

УДК 621.452.33
Код ГРНТИ 55.42.47

doi 10.54708/19926502_2025_29110762

Термогазодинамическое моделирование «горячего» зависания ВГТД ТА-14

Н.С. Мишина*, А.Е. Кишалов, Д.А. Ахмедзянов

ФГБОУ ВО «Уфимский университет науки и технологий» (УУНиТ), г. Уфа, Россия

Аннотация. В данной статье представлено сравнение результатов термогазодинамического моделирования и экспериментальных данных процесса высотного запуска ВГТД ТА-14 с «горячим» зависанием. Описаны этапы моделирования и рассчитана средняя погрешность в контрольных точках.

Ключевые слова: вспомогательный газотурбинный двигатель, «горячее» зависание, система автоматического управления, запуск, система имитационного моделирования.

*www.mishinanatasha13@gmail.com

Введение

Имитационное моделирование – метод исследования, основанный на том, что изучаемый объект или процесс заменяют моделью. Его часто используют для моделирования работы авиационных двигателей и их систем автоматики. Важным требованием этого метода является максимальное приближение результатов моделирования к экспериментальным данным.

Двигатель ТА-14 – авиационный вспомогательный газотурбинный двигатель (ВГТД) с эквивалентной мощностью 106 кВт, разработанный в 1997 году на ОАО НПП «Аэросила» для самолетов Ту-134, Ил-114, Як-130, Ан-140 и семейства вертолетов Ка (Ка-31, Ка-52, Ка-62). Обеспечивает воздушный запуск маршевого двигателя самолета, электропитание переменным током 200/115 В, мощностью до 20 кВА, а также подачу воздуха в систему кондиционирования кабины и салона [1].

С увеличением высоты полета и падением атмосферного давления существенно изменяются динамические характеристики двигателя, что приводит к необходимости корректировки его разгонной характеристики [2]. На маршевых авиационных двигателях эта проблема решается вводом в контур управления двигателем корректировок по $p_{вх}^*$ и $t_{вх}^*$ на входе в двигатель. Но на двигателе ТА-14 нет возможности получения и измерения этих параметров ввиду их отсутствия в потоке передаваемых данных от бортовых систем или отсутствия датчиков давления и температуры воздуха. Поэтому для осуществления запуска в САУ реализуются упрощенные законы управления без коррекции по параметрам на входе в двигатель. Поддержание САУ некорректируемых заданных значений ускорения ротора турбокомпрессора с увеличением высоты полета и снижением динамических характеристик двигателя приводит к возникновению «горячего» зависания частоты вращения в переходном процессе запуска (Рис. 1) [2].

«Зависание» заключается в том, что при перемещении рычага управления двигателем (РУД) при запуске двигателя частота вращения турбины ВГТД, достигнув определенной величины, остается неизменной (или несколько падает). «Горячее» зависание характеризуется задержкой изменения частоты вращения с ростом температуры газа [3]. Причина этого – излишняя подача топлива в камеру сгорания, что ведет к образованию богатой топливно-воздушной смеси и к значительному уменьшению полноты сгорания топлива.

Процесс высотного запуска ВГТД можно условно поделить на этапы (Рис. 1): раскрутка ротора от внешнего источника энергии, розжиг камеры сгорания (1) и раскрутка ротора (2, 3). В данном эксперименте не применялись методы предотвращения «горячего» зависания, поэтому получена полка «горячего» зависания (3). Из-за падения коэффициента полноты сгорания топлива турбина не может выработать необходимую мощность, и возникает автоматическая остановка двигателя (4).

