

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ БЕЗРЕДУКТОРНОЙ СХЕМЫ ДЛЯ УЛУЧШЕНИЯ ПУСКОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ГТД

к.т.н. Чечулин А.Ю., д.т.н. Кривошев И.А.,

ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ), Уфа, Россия,
ntt2008@yandex.ru; krivosh777@mail.ru

Рассматривается эффективность мероприятий по улучшению пусковых характеристик ГТД. Для повышения надежности запуска ГТД предлагается применение так называемой безредукторной схемы ГТД, создаваемого для «более электрического самолета», в котором используется встроенный высокоскоростной стартер-генератор и электроприводные агрегаты для подачи топлива, масла и решения других вопросов жизнеобеспечения ГТД. С помощью нелинейной динамической математической модели запуска выполнена оценка влияния величины приведенного момента инерции ротора на пусковые характеристики ГТД. Изменение его в сторону уменьшения осуществлялось за счет замены редуктора с навесными агрегатами на один агрегат высокоскоростной стартер-генератор, установленный соосно с ротором. Определение величины приведенного момента инерции ротора, агрегатов, подшипников осуществлялось с помощью разработанных 3-DCAD-моделей. В математической модели запуска учитываются тепловое состояние маслосистемы, механические потери мощности на вращение агрегатов, подшипников, зубчатых передач. Установлена количественная зависимость пусковых характеристик от момента инерции ротора ГТД и других факторов. Для сравнения базового ВСУ и ВСУ безредукторной схемы выполнено моделирование запуска в самых напряженных условиях работы $P_H = 101,3$ кПа при низких отрицательных температурах $t_n = -40^\circ\text{C}$ и в нормальных условиях $P_H = 101,3$ кПа и $t_n = +15^\circ\text{C}$, для «холодного» и «горячего» состояния двигателя перед запуском. Проанализированы тенденции изменения момента инерции роторов выполненных и вновь создаваемых ГТД. Показано, что безредукторная ВСУ по сравнению с базовой ВСУ за счет уменьшения момента инерции на 9,68 % и уменьшения объема прокачиваемого масла в маслосистеме имеет существенное улучшение пусковых характеристик в условиях наземного запуска ($P_H = 101,3$ кПа).

Ключевые слова: безредукторный газотурбинный двигатель, приведенный момент инерции ротора, динамическая и 3D CAD-модели, моделирование запуска.

Введение

Развитие концепции «более электрического самолета» – это будущее авиации. Для этого в настоящее время перспективным направлением развития авиации является создание «электрического» двигателя и «электрической» вспомогательной силовой установкой (ВСУ). «Электрический» ГТД, как и «электрическая» ВСУ может использоваться не только на самолетах, но и на других транспортных средствах. Он может быть выполнен без отбора воздуха и без механической коробки приводов агрегатов двигателя и самолета: гидравлических насосов, генераторов и др. [1]. Сравнительный анализ существующих на сегодняшний день конструктивных решений ВСУ, а также ВСУ нового типа с прямым приводом на стартер-генератор показал очевидные преимущества нового типа ВСУ [2]:

- высокая надежность схемы;

- высокая технологичность (меньшее в 1,5...2 раза количество деталей по сравнению с ВСУ общепринятой схемы 2, 3 типоразмера, простота конструкции);
- улучшенные пусковые характеристики (т.к. стартер-генератор находится под управлением силовой электроники и двигатель имеет облегченный ротор с меньшим моментом инерции);
- уменьшенные эксплуатационные расходы за счет гибкой программы управления ($n=var$);
- повышенные ресурсы (меньшие вибрации, отсутствие пусковых токов на стартере);
- применение электроприводных агрегатов для оптимизации управления подачей топлива и масла.

Выбор именно авиационного ВСУ в качестве объекта исследования в данной статье

обусловлен тем, что ВСУ вследствие его малой размерности и предназначения имеет наибольшее значение мощности агрегатов, отнесенное к мощности вырабатываемой турбиной (см. рис. 1).

Из рис. 1 следует, что мощность ВСУ ТА6А [3] с расходом воздуха через компрессор на номинальном расчетном режиме 5,75 кг/с, затрачиваемая на вращение агрегатов, составляет 6,4 % от мощности, вырабатываемой турбиной на номинальном режиме. Для двигателя АИ-25, имеющего расход воздуха через двигатель 44,8 кг/с, относительная мощность вращения агрегатов составляет – 0,6 %.

Соответственно передаваемым потокам мощностей момент инерции редуктора ВСУ будет иметь по отношению к моменту инерции ротора турбокомпрессора более высокое значение (см. рис. 1), чем у ГТД большей размерности.

Цель исследования

Целью исследования является оценка эффективности применения безредукторной схемы для улучшения пусковых характеристик ГТД.

Методика расчета составляющих приведенного момента инерции ротора.

