

УДК 629.7.03.036.3.001.42

Н.А. ШИМАНОВСКАЯ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ИДЕНТИФИКАЦИЯ ДИНАМИКИ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ДЕТАЛЕЙ
ДЛЯ СИСТЕМ МОНИТОРИНГА ВЫРАБОТКИ РЕСУРСА ДВИГАТЕЛЕЙ
МНОГОРЕЖИМНЫХ САМОЛЕТОВ**

Предложена мониторинговая модель динамики температуры детали на основе представления ее переходной характеристики экспоненциальным рядом. Показано, что при изменении режима двигателя переходные характеристики температурного состояния (за исключением небольшого по продолжительности начального участка) могут быть получены смещением по времени соответствующих характеристик в условиях установившегося режима. Получена аналитическая зависимость, описывающая асимптотическое подобие переходных характеристик температуры детали при изменении режима работы двигателя.

Ключевые слова: температура детали, переходная характеристика, идентификация.

Введение

Современные концепции развития авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) требуют значительного, не менее чем в полтора-два раза по сравнению с показателями 80-90-х годов, увеличения прочностных ресурсов при одновременном ужесточении требований к показателям безопасности. Ставятся задачи перехода на более прогрессивные стратегии эксплуатации с предельно полным использованием ресурсных возможностей двигателей, допускающие эксплуатацию с некоторым, допустимым, уровнем повреждения основных деталей при оснащении двигателей системами непрерывного мониторинга выработки ресурса (МВР).

Специфика применения двигателей многорежимных самолетов включает: многократное чередование в ходе полета максимальных и минимальных режимов, многократное изменение высоты и скорости полета и других факторов, существенно влияющих на скорость выработки ресурсов. В отличие от профилей полета транспортных самолетов, профили полетов многорежимных самолетов отличаются большим разнообразием и зачастую не могут быть удовлетворительно обобщены. Для самолетов военной авиации это обусловлено в первую очередь большим разнообразием тактических задач, диктующих профили полета. Наименее «предсказуемы» профили полета самолетов в составе боевой или пилотажной группы. При, в целом, одинаковых условиях полета, количество циклических изменений режима двигателя существенно различно на ведущем и ведомом самолетах.

Основным способом учета особенностей экс-

плуатации двигателей многорежимных самолетов является формирование *обобщенных типовых полетных циклов* (ОТПЦ), отражающих характер эксплуатации двигателей в большинстве предполагаемых условий использования самолета. По результатам испытаний, программа которых формируется на основе принятого ОТПЦ, устанавливаются все виды ресурсов двигателя: полный (проектный), назначенный, до 1-го капитального ремонта и др.

Основной материал

Перечисленные причины вызывают необходимость разработки индивидуальных счетчиков исчерпания ресурсов двигателей многорежимных самолетов, учитывающих основные особенности их использования: большое количество переменных режимов работы, малую продолжительность стационарных режимов, «непредсказуемость» профиля полета, термическую усталость, действие инерционных сил, гироскопических моментов, изменение геометрии проточной части и другие факторы.

В этом отношении перспективны системы МВР, осуществляющие расчет температурного состояния (ТС) и напряженного состояния (НС) основных деталей по компактным, в вычислительном отношении, мониторинговым моделям.

Точность таких моделей напрямую связана с точностью расчета выработанного ресурса. Для мониторинговых моделей ТС оценки допустимой погрешности составляет ~ 3 °С для «горячей части» двигателя и $\sim 10...30$ °С для «холодной» [1].

Существующие модели ТС на установившихся режимах обладают достаточной точностью. В усло-

виях многорежимных двигателей большую значимость приобретают мониторинговые модели на переходных режимах.

В настоящее время к наиболее перспективным отнесен метод переходных характеристик, предложенный в работе [2]. В его основе – возможность представления решения задачи нестационарной теплопроводности в точке твердого тела с помощью интеграла Стилтъяеса.

В работе [3] получено удобное для мониторинга решение для температуры в критической точке:

$$t_{кр}(\tau) = t_{кр}(\tau_0) + \int_{\tau_0}^{\tau} P_{кр}(\tau, \eta) \cdot dt_{st_{кр}}(\eta), \quad (1)$$

где $t_{кр}(\tau)$, $t_{кр}(\tau_0)$ – температура в точке в момент времени τ и в начальный момент времени τ_0 ;

$P_{кр}(\tau, \eta)$ – переходная характеристика температуры при единичном ступенчатом изменении входного воздействия в момент времени η ;

$t_{st}(\eta)$ – температура в точке, соответствующая условному стационарному режиму с входным воздействием момента времени η .