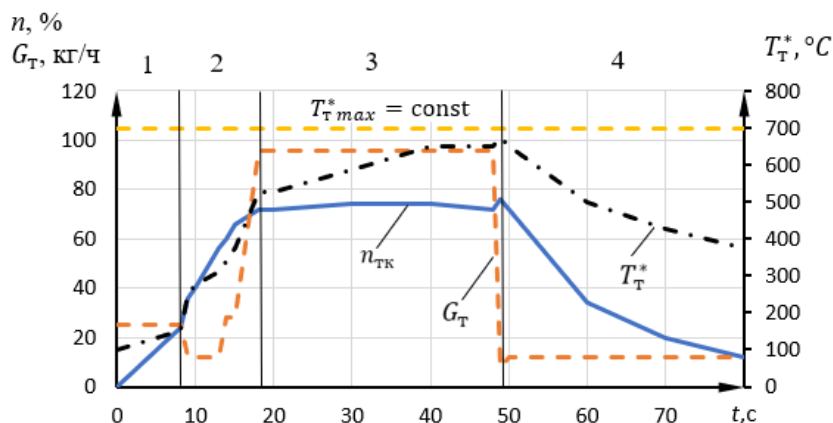


Рисунок 1. Запуск ТА-14 на высоте 8000 м без парирования «горячего» зависания:
1 – розжиг; 2, 3 – раскрутка ротора; 3 – «горячее» зависание; 4 – автоматическая остановка
ВГТД по предельному времени запуска.

Запуск с «горячим» зависанием – это сложный и опасный переходный процесс, приводящий к преждевременной остановке двигателя. Для того, чтобы предотвратить возникновение «горячего» зависания, необходимо знать, как изменяются параметры двигателя при данном явлении. Поэтому данная статья посвящена термогазодинамическому моделированию процесса высотного запуска ВГТД с «горячим» зависанием в системе имитационного моделирования (СИМ) DVIG_OTLADKA [4, 5], разработанная на базе DVIGwp [6].

Термогазодинамическое моделирование переходного процесса запуска ТА-14 на высоте

Двигатель ТА-14 – одновальный с отборами воздуха за компрессором и мощности от вала турбины. Топологическая схема ВГТД в СИМ представлена на Рис. 2.

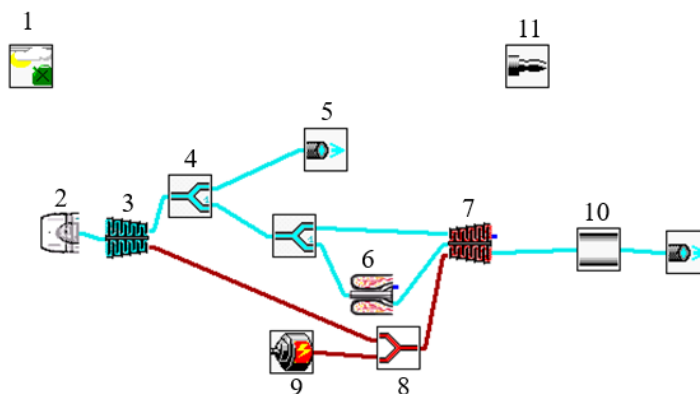


Рисунок 2. Топологическая схема двигателя ТА-14, где 1 – Начальные условия, 2 – Входное устройство, 3 – Компрессор, 4 – Отбор газа, 5 – Выход газа, 6 – Камера сгорания, 7 – Турбина газовая, 8 – Суммирование мощности, 9 – Источник-потребитель мощности, 10 – Канал, 11 – Общие результаты.

Моделируемый в данном исследовании переходный процесс – приемистость (с 10-й секунды на Рис. 1). Этап запуска двигателя от частоты вращения ротора 0 об/мин и его раскрутка от внешних источников энергии не рассматривался. Модель идентифицирована по данным из открытых источников [1, 7, 8] по трем точкам: на земле – $n = 100\%$, $N_{ген} = 16$ кВт (максимальный режим), после дросселирования I от максимальной частоты вращения ротора до 74 % (соответствует параметрам 30-й секунды (3) на Рис. 1) и после дросселирования II до 40 % (соответствует параметрам 10-й секунды на рис. 1). Параметры в этих точках представлены в Табл. 1.

Таблица 1. Параметры в контрольных точках.

