими уравнениями:

при $5000 \leq n \leq 15\ 000$

$$N_{\text{комп}} = 0,2146\bar{n}^2 - 1,98\bar{n} + 5,5063; \quad (4)$$

при $15\ 000 < n \leq 39\ 000$

$$N_{\text{комп}} = 0,0219\bar{n}^3 - 0,743\bar{n}^2 + 10,733\bar{n} - 41,787. \quad (5)$$

Вторым известным компонентом в уравнении (3) является крутящий момент от воздействия инерционных сил M_j .

Массовый момент инерции испытанного ротора равен 0,26 кг · см · с². С учетом момента инерции ротора электрогенератора суммарный момент инерции вращающихся деталей принят равным 0,2671 кг · см · с² или 0,002671 кг · м · с².

В процессе проверки запусков и холодных прокруток с частотой 0,01 с фиксировались значения оборотов ротора. Таким образом, появилась возможность на всех режимах, в том числе на режимах выбега, определить значения крутящего момента от воздействия инерционных сил $M_j = J \frac{d\omega}{dt}$, входящие в выражение (3):

Таблица 2

Экспериментальные и расчетные значения крутящего момента и потребляемой мощности, необходимые для поддержания заданной частоты вращения компрессора

$n, \text{ об/мин}$	5000	7000	10 000	15 000	20 000	25 000	30 000	35 000	37 500	39 000
$M_{\text{комп}}, \text{ кг} \cdot \text{ м}$	0,124	0,242	0,503	1,151	2,046	3,256	4,513	7,501	9,028	10,05
$N_{\text{комп}}, \text{ кВт}$	0,640	1,740	5,170	17,730	42,020	83,580	139,020	269,540	347,590	402,39
$N_k, \text{ л.с.}$	0,870	2,370	7,030	24,110	57,150	113,670	189,070	366,570	472,720	547,25
$N_{\text{комп}}, \text{ л.с.}$	0,970	2,160	7,160	24,090	50,893	104,370	202,820	362,680	470,760	545,80

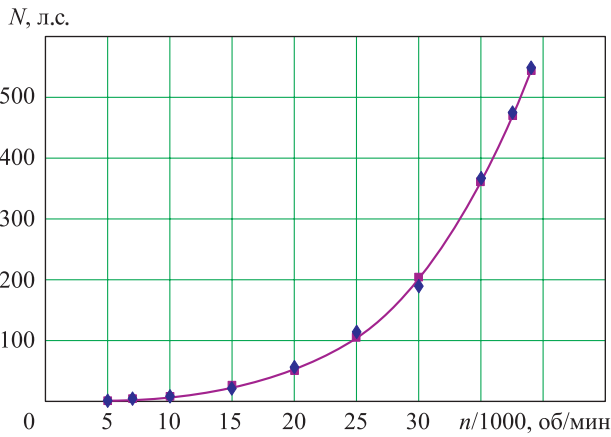


Рис. 4. Зависимость потребляемой мощности компрессора от оборотов:
 ◆ – эксперимент; ■ – расчетные данные

$$M_J = J \frac{d\omega}{dt}$$

Из этого же уравнения следует, что этот крутящий момент равен разности крутящих моментов турбины и компрессора:

$$M_J = M_{\text{турб}} - M_{\text{комп}} \quad (6)$$

Зная разность крутящих моментов турбины и компрессора на каждой частоте вращения, легко рассчитать дополнительную мощность (л.с.), которую необходимо подвести к ротору для обеспечения равновесного режима:

$$\Delta N = N_{\text{комп}} - N_{\text{турб}} = \frac{(M_{\text{комп}} - M_{\text{турб}})n}{716,2} \quad (7)$$

Рассчитанные таким образом величины мощностей в графическом виде показаны на рис. 5. Оказалось, что эту зависимость можно представить в виде уравнения:

$$\Delta N = -0,0052 \left(\frac{n}{1000} \right)^3 - 0,0041 \left(\frac{n}{1000} \right)^2 - 0,034 \left(\frac{n}{1000} \right) + 0,0091. \quad (8)$$

Для наглядности в табл. 3 приведены значения избыточной мощности турбины на пусковых режимах, рассчитанные по этому уравнению.

Отсюда следует вывод, что при раскрутке ротора в процессе холодной прокрутки мощность пускового устройства на каждой частоте

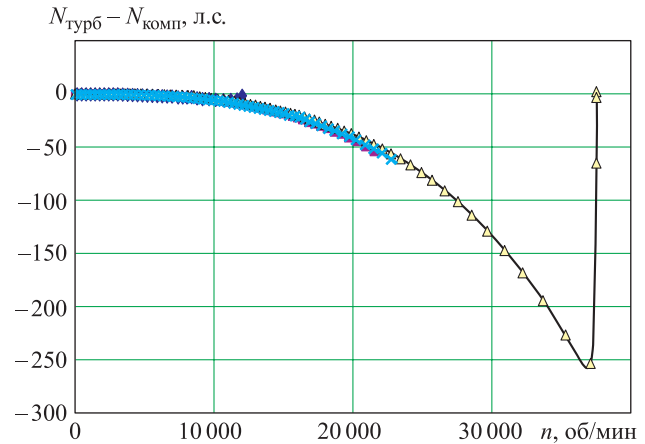


Рис. 5. Мощность на равновесных оборотах:
 ◆ – ХП; ■ – запуск 1; ▲ – запуск 2;
 ◆ – запуск 3

вращения должна быть по абсолютной величине не ниже величин, получаемых в соответствии с равенством (8). В последнем столбце таблицы показана располагаемая мощность пускового устройства, способного вывести ротор на частоту вращения 23 %.