Объекты исследования

Авторами исследовалось влияние приведенного момента инерции ротора на пусковые характеристики ГТД. Установлено, что приведенный момент инерции ротора, главным образом зависит от его массы и диаметра, а также от моментов инерции приводимых агрегатов и приводов и передаточных отношений от ротора к каждому приводимому элементу. По мере развития двигателестроения наблюдается уменьшение момента инерции двигателей по отношению к выдаваемой полезной мощности (или тяге). Улучшение пусковых характеристик может быть обеспечено за счет уменьшения приведенного момента инерции ротора. Одним из возможных путей уменьшения момента инерции является переход на безредукторную схему ГТД, т.е. применение встроенного стартера-генератора и электроприводных агрегатов. В среднесрочной перспективе предполагается перевод ГТД любой размерности на электрический запуск. Это становится возможным в связи с увеличением весовой отдачи электрических машин (стартеров-генераторов), аккумуляторных источников энергии [1]. Поэтому проблема исследования

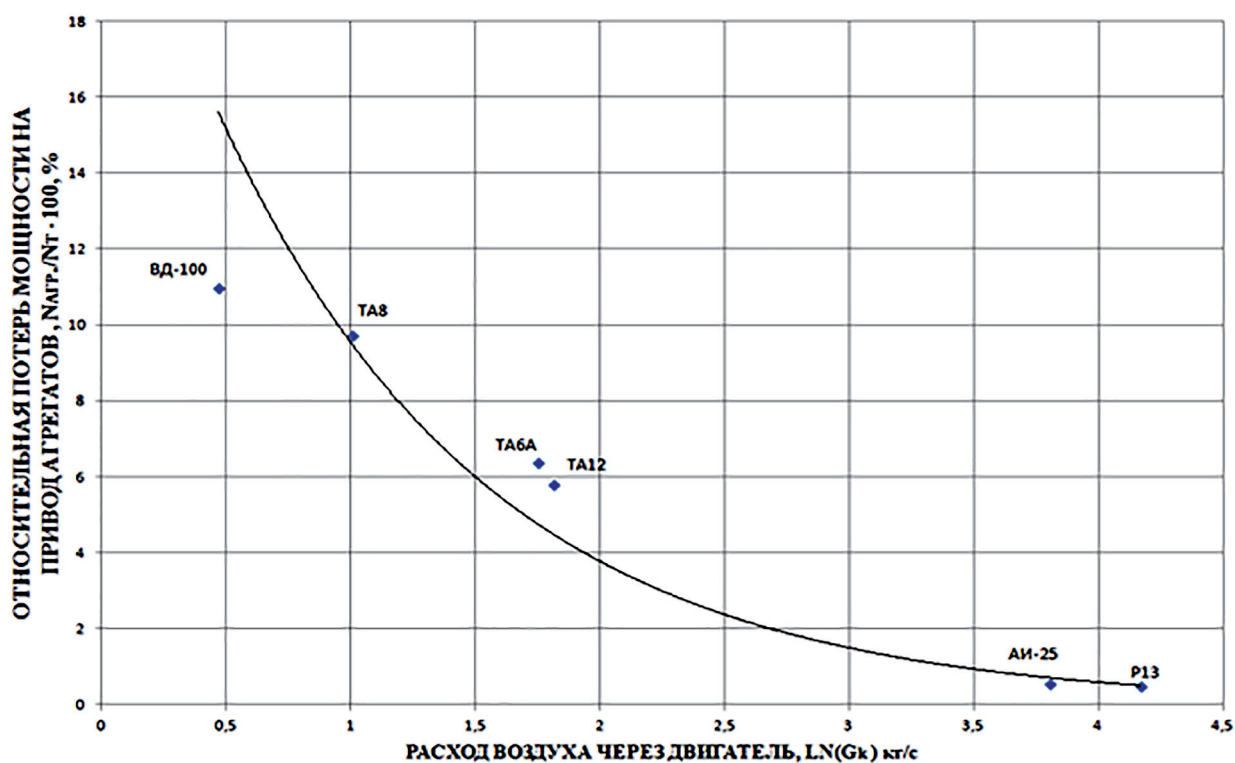


Рис. 1. Изменение относительных потерь мощности привода агрегатов в зависимости от расхода воздуха через двигатель

характеристик ГТД с интегрированным в один из его роторов стартером-генератором становится весьма актуальной. Эта тенденция обусловлена совершенствованием электрических машин, связанных с применением постоянных магнитов из редкоземельных материалов, применением новых материалов для бандажирования магнитов, что позволило значительно увеличить допустимую частоту вращения ротора стартера-генератора, повысить в разы его весовую отдачу и соединять его напрямую с ротором без понижающего привода. Однако, преследуя цель уменьшения момента инерции ротора турбокомпрессора, для получения эффективно работающей ступени компрессора при уменьшении его периферийного диаметра и сохранении заданных параметров расхода, степени повышения давления ступени, необходимо увеличивать окружную скорость ступени обратно пропорционально квадрату диаметра, – что неизбежно вызывает применение сверхзвуковых ступеней компрессора. Применение сверхзвуковой ступени, особенно в условиях широкого диапазона изменения приведенной частоты вращения $n_{пр}$ (50...112 %), сопровождается большими сложностями в части обеспечения заданной эффективности и надежности работы компрессора.

Для численной оценки мероприятий по уменьшению приведенного момента инерции ротора, снижения затрат на его поиск было применено имитационное моделирование процесса запуска ГТД с использованием нелинейной динамической математической модели ГТД на режимах запуска и разгона. Для оценки влияния на пусковые характеристики вводи-

мых в ГТД изменений конструкции и алгоритмов управления при его переводе в разряд «электрический» выполнено сравнение пусковых характеристик двух компоновок вспомогательного авиационного ГТД. Исследование выполнено путем проведения сравнительных имитационных запусков базового ВСУ с отбором воздуха, имеющего редуктор с приводом агрегатов, обслуживающих системы двигателя и борта летательного аппарата, и «электрического» ВСУ, полученного из базового путем установки вместо редуктора встроенного высокоскоростного стартера-генератора и применения вместо агрегатов, приводимых через редуктор, электроприводных агрегатов. В качестве базового ВСУ была выбрана одновальная ВСУ ТА6А, выполненная по схеме с общим компрессором [3].