Режим	$n, \%$	$\bar{G}_T$	$\bar{T}_T^*$
На земле ($H=0, M=0$)	100	0,750	1,000
Дросселирование I	74	1,000	0,975
Дросселирование II	40	0,125	0,621

Этапы моделируемого процесса получаются следующими:

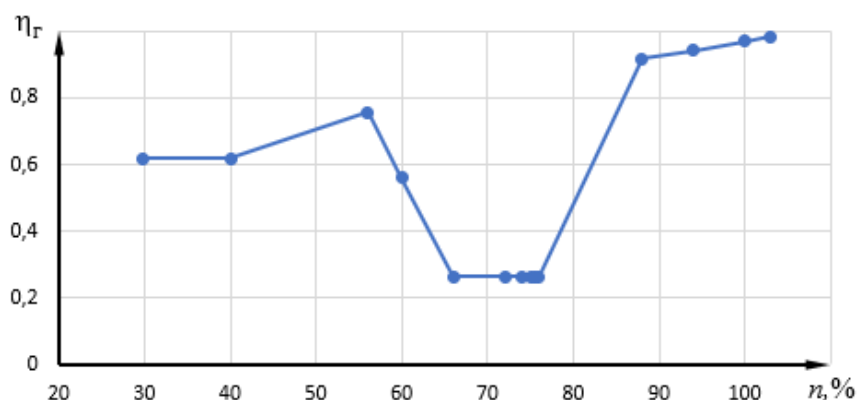
- 1) Создание расчетной модели на земле на максимальном режиме без характеристик основных узлов («завязка» на режиме 0);
- 2) Подключение к полученной модели характеристик узлов (завязка на режиме 1000);
- 3) Расчет с изменением высоты полета от 0 до 8000 м (завязка на режиме 1001) (Табл. 2);

Таблица 2. Закон расчета с изменением высоты.

Варьируются	Поддерживаются
π_K^*	A_T
G_B	$P_c^* = x + 4,29$, где $x = P_H$
η_T	$\eta_T = f(x)$

- 4) Дросселирование от максимальной частоты вращения турбокомпрессора до 74 % на 8000 м (дросселирование 1) (Табл. 3);

Для расчета дросселирования в модели были подобраны значения коэффициента полноты сгорания топлива от частоты вращения в контрольных точках (Рис. 3).

**Рисунок 3.** Зависимость изменения коэффициента полноты сгорания топлива от частоты вращения ротора.

На Рис. 3 значения в характерных точках установлены при помощи идентификации модели. На частотах вращения ротора, где возникает явление «горячего» зависания, появляется характерная полка с низким значением коэффициента полноты сгорания топлива.

Таблица 3. Закон расчета дросселирования I.

Варьируются	Поддерживаются	Табулируются
T_T^*	A_T	n Начальное значение: 103 % Конечное значение: 74 % Шаг: 0,2 %
π_K^*	$P_c^* = 39,939$ кПа	
G_B	n	
η_T	$\eta_T = f(n)$, Рис. 3	

5) Дросселирование от максимальной частоты вращения турбокомпрессора до 40 % на 8000 м (дросселирование II) (Табл. 4);

Таблица 4. Закон расчета дросселирования II

Варьируются	Поддерживаются	Табулируются
T_{Γ}^*	A_{Γ}	n Начальное значение: 74 % Конечное значение: 40 % Шаг: 0,2 %
π_{κ}^*	$P_c^* = 39,931 \text{ кПа}$	
$G_{\text{в}}$	n	
η_{Γ}	$\eta_{\Gamma} = f(n)$, Рис. 3	
$G_{\text{отб}}$	$G_{\text{отб}} = f(n)$, Рис. 4	
$N_{\text{ген}}$	$N_{\text{ген}} = f(n)$, Рис. 4	

6) Расчет переходного процесса с 10 по 60 секунду (Рис. 1).