Модель (1) позволяет разделить процесс идентификации динамики ТС на две части:

– получение статической характеристики системы $t_{st_{кр}}$;

– получение ее динамической, ступенчатой переходной характеристики $P_{кр}(\tau, \eta)$.

Получение статической характеристики системы рассмотрено в работе [4].

В работе [3] показана возможность представления ступенчатой переходной характеристики ТС экспоненциальным рядом и предложена методика идентификации его параметров. Тогда переходная характеристика с постоянными условиями теплоотдачи имеет вид:

$$P_{кр}(\tau) = \frac{t}{t_{st}} = 1 - \sum_{i=1}^{\infty} A_i \cdot \exp\left(-\frac{\tau - \tau_0}{v_i}\right), \quad (2)$$

где A_i , v_i – параметры экспоненциального ряда;

τ_0 – момент изменения теплоотдачи.

Но использование переходных характеристик ТС с постоянными на протяжении всего процесса условиями теплоотдачи, ведет к значительным ошибкам при расчете ТС по модели (1). При частых изменениях режимов подобная ошибка не устраняется даже при точной аппроксимации зависимостей переходных характеристик от условий теплоотдачи (2). Для получения более точных решений требуются переходные характеристики не с постоянными, а с изменяющимися в ходе процесса условиями теплоотдачи.

Закономерности переходных процессов при изменении условий теплоотдачи в ходе процесса

рассмотрим на примере тела простейшей формы – неограниченной пластины толщиной $2R$.

Для получения переходной характеристики рассмотрим задачу об изменении температуры пластины при ступенчатом изменении температуры среды T_c в момент времени $\tau = 0$. До момента $\tau = \eta$ переходный процесс протекает при постоянном (стартовом) значении коэффициента теплоотдачи α_s , а затем – при изменившемся (финишном) значении α_f .

В интервале времени $0 \leq \tau \leq \eta$ изменение температуры в точке с координатой x описывается решением одномерного уравнения теплопроводности при равномерном начальном распределении температуры [5]:

$$t(x, \tau) = t_0 + (T_c - t_0) \left[1 - \sum_{n=1}^{\infty} \frac{2 \sin \mu_{n_s}}{\mu_{n_s} - \sin \mu_{n_s} \cos \mu_{n_s}} \times \right. \\ \left. \times \cos \mu_{n_s} \frac{x}{R} \exp\left(-\mu_{n_s}^2 \frac{a\tau}{R^2}\right) \right], \quad (3)$$

где t_0 – начальная температура пластины;

μ_{n_s} – корни характеристического уравнения:

$\operatorname{ctg} \mu = \mu / \operatorname{Bi}_s$;

$\operatorname{Bi}_s = \alpha_s R / \lambda$ – число Био при стартовом значении коэффициента теплоотдачи;

λ – коэффициент теплопроводности;

a – коэффициент температуропроводности.

Для описания изменения температуры после изменения теплоотдачи, т.е. при $\eta < \tau < \infty$, можно воспользоваться решением уравнения теплопроводности при неравномерном начальном распределении:

$$t(x, \tau) = T_c - \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\mu_{n_f} \cos(x \mu_{n_f} / R)}{\mu_{n_f} + \sin \mu_{n_f} \cos \mu_{n_f}} \times \\ \times \frac{2}{R} \int_0^R t(x, \tau) \cos \mu_{n_f} \frac{x}{R} \exp\left(-\mu_{n_f}^2 \frac{a(\tau - \eta)}{R^2}\right) dx, \quad (4)$$

где μ_{n_f} – корни характеристического уравнения:

$\operatorname{ctg} \mu = \mu / \operatorname{Bi}_f$;

$\operatorname{Bi}_f = \alpha_f R / \lambda$ – число Био при финишном значении коэффициента теплоотдачи.

Входящее в (4), начальное распределение температуры $t(x, \eta)$ можно найти из выражения (3).