Для определения приведенных моментов инерции ротора для 2-х компоновок выполнены (в САД-системе Solidworks) 3D модели ротора турбокомпрессора, редуктора с механическими передачами, навесных агрегатов, подшипников, в том числе высокоскоростного стартера-генератора. На рис. 2 и рис. 3 представлен общий вид выполненных компоновок, (агрегаты на редукторе в базовой компоновке не показаны). При определении приведенного момента инерции базовой схемы ВСУ все моменты инерции агрегатов и зубчатых передач приводились через передаточное число к ротору по соотношению [4]:

$$J_{пр} = J + J_1 \frac{1}{J_1^2} + \frac{1}{J_2^2} + \dots + J_n \frac{1}{J_n^2}, \quad (1)$$

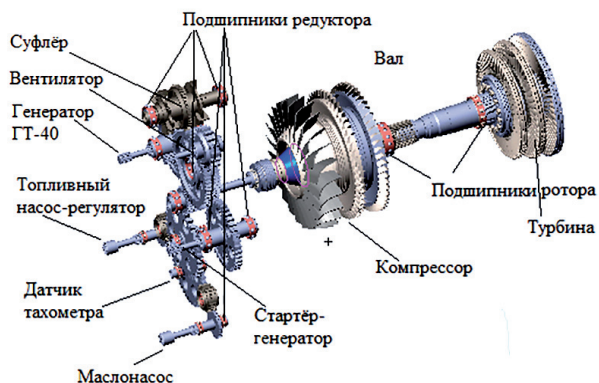


Рис. 2. Ротор турбокомпрессора ВГТД ТА6А с редуктором (агрегаты, установленные на редукторе, не показаны)

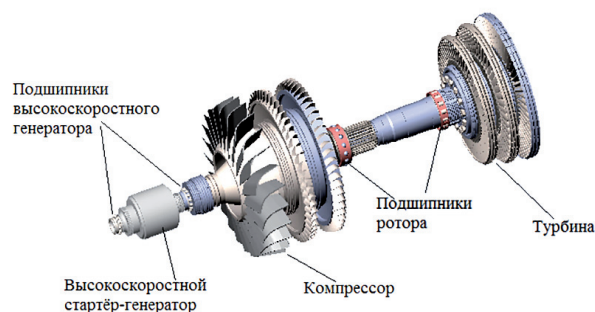


Рис. 3. Ротор безредукторного турбокомпрессора ВГТД ТА6А с высокоскоростным стартером-генератором

где J, J_1, J_2, \dots, J_n – передаточные числа между осью (валом) двигателя и осями отдельных вращающихся элементов (звеньев).

При определении момента инерции подшипников передаточные отношения для шариков и сепаратора к ротору вычислялись в соответствии с уравнениями для планетарного характера движения [5]. Неподвижные обоймы шариковых и роликовых подшипников во внимание не принимались, и поэтому на рис. 2 и рис. 3 у подшипников изображены только подвижные элементы, вносящие вклад в приведенный момент инерции ротора. Частота вращения сепаратора или частота вращения шариков вокруг оси радиально-упорного подшипника при вращении внутреннего кольца:

$$n_c = 0,5n_1(1 - D_w \cos \alpha / D_m), \quad (2)$$

где n_1 – частота вращения внутреннего кольца радиального шарикоподшипника; α – угол контакта шарика с внутренней поверхностью обоймы; D_w – диаметр шарика; $D_m = 0,5(D + D_m)$ – диаметр окружности, проходящей через оси всех тел качения (шариков или роликов) (см. рис. 4).

Частота вращения шарика относительно сепаратора при вращении внутреннего кольца

$$n_{sp} = 0,5n_1(D_m / D - D_w / D_m). \quad (3)$$

Частота вращения сепаратора и шариков при вращении наружного кольца определялась по аналогичным кинематическим соотношениям в соответствии с рис. 4. По соотношениям скоростей сепаратора, шарика и вращающейся

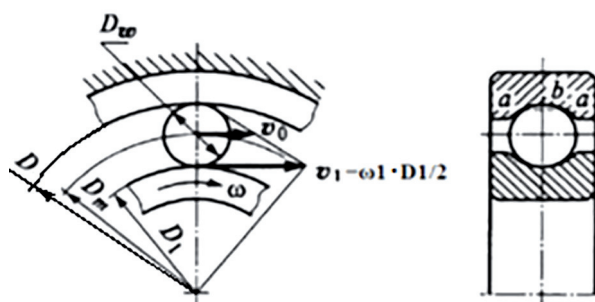


Рис. 4. Кинематическая схема шарикового подшипника

обоймы подшипника найдены передаточные отношения между ними. Наряду с шарикоподшипниками определены также моменты инерции для навесных агрегатов по известным соотношениям механики [4] на базе разработанных 3D моделей. В табл. 1 приведены результаты расчетов по определению моментов инерции ротора, редуктора с навесными агрегатами, подшипников роторных и редуктора, приводных валиков (рессор), а также безредукторной ВСУ с высокоскоростным генератором по отношению к приведенному моменту инерции базового варианта ГТД.