Одной из важных характеристик, влияющих на изменение параметров двигателя в переходном процессе, является момент инерции ротора [9], который был вычислен в результате твердотельного моделирования ротора турбокомпрессора в САД-системе NX [10].

Для учета «горячего» зависания в модели были подобраны значения коэффициента полноты сгорания топлива от параметра форсирования K_v камеры сгорания в контрольных точках.

Параметр форсирования определяется отношением времени химической реакции ко времени пребывания топлива в жаровой трубе и находится по формуле [5]:

$$K_v = \frac{G_{\text{в}}}{p_{\kappa}^{*1,25} T_{\kappa}^* V_{\text{ж}}}.$$

Также при моделировании учтено изменение величины отборов от частоты вращения ротора турбокомпрессора (на Рис. 4).

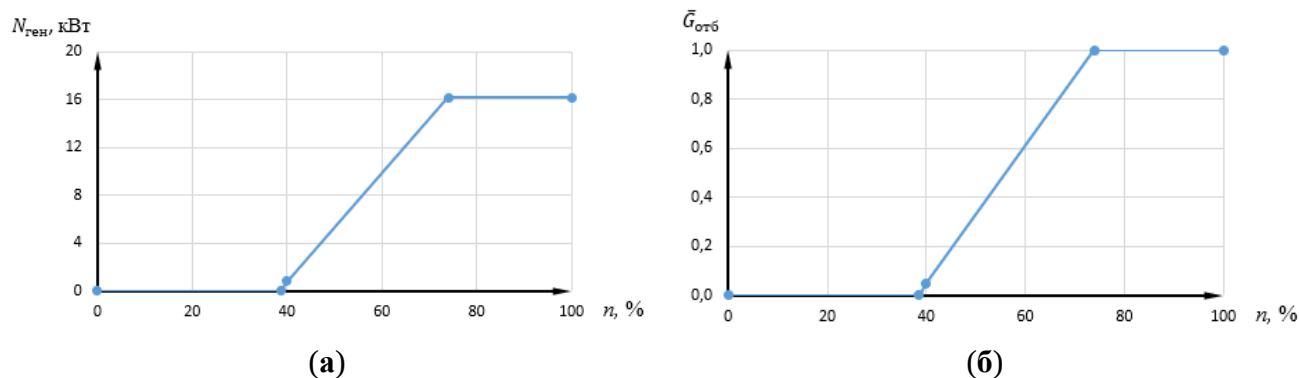


Рисунок 4. Зависимости отборов от частоты вращения ротора:
(а) – отбор мощности; (б) – относительный расход отбора воздуха.

На Рис. 4 видно, что величины отборов при частотах вращения меньше 40 % равны нулю, и при ее повышении величины растут прямолинейно, пока не доходят до максимальных значений. Нулевые отборы на малых частотах вращения обоснованы тем, что при запуске ВСУ не может генерировать достаточно энергии и ее сначала нужно вывести на режим малого газа. И только после этого начинается раскрутка маршевого двигателя, то есть растет отбор мощности. Аналогичная ситуация и с отбором воздуха, так как при малых частотах вращения давление воздуха за компрессором мало и его не хватает для преодоления гидравлического сопротивления системы кондиционирования.

Для расчета переходного процесса (управляющее воздействие) использовался график $n = f(t)$ (Рис. 5), соответствующий переходному процессу на Рис. 1.