Следующим логическим шагом в анализе экспериментальных материалов является определение мощности турбины на статических режимах работы двигателя:

$$N_{\text{турб}} = \Delta N + N_{\text{комп}} \quad (9)$$

Подставив в это уравнение значения ΔN из формулы (8) и $N_{\text{комп}}$ из формул (4) и (5), получаем:

$$\text{при } 5000 \leq n \leq 15\,000$$

$$N_{\text{турб}} = -0,0052\bar{n}^3 + 0,2105\bar{n}^2 - 2,014\bar{n} + 5,5154; \quad (10)$$

$$\text{при } 15\,000 < n \leq 39\,000$$

$$N_{\text{турб}} = 0,0167\bar{n}^3 - 0,7471\bar{n}^2 + 10,699\bar{n} - 41,7779. \quad (11)$$

Рассчитанные таким образом значения мощности, развиваемой турбиной от потока воздуха, проходящего через компрессор, показаны в табл. 4.

При холодной прокрутке изделия без подачи топлива в камеру сгорания равенство крутящих моментов соответствует выражению (12).

$$M_{\text{турб}} - M_{\text{комп}} - J \frac{d\omega}{dt} + M_{\text{пу}} = 0. \quad (12)$$



Таблица 3

Расчетные значения избыточной мощности турбины на пусковых режимах

<i>n</i> /1000	0	5	10	15	20	25	30	12,33
<i>N</i> , кВт	0,01	-0,67	-4,37	-13,95	-32,29	-62,25	-106,69	-7,93
<i>N</i> , л.с.	0,01	-0,91	-5,94	-18,97	-43,91	-84,65	-145,10	-10,78

Таблица 4

Расчетные значения мощности турбины, затрачиваемой на сообщение кинетической энергии ротору

<i>N</i> , об/мин	5000	7000	10 000	15 000	20 000	25 000	30 000	35 000	37 500	39 000
<i>N</i> _{турб} , кВт	0,04	-0,03	0,90	3,76	5,13	14,5	42,44	98,17	139,34	168,96
<i>N</i> _{турб} , л.с.	0,06	-0,05	1,23	5,12	6,98	19,72	57,72	133,52	189,51	229,79

В то же время разность крутящих моментов $M_{турб} - M_{комп}$, определенная ранее по уравнению (8), остается справедливой для описания и этого процесса.

Темп раскрутки ротора $(d\omega)/(dt)$ будет определяться объемом баллона и первоначальным давлением воздуха.

На рис. 6 показаны величины мощности, затрачиваемой на преодоление момента инерции ротора $M_J = J \frac{d\omega}{dt}$ в процессе одной из холодных прокруток от баллона емкостью 0,002 м³.

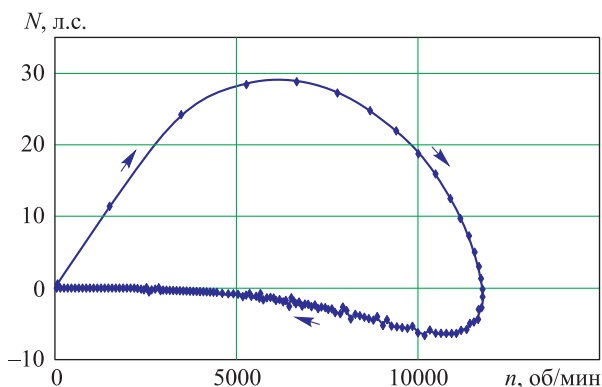


Рис. 6. Мощность, затрачиваемая при ХП

Очевидно, что момент и, соответственно, мощность пускового устройства будут расходоваться на преодоление разности крутящих моментов турбины и компрессора и на сообщение ротору углового ускорения. Выше было показано, что разность мощностей турбины и компрессора можно определить с помощью выражения (8). Рассчитанная таким образом мощность пускового устройства $N_{пу}$ показана в последнем столбце табл. 5.

Сравнение величин, приведенных в последнем и предпоследнем столбцах, показывает, что в начальный момент процесса раскрутки имеется значительный запас по мощности пускового устройства, который полностью исчезает при достижении максимальных оборотов раскрутки ротора.