Из табл. 1 следует, что вклад редуктора с навесными агрегатами в приведенный момент инерции базового ГТД составляет 10,8%. Приведенный момент инерции безредукторной ВСУ с высокоскоростным генератором составляет 90,32% по сравнению с приведенным моментом инерции базового ВСУ, принятым за 100%.

Таблица 1

Составляющие приведенного момента инерции ротора базового ГТД

Наименование составляющих	Относительный вклад, %
Ротор турбокомпрессора с редуктором базового варианта	100
Турбокомпрессор (без редуктора с агрегатами)	89,18
Редуктор с агрегатами	10,80
Агрегаты	2,41
Подшипники (редуктора)	0,004
Рессоры	0,01
Подшипники (роторные)	0,03
Высокоскоростной генератор	1,11
Безредукторная ВСУ	90,32

Методика сравнения пусковых характеристик

Сравнение параметров запуска редукторного и безредукторного ГТД осуществлялось с помощью нелинейной динамической математической модели запуска [6, 7] имитацией процесса в различных условиях по давлению и температуры окружающей среды. Характерной особенностью данной математической модели является учет теплового состояния маслосистемы двигателя, мощности, затрачиваемой на привод агрегатов и подшипников, учет теплового состояния испарительных трубок камеры сгорания и учет парциальности работы турбины при работе на начальных участках запуска на пусковом коллекторе и целого ряда других факторов [8, 9].

При переходе от штатной компоновки ГТД к его безредукторному варианту в нелинейную динамическую модель запуска были внесены следующие изменения:

- уменьшен приведенный момент инерции двигателя на величину момента инерции редуктора и приводимых через редуктор агрегатов;
- увеличен приведенный момент инерции ротора турбокомпрессора в связи с установленным на нем высокоскоростным генератором;
- из баланса энергии, затрачиваемой на вращение ротора, исключена мощность потребная на привод агрегатов, замененных на электроприводные, и подшипников редуктора;
- уменьшена мощность, поступающая от аккумуляторов на стартер ротора, на величину энергии, необходимой на привод электроприводных агрегатов: топливного дозатора и маслососа с центробежным суфлером;
- уменьшено общее количество масла на величину потребную для поддержания функционирования редуктора (соответственно уменьшена мощность маслососа);
- величина и алгоритм фактической подачи топлива в процессе запуска при переходе от редукторной схемы к безредукторной сохранены.

При этом характеристики узлов турбокомпрессора безредукторного варианта оставались неизменными.

Уравнение движение ротора при запуске и приемистости

Уравнение движения ротора ГТД:

$$\frac{dn}{dt} = \frac{N_m + K_k N_{ny} - N_k - N_{подш} - N_{агр}}{J n K_i}, \quad (4)$$

где n – частота вращения, %; t – время, с; J – момент инерции, кг·м²; N_k , $N_{подш}$, $N_{агр}$ – мощности, затрачиваемые соответственно на вращение компрессора, подшипников, агрегатов, кВт; N_m , N_{ny} – мощность, отдаваемая соответственно турбиной, пусковым устройством, кВт; K_i – коэффициент коррекции момента инерции ротора; $K_i = 1,0$ – для базового ВСУ; $K_i = 0,9032$ – для безредукторной ВСУ.

Уравнение теплового баланса маслосистемы:

$$\frac{dT_m}{dt} = \frac{1}{C_p M K_j} (N_{агр} (1 - \eta_{мех}) + Q_{вн} + Q_v + m Q_{подш} + \Delta Q - Q_{мо}), \quad (5)$$

где T_m – температура масла, °С; M – масса масла, кг; C_p – теплоемкость масла, Дж/(кг·град); $N_{агр} (1 - \eta_{мех})$ – тепло, выделившееся в приводах агрегатов, кВт; $Q_{вн}$ – тепло, подведенное от окружающей металлоконструкции, кВт; Q_v – тепло, подведенное с воздушным потоком наддува, кВт; $Q_{подш}$ – тепло, выделившееся в подшипниках, кВт; $Q_{мо}$ – тепло, отведенное в маслосредоносном радиаторе, кВт; m – количество подшипников; ΔQ – подогрев масла в шестеренчатом маслососе, °С; K_j – коэффициент коррекции емкости маслобака; $K_j = 1,0$ – для базового ВСУ; $K_j = 0,5$ – для безредукторного ВСУ.

Результаты моделирования запусков

Результаты моделирования процессов запуска «холодного» двигателя на базовой и безредукторной модели ВСУ в различных внешних условиях приведены на рис. 5–7.