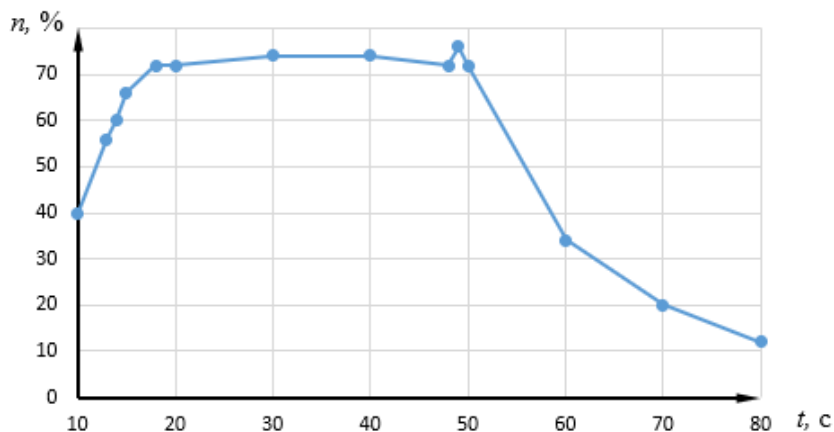


Рисунок 5. График изменения частоты вращения турбокомпрессора от времени переходного процесса.

В Табл. 5 представлен закон расчета, необходимый для моделирования переходного процесса.

Таблица 5. Закон расчета переходного процесса.

Варьируются	Поддерживаются	Табулируются
T_{Γ}^*	A_{Γ}	t Начальное значение: 10 с Конечное значение: 48 с Шаг: 0,05 с
π_{κ}^*	$P_c^* = 39,927$ кПа	
$G_{\text{в}}$	$n = f(t)$, Рис. 5	
$G_{\text{отб}}$	$G_{\text{отб}} = f(n)$, Рис. 4	
$N_{\text{ген}}$	$N_{\text{ген}} = f(n)$, Рис. 4	

На рисунке 6 представлен результат расчета переходного процесса. Графики, полученные в ходе моделирования, выделены сплошными линиями.

На полученном графике расхода топлива (Рис. 6) на 42,9 и 46,2 секундах моделируемого процесса находятся пики, вызванные резким ростом параметра форсирования.

Средние погрешности моделирования по сравнению с экспериментальными данными представлены в Табл. 6.

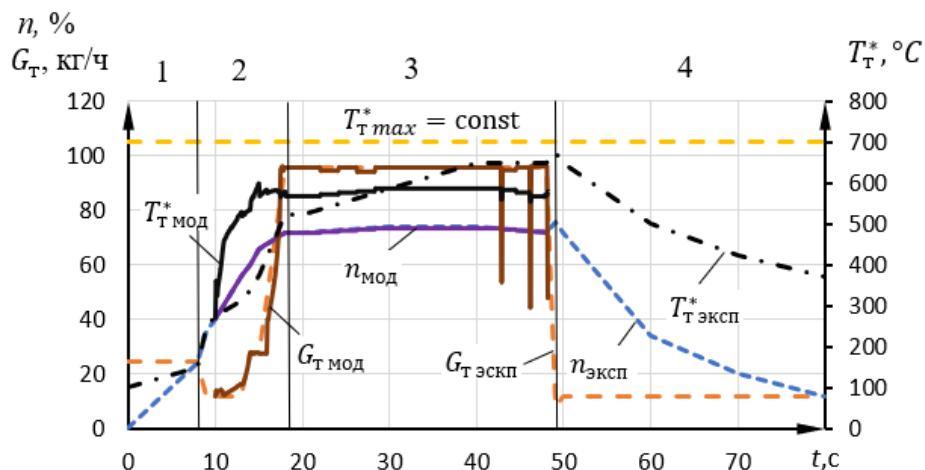


Рисунок 6. Сравнение результатов моделирования (индекс «мод») и экспериментальных (индекс «эксп») данных.

Таблица 6. Погрешность основных параметров ВГТД при моделировании по сравнению с экспериментом.

Режим	$\delta_n, \%$	$\delta_{G_T}, \%$	$\delta_{T_T^*}, \%$
Раскрутка ротора (2)	0,00	7,80	22,37
«Горячее» зависание (3)	0,00	0,13	5,21
Средняя погрешность модели по параметру	0,00	3,96	13,79

Как видно из анализа полученных результатов (Рис. 6 и Табл. 6), наибольшее расхождение результатов моделирования и экспериментальных данных – по температуре газов за турбиной. На Рис. 6 в зоне (2) моделируемые значения температуры газов за турбиной не совпадают с экспериментальными значениями из-за отсутствия в модели инерционности термопар и точных характеристик узлов двигателя. А в зоне (3) отклонения значений вызваны тем, что в модели не учитывался прогрев элементов конструкции, изменение радиальных зазоров и КПД узлов.