После подстановок получаем выражение для участка температурной переходной характеристики после изменения теплоотдачи ($\tau > \eta$):

$$\Pi(\tau) = \frac{t - t_0}{T_c - t_0} = 1 - \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\mu_{n_f} \cos(x \mu_{n_f} / R)}{\mu_{n_f} + \sin \mu_{n_f} \cos \mu_{n_f}} \times \\ \times \frac{2}{R} \int_0^R \cos(x \mu_{n_f} / R) \exp\left(-\mu_{n_f}^2 \frac{a(\tau - \eta)}{R^2}\right) \times$$

$$\times \sum_{m=1}^{\infty} \frac{2 \sin \mu_{m_s} \cos x(\mu_{m_s} / R)}{\mu_{m_s} + \sin \mu_{m_s} \cos \mu_{m_s}} \exp\left(-\mu_{m_s}^2 \frac{a\eta}{R^2}\right) dx. \quad (5)$$

При достаточно больших временах в динамике переходного процесса реализуется так называемый *регулярный режим* [5], в котором влияние начальных, стартовых условий, играет второстепенную роль. В этом случае из-за быстрого возрастания собственных чисел μ_{n_f} влияние высших гармоник практически не проявляется, μ_{1_f} не зависит ни от координат, ни от времени, и асимптотическая стадия процесса описывается только первой гармоникой:

$$\begin{aligned} \Pi(\tau) \rightarrow & \frac{\mu_{1_f}}{\mu_{1_f} + \sin \mu_{1_f} \cos \mu_{1_f}} \cos \mu_{1_f} \frac{x}{R} \\ & \frac{2}{R} \int_0^R \cos \mu_{1_f} \frac{x}{R} \exp\left(-\mu_{1_f}^2 \frac{a(\tau-\eta)}{R^2}\right) \times \\ & \times \frac{2 \sin \mu_{1_s}}{\mu_{1_s} + \sin \mu_{1_s} \cos \mu_{1_s}} \cos \mu_{1_s} \frac{x}{R} \cdot \exp\left(-\mu_{1_s}^2 \frac{a\eta}{R^2}\right) dx. \end{aligned} \quad (6)$$

Асимптотическое подобие переходных характеристик после изменения теплоотдачи позволяет использовать для их описания некоторую, *стандартизованную переходную характеристику*, например при постоянной финишной теплоотдаче и нулевом начальном распределении, смещая последнюю на некоторый интервал времени Δs (рис. 1).

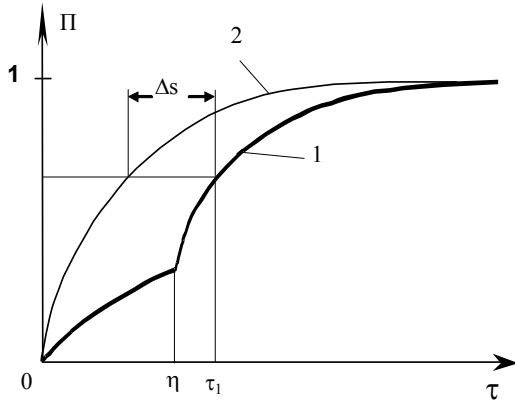


Рис. 1. Преобразование переходной характеристики при постоянной финишной теплоотдаче 1 в переходную характеристику с изменением теплоотдачи в момент η 2

Выражение для стандартизованной переходной характеристики может быть получено из (3):

$$\Pi(\tau) = 1 - \sum_{n=1}^{\infty} \frac{2 \sin \mu_{n_f} \cos \mu_{n_f} \frac{x}{R}}{\mu_{n_f} + \sin \mu_{n_f} \cos \mu_{n_f}} \exp\left(-\mu_{n_f}^2 \frac{a\tau}{R^2}\right). \quad (7)$$

Ее асимптотическая часть, смещенная по времени на Δs :

$$\Pi(\tau) \rightarrow 1 - \frac{2 \sin \mu_{1_f} \cos \mu_{1_f} \frac{x}{R}}{\mu_{1_f} + \sin \mu_{1_f} \cos \mu_{1_f}} \exp\left(-\mu_{1_f}^2 \frac{a(\tau + \Delta s)}{R^2}\right).$$

После приравнивания асимптотических частей характеристик, приведения подобных и перегруппировки получим:

$$\begin{aligned} & \frac{\mu_{1_f}}{\sin \mu_{1_f}} \cdot \frac{2 \sin \mu_{1_s}}{\mu_{1_s} + \sin \mu_{1_s} \cos \mu_{1_s}} \cdot \exp\left(-\mu_{1_s}^2 \frac{a\eta}{R^2}\right) \times \\ & \times \exp\left(-\mu_{1_f}^2 \frac{a(\tau-\eta)}{R^2}\right) \frac{1}{R} \int_0^R \cos \mu_{1_s} \frac{x}{R} \cos \mu_{1_f} \frac{x}{R} dx = \quad (8) \\ & = \exp\left(-\mu_{1_f}^2 \frac{a(\tau + \Delta s)}{R^2}\right). \end{aligned}$$