Параметры имитационных запусков в «холодном» и «горячем» состоянии, выполненные при одинаковой топливоподаче и исходной настройке САУ, сведены в табл. 2, где отражены параметры двигателя, характеризующие его тепловое состояние перед запуском в виде температуры перед запуском по штатному указателю температуры газа за турбиной T_T^* и температуры масла T_m по датчику, установленному в маслобаке. Из представленных материалов

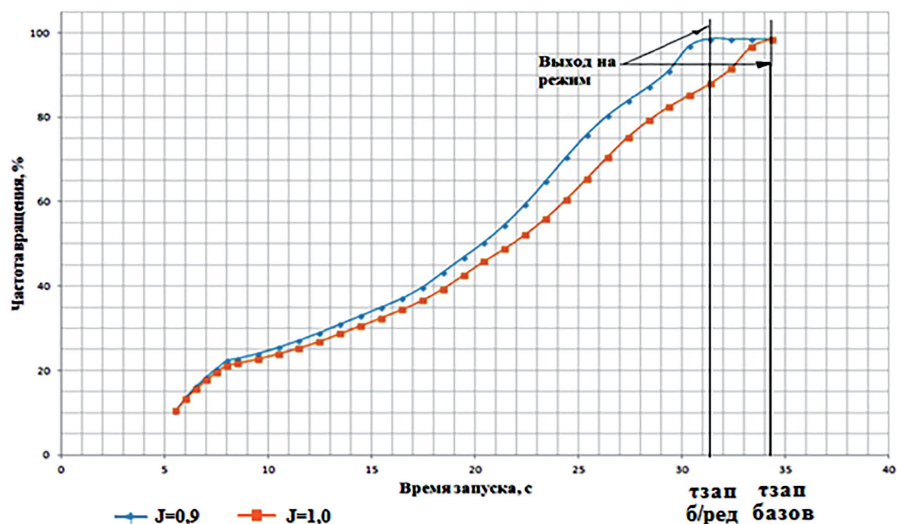


Рис. 5. Изменение частоты вращения ротора двигателя при «холодном» запуске для редукторной и безредукторной компоновки при температуре окружающего воздуха +15°C и давлении окружающего воздуха 101,3 кПа

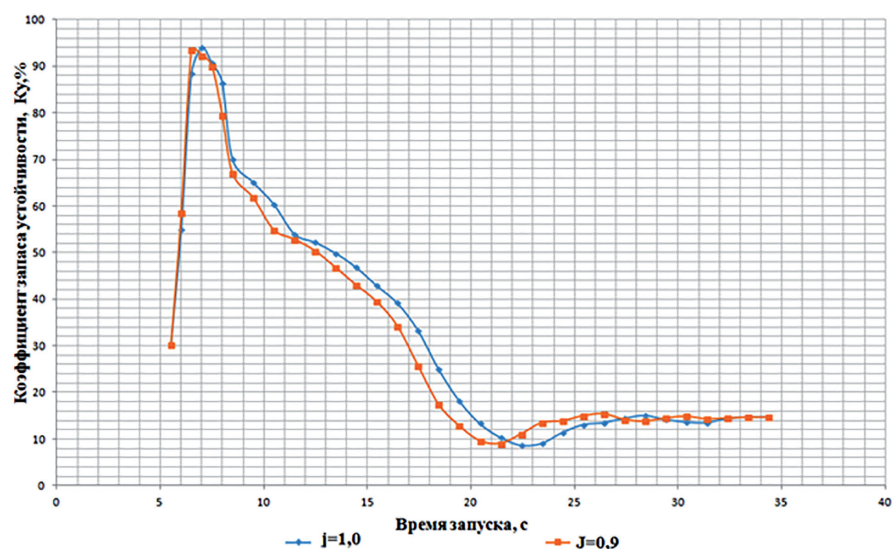


Рис. 6. Изменение коэффициента запаса устойчивости при «холодном» запуске для редукторной и безредукторной компоновки при температуре окружающего воздуха +15°C и давлении окружающего воздуха 101,3 кПа

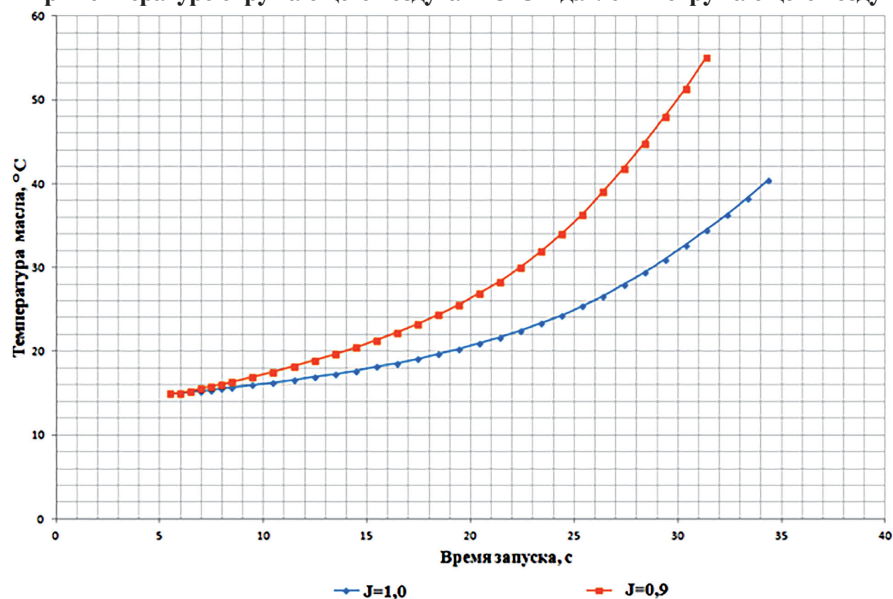


Рис. 7. Изменение температуры масла в маслосистеме при «холодном» запуске для редукторной и безредукторной компоновки при температуре окружающего воздуха +15°C и давлении окружающего воздуха 101,3 кПа