Заключение

В работе была составлена модель ТА-14 в СИМ DVIG_OTLADKA, произведена ее идентификация на установившихся режимах в контрольных точках. Произведено моделирование переходного процесса запуска двигателя «с горячим зависанием». Результаты моделирования сравнены с экспериментальными данными. За счет подбора характеристики $\eta = f(K_v)$ результаты моделирования качественно и количественно соответствуют процессу, происходящему в двигателе. Среднее расхождение результатов моделирования и экспериментальных данных по основным параметрам составляет около 6 %. Наибольшее расхождение результатов моделирования и экспериментальных данных в переходном процессе получено по температуре за турбиной, которое, возможно, связано с инерционностью термопары, погрешностью ее установки и прогревом элементов конструкции.

Для более точного воспроизведения переходного процесса необходимо провести глубокую модернизацию математической модели, уточнить характеристики основных узлов, ввести в модель дополнительные элементы – элементы системы автоматического управления, датчики и регуляторы, которые позволят более детально настроить инерционность системы.

Литература:

1. АО «Научно-производственное предприятие «Аэросила»: официальный сайт. – URL: <https://aerosila.ru> (дата обращения: 01.06.2023). [in Russian] Aerosila Scientific and Production Enterprise JSC: official website. – URL: <https://aerosila.ru> (date of request: 06/01/2023).
2. Иванов А.В., Афанасьева А.В., Шукалюк В.А. Управление запуском вспомогательного газотурбинного двигателя на больших высотах полета // Вестник УГАТУ. – Уфа, 2023. – № 1 (99). – С. 31-37. [in Russian] Ivanov A.V., Afanasyeva A.V., Shukalyuk V.A. Launch control of an auxiliary gas turbine engine at high altitudes // The messenger of UGATU. – Ufa, 2023. – № 1 (99). – Pp. 31-37.
3. Александров, В.Г. Авиационный технический справочник (эксплуатация, обслуживание, ремонт и надежность) / В.Г. Александров, А.В. Майоров, Н.П. Потюков / Изд. 2-е, перераб. и доп. – М.: «Транспорт», 1975. – 432 с. [in Russian] Alexandrov, V.G. Aviation Technical Handbook (operation, maintenance, repair and reliability) / V.G. Alexandrov, A.V. Mayorov, N.P. Potyukov / 2nd Ed., reprint. and add. – М.: "Transport", 1975. – 432 p.
4. Кишалов А.Е., Ахмедзянов Д.А. Моделирование ТРДДФ совместно с элементами его автоматики // Перспективы развития двигателестроения. Материалы МНТК имени Н.Д. Кузнецова. Том 1. Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева. – Самара: СНИУ, 2023. – С. 211-212. [in Russian] Kishalov A.E.,

Akhmedzyanov D.A. Modeling turbofan engines together with elements of its automation // Prospects of engine building development. Materials of the ISTC named after N.D. Kuznetsov. Volume 1. Samara National Research University named after academician S.P. Korolev. Samara: SNRU, 2023, pp. 211-212.

5. Ахмедзянов Д.А., Кишалов А.Е. Термогазодинамическое моделирование авиационных двигателей и их элементов: Лабораторный практикум по дисциплине «Математическое моделирование авиационных двигателей и энергетических установок» / Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т. – Уфа, 2012. – 90 с. [in Russian] Akhmedzyanov D.A., Kishalov A.E. Thermogasodynamic modeling of aircraft engines and their elements: A laboratory workshop on the discipline "Mathematical modeling of aircraft engines and power plants" / Ufa State Aviation Technical University, 2012. – 90 p.