После того, как по результатам эксперимента на каждой частоте вращения были определены все слагаемые уравнения (13), не составляет труда оценить влияние массового момента инерции на характеристики раскрутки ротора при известной мощности пускового устройства:

$$M_{пу} = J \frac{d\omega}{dt} - (M_{турб} - M_{комп}) =$$

$$= J_1 \left(\frac{d\omega}{dt} \right)_1 - (M_{турб} - M_{комп}) = \text{const.} \quad (13)$$

Отсюда

$$\left(\frac{d\omega}{dt} \right)_1 = \frac{J}{J_1} \frac{d\omega}{dt}. \quad (14)$$

Для примера на рис. 7 показаны ожидаемые характеристики раскрутки ротора двигателя ТРДД-50БЭ при уменьшении его момента инерции на 10 %.

По результатам выполненных работ сделаны следующие выводы.

1. Выявлены закономерности, связывающие максимальные обороты раскрутки ротора газогенератора двигателя ТРДД-50БЭ от давления воздуха и объема баллона.

Таблица 5

Расчетные значения мощности пускового устройства и мощности, затрачиваемой на преодоление момента инерции ротора при запуске

t, c	$n, об/мин$	$\omega, 1/c$	$d\omega/dt$	$M_J, кг \cdot м$	$N_J, л.с$	ΔN	$N_{пу}, л.с$
0,1	54	5,68	1499,81	4,01	0,30	0,01	0,30
0,2	1486	155,66	2054,00	5,49	11,39	-0,07	11,45
0,3	3448	361,06	1880,14	5,02	24,18	-0,37	24,55
0,4	5243	549,08	1455,74	3,89	28,47	-1,03	29,50
0,5	6633	694,65	1167,04	3,12	28,87	-1,91	30,79
0,6	7748	811,36	945,06	2,52	27,31	-2,92	30,23
0,7	8650	905,86	768,31	2,05	24,79	-3,96	28,74
0,8	9384	982,69	627,02	1,67	21,94	-4,97	26,91
0,9	9983	1045,40	504,08	1,35	18,77	-5,91	24,68
1,0	10464	1095,80	411,61	1,10	16,06	-6,75	22,82
1,1	10857	1136,97	310,70	0,83	12,58	-7,50	20,08
1,2	11154	1168,03	235,06	0,63	9,78	-8,10	17,87
1,3	11378	1191,54	173,38	0,46	7,36	-8,57	15,93
1,4	11544	1208,88	117,42	0,31	5,06	-8,93	13,98
1,5	11656	1220,62	71,75	0,19	3,12	-9,18	12,30
1,6	11725	1227,80	32,99	0,09	1,44	-9,33	10,78

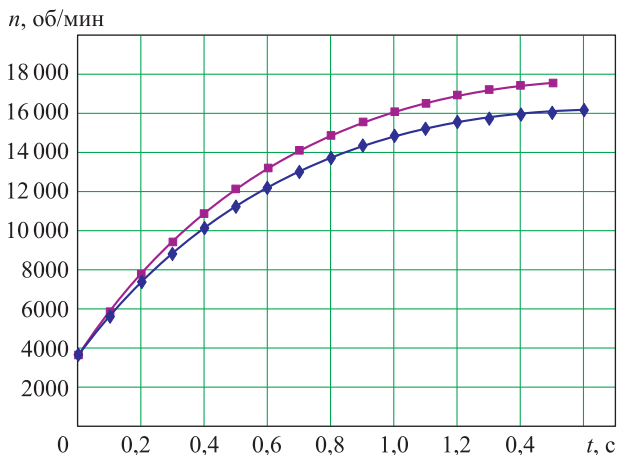


Рис. 7. Зависимость максимальных оборотов раскрутки при изменении момента инерции

2. Определены мощности турбины и компрессора, реализуемые в процессе раскрутки ротора на режимах холодной прокрутки.

3. Выявлены особенности реализации мощности воздушного пускового устройства на различных стадиях раскрутки ротора.

4. Выполнена количественная оценка влияния момента инерции ротора на характеристики раскрутки.

Полученные закономерности могут быть использованы при разработке малоразмерных ГТД.

Калиниченко Артем Игоревич – начальник отдела систем автоматического управления (САУ) КО АО «ОМКБ». Область научных интересов: неустойчивые режимы работы авиационных газотурбинных двигателей.

Air starting system of small-size gas turbine engine

To meet the requirements for starting a mid-flight (GTE) of a reusable unmanned aerial vehicle (UAV), we developed an air starting system according to the scheme with the direct feed of compressed air to the turbine rotor blades. The system is an alternative to the commonly used powder or electrical starting systems of a small-size GTE of UAVs. The paper gives the results of experimental studies to determine the reliable starting feasibility and methods for determining the parameters required for starting the GTE of UAVs.

Keywords: gas turbine engine, starting system.

Kalinichenko Artem Igorevich – Head of Automatic Control Systems Department, Open Joint Stock Company Omsk Engine Design Bureau.

Science research interests: nonsteady behaviour of aircraft gas turbine engines.