Таблица 2

Параметры имитационных запусков в «холодном» и «горячем» состоянии, выполненные при одинаковой топливоподаче и исходной настройке САУ

Компоновка	Внешние условия окружающего воздуха		Тепловое состояние перед запуском		Время Запуска		Максимальный заброс температуры газов		Мин. запас устойчивости
	Температура, °С	Давление, $P_{\text{н}}$, кПа	По указателю $T_{\text{т}}^*$, °С	Температура масла, °С	$\tau_{\text{зап}}$, с	$t_{\text{т}}^*$, °С	$t_{\text{т}}^*$, °С	$\Delta K_{\text{у}}$	
Базовая ВСУ	15	101,3	15	15	34,4	753,4	640,0	8,55	
	15	101,3	220	90	28,4	736,3	626,8	7,87	
	-40	101,3	-40	-40	29,0	732,6	592,3	1,23	
	-40	101,3	+160	+60	20,4	689,2	524	5,42	
Безредукторная ВСУ	15	101,3	15	15	П*	34,4	708,7	598,4	9,3
					Ф	31,4	729,4	614,6	8,96
	15	101,3	220	90	П	28,4	678,2	569,0	8,32
					Ф	26,4	715,2	605,0	8,15
	-40	101,3	-40	-40	П	29,0	650,7	508,3	2,61
					Ф	24,4	682,6	533,2	2,09
	-40	101,3	160	70	П	20,4	660,3	506,7	6,37
					Ф	20,1	662,0	508,3	6,3

Примечание: П – приведенные (к времени запуска) параметры; Ф – фактические (расчетные) параметры.

следует, что время запуска безредукторной ВСУ по сравнению с базовой ВСУ сокращается, уменьшаются забросы температуры газа перед турбиной и за турбиной (максимальные значения при запуске), увеличиваются минимальные (в процессе запуска) запасы газодинамической устойчивости, увеличивается скорость прогрева масла, поступающего в двигатель. Улучшение пусковых характеристик безредукторной ВСУ по сравнению с базовой ВСУ объясняется как снижением момента инерции ротора, так и уменьшением мощности сопротивлению вращения ротора за счет исключения мощности, затрачиваемой на привод редуктора с навесными агрегатами, а также увеличением скорости прогрева масла, поступающего в двигатель.

Для детального уточнения преимуществ в пусковых характеристиках безредукторной ВСУ перед базовой ВСУ необходимо параметры сравниваемых запусков привести в соответствие с известными зависимостями для параметров запуска в стендовых условиях к одному времени запуска.

Установлено, что время запуска безредукторной ВСУ в исходном «холодном» состоянии сокращается на 3 с, а максимальная величина температуры газа снижается на 24°С, если, однако, при этом время запуска компоновок с помощью топливно-регулирующей аппаратуры настроить на одинаковую величину, то снижение максимальной температуры газа перед турбиной для безредукторной компоновки по сравнению с базовой, определенное с применением линейной модели аналогичной зависимости [9]:

$$t_{\text{Гпр}}^* = A \Delta \tau_{\text{зап}} + t_{\text{Гисх}}^* \quad (6)$$

где A – коэффициент; $t_{\text{Гисх}}^*$ – уровень максимальной температуры газа за процесс запуска до приведения времени запуска.

Величина уменьшения максимального уровня температуры газа перед турбиной при «холодном» запуске безредукторной ВСУ по сравнению с базовой ВСУ после приведения к одному времени запуска составит $t_{\text{Гисх}}^* = 44,7^\circ\text{C}$ (5,94% от исходного уровня $t_{\text{Гисх}}^*$). Аналогич-

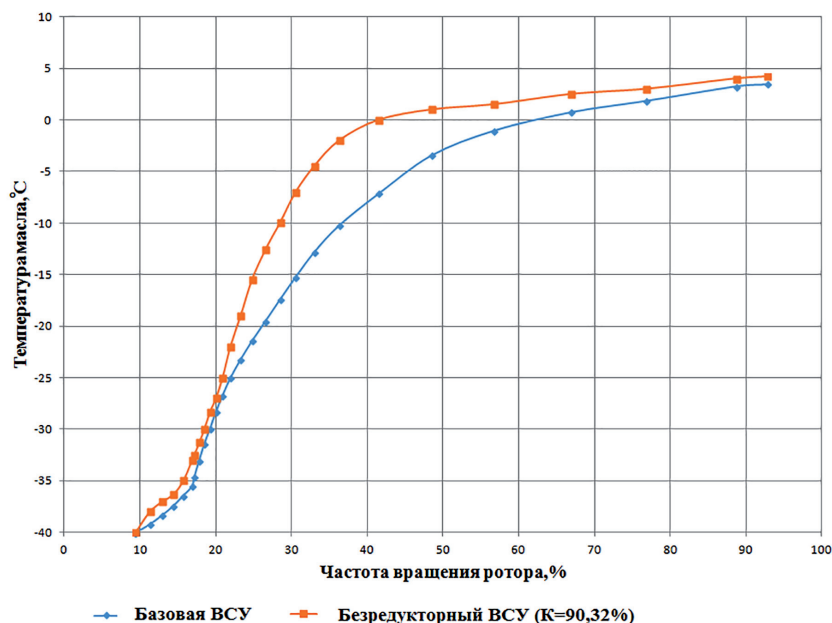


Рис. 8. Изменение температуры масла в процессе запусков базовой и безредукторной ВСУ при температуре окружающего воздуха - 40°C