6. Ахмедзянов, Д. А. Система термогазодинамического моделирования газотурбинных двигателей на переходных режимах работы DVIGwp / Д. А. Ахмедзянов, И. А. Кривошеев, Е. С. Власова: Свидетельство № 2004610868. – Москва: Роспатент, 2004. [in Russian] Akhmedzyanov D. A., Krivosheev I. A., Vlasova E. S.: Certificate No. 2004610868. Moscow: Rospatent, 2004. Akhmedzyanov D. A., DVIGwp System of thermogasodynamic modeling of gas turbine engines in transient operating modes / D. A. Akhmedzyanov, Krivosheev I. A., Vlasova E. S.: Certificate No. 2004610868. – Moscow: Rospatent, 2004.

7. Союз авиапроизводителей России: официальный сайт. – URL: <https://www.aviationunion.ru> (дата обращения: 01.06.2023). [in Russian] Union of Aircraft Manufacturers of Russia: official website. – URL: <https://www.aviationunion.ru> (date of request: 06/01/2023).

8. Карта данных сертификата типа № FATA-020151E Вспомогательный двигатель ТА14 / Изд. 1 - ПАО «Научно-производственное предприятие «Аэросила», 2018. – 8 с. [in Russian] Data card of type certificate No. FATA-020151E Auxiliary engine TA 14 / Iz. 1 - PJSC "Scientific and Production Enterprise "Aerosila", 2018. – 8 p.

9. Сосунов В. А., Литвинов Ю.А. Неуставившиеся режимы работы авиационных двигателей; М.: Машиностроение, 1975. – 126 с. [in Russian] Sosunov V. A., Litvinov Yu.A. Unsteady modes of operation of aircraft engines; Moscow: Mashinostroenie, 1975. 126 p.

10. Siemens PLM Software (NX): официальный сайт. – URL: <https://plm.sw.siemens.com/en-US/nx> (дата обращения 28.08.2024). [in Russian] Siemens PLM Software (NX): official website. – URL: <https://plm.sw.siemens.com/en-US/nx> (date of request 08/28/2024).

Об авторах:

МИШИНА Наталья Сергеевна, студент каф. АД.

КИШАЛОВ Александр Евгеньевич, доц. каф. АД УУНиТ. Дипл. инж. по авиационным двигателям и энергетическим установкам (УГАТУ, 2006). Канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам летательных аппаратов (УГАТУ, 2010). Иссл. в обл. рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неуставившихся режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов, САПР авиационных ГТД.

АХМЕДЗЯНОВ Дмитрий Альбертович, проф. каф. авиац. двигателей, декан ФАДЭТ. Дипл. инж. по авиац. двигателям и энер. установкам (УГАТУ, 1997). Д-р техн. наук по тепл., электроракетн. двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2007). Иссл. в обл. раб. процессов в авиац. ГТД и ГТУ, разработки мат. моделей, автоматизации испытаний.

Metadata:

Title: Thermogasdynamic modeling of “hot” hovering in the TA-14 APU

Author 1: Natalia Sergeevna Mishina, student at the Department of Aircraft Engines, Ufa University of Science and Technology (UUST), Russia, [www.mishinanatasha13@gmail.com](mailto:mishinanatasha13@gmail.com).

Author 2: Alexander Evgenyevich Kishalov, Associate Profesor at the Department of Aircraft Engines, Ufa University of Science and Technology (UUST), Russia.

Author 3: Dmitry Albertovich Akhmedzyanov, Professor at the Department of Aircraft Engines, Dean of the Faculty of Aircraft Engines, Power Engineering and Transport, Ufa University of Science and Technology (UUST), Russia.

Abstract: This article presents a comparison of the results of thermogasdynamic modeling and experimental data on the high-altitude start of the TA-14 auxiliary power unit (APU) with “hot” hovering. The modeling stages are described, and the average error at control points is calculated.

Keywords: auxiliary power unit (APU), “hot” hovering, automatic control system, start-up, simulation system.