Интеграл в правой части равен [5]:

$$\begin{aligned} & \frac{1}{R} \int_0^R \cos \mu_{1_s} \frac{x}{R} \cos \mu_{1_f} \frac{x}{R} dx = \\ & = \frac{\mu_{1_f} \sin \mu_{1_f} \cos \mu_{1_s} - \mu_{1_s} \cos \mu_{1_f} \sin \mu_{1_s}}{\mu_{1_f}^2 - \mu_{1_s}^2}. \end{aligned} \quad (9)$$

Для дальнейшего упрощения (8) используем ряд свойств вытекающих из определений μ_{n_s} и μ_{n_f} в (3) и (4):

$$\begin{aligned} \mu_{1_s} \sin \mu_{1_s} \cos \mu_{1_f} &= Bi_s \cos \mu_{1_s} \cos \mu_{1_f}; \\ \mu_{1_f} \sin \mu_{1_f} \cos \mu_{1_s} &= Bi_f \cos \mu_{1_f} \cos \mu_{1_s}. \end{aligned}$$

А также

$$\begin{aligned} \cos \mu_{1_s} &= \mu_{1_s} \left(\mu_{1_s}^2 + Bi_s^2\right)^{-1/2}; \\ \cos \mu_{1_f} &= \mu_{1_f} \left(\mu_{1_f}^2 + Bi_f^2\right)^{-1/2}. \end{aligned}$$

Используем еще одну закономерность регулярного режима, приведенную в монографии [5]:

$$\mu_1^2 = \left(\mu_1^2\right)_{\infty} \left[\frac{1}{1 + A / Bi^k} \right],$$

где $(\mu_1)_{\infty}$ – значение μ_1 при $Bi = \infty$;

A и k – константы (для неограниченной пластины: A = 2,24; k = 1,04).

Полагая k=1, преобразуем (8):

$$\begin{aligned} & \frac{2Bi_s(Bi_s / A + 1)}{Bi_s^2 + Bi_s + \mu_{1_s}^2} = \\ & = \exp\left(-\mu_{1_f}^2 \frac{a(\tau + \Delta s)}{R^2} + \mu_{1_s}^2 \frac{a\eta}{R^2} + \mu_{1_f}^2 \frac{a(\tau - \eta)}{R^2}\right). \end{aligned} \quad (10)$$

Условия авиационных двигателей характеризуются значениями чисел Био: $Bi_s = 5 \dots 60$. Им соответствуют значения $\mu_{1_s} = 1,39 \dots 1,55$. В этих условиях левая часть равенства (10), $\frac{2Bi_s(Bi_s / A + 1)}{Bi_s^2 + Bi_s + \mu_{1_s}^2} = B$, изменяется незначительно и равна примерно 1 (рис. 2). Приняв это значение левой части, найдем решение (10) относительно Δs :

$$\frac{\Delta s}{\eta} = \frac{Bi_f - Bi_s}{Bi_f (1 + Bi_s / A)}. \quad (11)$$

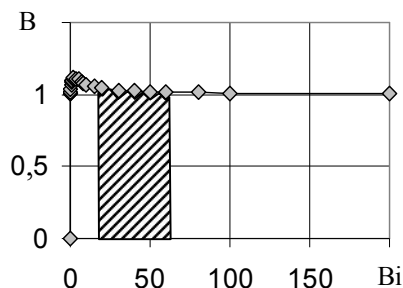


Рис. 2. Зависимость параметра В от критерия Вi

В предположении постоянства входящих в числа Вi величин λ и R

$$\frac{\Delta s}{\eta} = \frac{\alpha_f - \alpha_s}{\alpha_f \left(1 + \frac{\alpha_s R}{\lambda A}\right)}. \quad (12)$$

Характеризуя стартовые и финишные условия теплообмена коэффициентами подобия по теплоотдаче базовому режиму: $k_{\alpha_s} = \alpha_s / \alpha_0$ и $k_{\alpha_f} = \alpha_f / \alpha_0$, получим

$$\frac{\Delta s}{\eta} = \frac{k_{\alpha_f} - k_{\alpha_s}}{k_{\alpha_f} \left(1 + k_{\alpha_s} K\right)}, \quad (13)$$

где $K = \frac{\alpha_0 R}{\lambda A}$ – безразмерный параметр, характеризующий условия на базовом режиме.