но, приведенная к одному времени запуска, величина максимальной температуры газа за турбиной для безредукторного варианта, уменьшится на 58,1°C по сравнению с базовой ВСУ, а минимальный запас устойчивости компрессора при запуске безредукторной ВСУ на 0,75% превысит соответствующий запас устойчивости базовой ВСУ. Величина уменьшения максимального уровня температуры газа перед турбиной при «горячем» запуске безредукторной ВСУ по сравнению с базовой ВСУ после приведения к одному времени запуска составит $t_{Гисх}^* = 58,1^\circ\text{C}$ (7,8% от исходного уровня $t_{Гисх}^*$). В нижней половине табл. 2 приведены фактические параметры, обозначенные индексом «П», и параметры, полученные при имитационном расчете с исходной настройкой САУ, которые обозначены индексом «Ф».

Скорость прогрева масла при запуске в условиях, когда $t_{н} = +15^\circ\text{C}$ по времени запуска для безредукторной ВСУ по сравнению с базовой ВСУ на начальном участке запуска (с 5 по 10 с) возрастает в 2 раза, что связано с уменьшением объема прокачиваемого масла на ВСУ, работающей без редуктора.

Для полноценного сравнения базовой ВСУ и ВСУ безредукторной схемы смоделированы запуски в самых напряженных условиях работы. Это запуски в наземных условиях при давлении $P_{н} = 101,3$ кПа и низких отрицательных температурах окружающего воздуха $t_{н} = -40^\circ\text{C}$.

Исследование показало, что в условиях низких отрицательных температур безредукторная схема ВСУ при «холодном» запуске имеет существенные преимущества перед базовой ВСУ в виде снижения максимального заброса температуры газа перед турбиной $t_{Гисх}^* = 81,9^\circ\text{C}$ или 11,2% (от исходного уровня $t_{Гисх}^*$ при запуске базовой компоновки) – на «холодном» запуске и $t_{Гисх}^* = 28,9^\circ\text{C}$ или 4,1% – на «горячем» запуске, в виде увеличения запаса устойчивой работы компрессора на 1,38% на «холодном» запуске и на 0,95% на «горячем» запуске, в виде снижения максимального заброса температуры газа за турбиной $t_{Гпр}^* = 84^\circ\text{C}$ или 14,2% на «холодном» запуске и $t_{Гпр}^* = 17,3^\circ\text{C}$ или 3,3% – на «горячем» запуске.

При этом величина ускорения ротора в начальный период запуска для безредукторной ВСУ выше на 10...30%. Так сравнение скорости прогрева масла в процессе запусков базовой и безредукторной ВСУ при температуре окружающего воздуха -40°C приведено на рис. 8, из которого следует, что скорость прогрева масла для двигателя опытной компоновки значительно превышает скорость прогрева ВСУ базовой компоновки, особенно на начальных участках запуска.

Выводы

Результаты сравнения базовой ВСУ и ВСУ безредукторной схемы путем моделирования запусков в различных условиях при давлении

$P_n = 101,3$ кПа и низких отрицательных температурах $t_n = -40^\circ\text{C}$ и в нормальных условиях, когда $P_n = 101,3$ кПа и $t_n = +15^\circ\text{C}$ показали:

1. Снижение максимальных забросов температуры газа перед турбиной на 5,9...7,8 % при запуске в условиях $t_n = +15^\circ\text{C}$ и на 4,1–11,2% в условиях, когда $t_n = -40^\circ\text{C}$ при одинаковом времени запуска компоновок.

2. Увеличение минимального запаса устойчивой работы компрессора на $\Delta K_y = 0,75...1,38\%$ в условиях $t_n = +15^\circ\text{C}$ при одинаковом времени запуска компоновок.

3. Сокращение времени запуска на 3 с при одинаковой топливоподаче.

4. Увеличение скорости прогрева масла в два раза в условиях окружающей температуры $t_n = +5^\circ\text{C}$.

5. Увеличенное в условиях низких отрицательных температур при $t_n = -40^\circ\text{C}$ ускорение ротора в начальный момент запуска на 10...30%.

Таким образом, безредукторная ВСУ по сравнению с базовой ВСУ имеет улучшенные пусковые характеристики в условиях наземного запуска ($P_n = 101,3$ кПа) за счет уменьшения момента инерции на 9,68 % и уменьшения объема прокачиваемого масла в маслосистеме.

Литература

1. Гуревич О.С., Белкин Ю.С., Гулиенко А.И. Газотурбинный двигатель для «электрического» самолета: направление электрификации газотурбинного двигателей // Труды ЦИАМ № 1346. 2010. С. 21–29.
2. Кривошеев И.А., Чечулин А.Ю., Шабельник Ю.А. О создании принципиально новых силовых и вспомогательных установок для «полностью электрического самолета» // Научные труды «Инноватика и экспертиза». 2013. Вып. 1(10). С. 64–67.
3. Чечулин А.Ю. Конкурсное резюме безредукторной ВСУ-120. Конкурс союза Авиапроизводителей России «Авиастроитель года по итогам 2013 года» в номинации: «За успехи в создании систем и агрегатов для авиастроения». М., 2014.
4. Поляков А.М. и др. Авиационные вспомогательные силовые установки. М.: Машиностроение, 1992. 672 с.
5. Чурюмов В. Ю. Механика. Ухта: УГТУ, 2013. 155 с.
6. Бейзельман Р.Д., Цыпкин Б.В., Перель Л.Я. Подшипники качения. Справочник. М. Машиностроение, 1975. 572 с.
7. Кривошеев И.А., Чечулин А.Ю. Методика учета мощности, затрачиваемой на вращение ротора, в нелинейной динамической модели запуска авиационного ГТД // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2017. № 2. С. 190–202.
8. Чечулин А.Ю. Опыт доводки пусковых характеристик камеры сгорания ВСУ // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2015. Т. 14. № 2. С. 202–210.
9. Чечулин А. Ю. Совершенствование методики контроля пусковых характеристик серийных вспомогательных ГТД с применением статистического анализа // Вестник УГАТУ. 2015. Т. 19. № 1. С. 22–28.

References

1. Gurevich O.S., Belkin Yu.S., Gulienko A.I. Gas turbine engine for “electric” aircraft: direction of electrification of gas turbine engines. *Trudy TsIAM* 2010. No 1346, pp. 21–29 (in Russ.).
2. Krivosheev I.A., Chechulin A.Yu., Shabel'nik Yu.A. Creation of radically new power and auxiliary installations for a “fully electric aircraft”. *Nauchnye trudy «Innovatika i ekspertiza»*. 2013. Vyp. 1(10), pp. 64–67 (in Russ.).
3. Chechulin A.Yu. *Konkursnoe rezюме bezreduktornoy VSU-120. Konkurs soyuza Aviaproizvoditeley Rossii «Aviastroitel' goda po itogam 2013 goda» v nominatsii: “За uspekhi v sozdanii sistem i agregatov dlya aviastroeniya”* [Competitive summary of direct-drive VSU-120. Competition of the Union of Aviation Manufacturers of Russia “Air manufacturer of the Year for 2013” in the nomination: “For success in the creation of systems and units for aircraft construction”]. Moscow, 2014.
4. Polyakov A.M. i dr. *Aviatsionnye vspomogatel'nye silovye ustanovki* [Aircraft auxiliary power units]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1992. 672 p.
5. Churyumov V. Yu. *Mekhanika* [Mechanics]. Ukhta: UGTU Publ., 2013. 155 p.
6. Beyzel'man R.D., Tsyppkin B.V., Perel' L.Ya. *Podshipniki kacheniya. Spravochnik* [Rolling bearings. Manual]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1975. 572 p.
7. Krivosheev I.A., Chechulin A.Yu. The technique of accounting for the power expended for rotor rotation in the nonlinear dynamic model of the launch of an aviation gas turbine engine. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika*. 2017. No 2, pp. 190–202 (in Russ.).
8. Chechulin A.Yu. Experience in fine-tuning the starting characteristics of the combustion chamber of auxiliary power unit. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*. 2015. Vol. 14. No 2, pp. 202–210 (in Russ.).
9. Chechulin A. Yu. Improvement of the technique for controlling the starting characteristics of serial auxiliary gas turbine engines with the use of statistical analysis. *Vestnik UGATU*. 2015. Vol. 19. No 1, pp. 22–28 (in Russ.).

EFFICIENCY OF APPLICATION OF DIRECT-DRIVE CIRCUIT FOR IMPROVEMENT OF STARTING CHARACTERISTICS OF GAS TURBINE ENGINE

Ph.D. **A.Yu. Chechulin**, Dr.Eng. **I.A. Krivoshev**,
Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russia,
ntt2008@yandex.ru; krivoshev777@mail.ru

The effectiveness of measures to improve the starting characteristics of gas turbine engines (GTE) is considered. To improve the reliability of the GTE launch, it is proposed to use the so-called gearless GTE scheme, created for a "more electric aircraft", which uses an integrated high-speed starter generator and electric drive units for fuel, oil and other life support of gas turbine engines. With the help of a nonlinear dynamic mathematical startup model, the effect of the magnitude of the given moment of inertia of the rotor on the starting characteristics of the gas turbine engine is evaluated. Change it in the direction of reduction was carried out by replacing the gearbox with attachments to one unit a high-speed starter-generator, installed coaxially with the rotor. Determination of the value of the given moment of inertia of the rotor, aggregates, bearings was carried out using the developed 3-DCAD-models. In the mathematical model of start-up, the thermal state of the oil system, the mechanical power losses for rotating aggregates, bearings, gears are taken into account. The quantitative dependence of the starting characteristics on the moment of inertia of the GTE rotor and other factors is established. For comparison of the basic APU and APU of the direct-drive circuit simulation of the start in the most stressful operating conditions $P_H = 101,3$ kPa at low negative temperatures $t_H = -40$ °C and under normal conditions $P_H = 101,3$ kPa and $t_H = +15$ °C, for "cold" and "hot" state of the engine before starting was made. The tendencies of the moment of inertia of the rotors of the executed and newly created GTE are analyzed. It is shown that the gearless APU in comparison with the basic APU due to the reduction of the moment of inertia by 9,68 % and the reduction of the oil pumped volume in the oil system has a significant improvement in the launch characteristics under ground launch conditions ($P_H = 101,3$ kPa).

Keywords: *direct-drive gas turbine engine, reduced moment of inertia of the rotor, dynamic and 3D CAD-models, simulation of engine start.*