Таким образом, для моделирования динамики ТС неограниченной пластины в процессах с изменениями теплоотдачи можно использовать формулу стандартизованной переходной характеристики (2), смещаемой по времени на интервал Δs , определяемый формулой (13), т.е.:

$$\Pi(\tau) = 1 - \sum_{i=1}^{\infty} A_i(k_{\alpha}) \exp\left(-\frac{\tau - \eta + \Delta s}{v_i(k_{\alpha})}\right). \quad (14)$$

Возможность использования асимптотического подобия переходных характеристик для моделирования температурных переходных процессов в основных деталях авиадвигателей исследовалась на примере деталей двигателя Д-436ТП.

Рассматривались переходы с режима на режим, характерные для типовых полетных циклов (рис. 3). Путем совмещения переходных характеристик с изменяющейся и постоянной теплоотдачей, полученных по модели высокого уровня, было получено оптимальное смещение соответствующих характеристик. Полученное смещение сравнивалось с рассчитанным по формуле (13). Полученная разница составила не более 1...2 с. Таким образом, входящий в формулу (13) коэффициент K можно идентифицировать путем совмещения финишных частей переходных характеристик при изменяющейся и постоянной теплоотдаче, рассчитанных по модели высокого уровня.

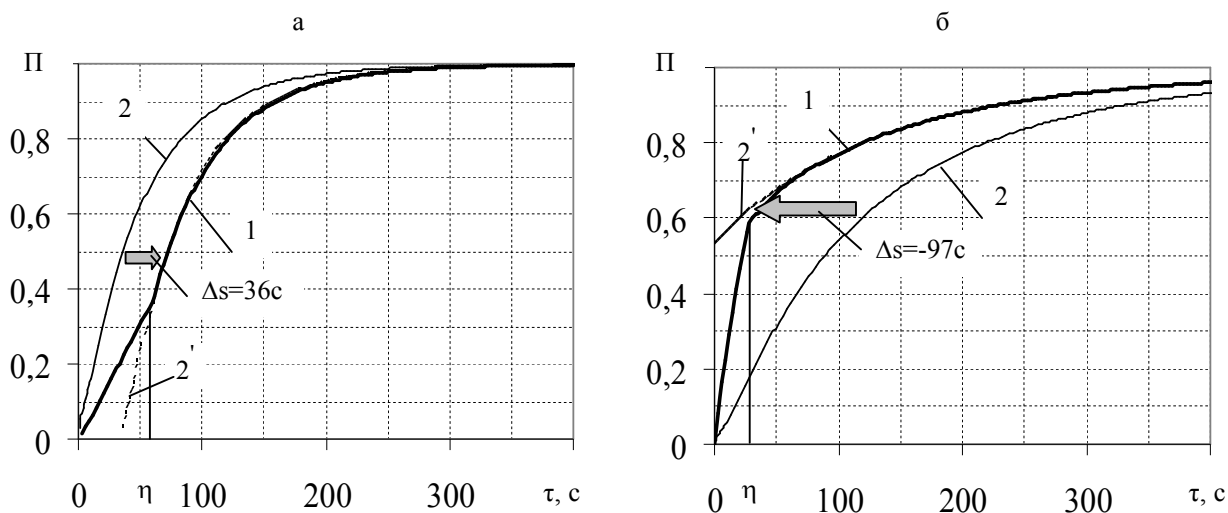


Рис. 3. Асимптотическое подобие переходных характеристик ТС диска ТВ при смене режимов:

а – малый газ (90 с) – 0,4 номинального; б – малый газ (30 с) – взлетный;

1 – переходная характеристика при изменении режима и теплоотдачи в момент η ;

2 – стандартизованная переходная характеристика (при финишной теплоотдаче);

2' – смещенная на Δs стандартизованная характеристика

Полученные результаты подтверждают существование у исследованных деталей двигателей асимптотического подобия переходной характеристики при постоянной (финишной) теплоотдаче и характери-

ки при ступенчатом изменении теплоотдачи в ходе процесса. Подобие наблюдается на заключительном участке переходной характеристики, начинающемся через 5...40 с после изменения теплоотдачи.

Это позволяет рекомендовать использование для мониторинга ТС деталей двигателей многорежимных самолетов модель (1) с заменой в ней переходной характеристики с изменяющейся теплоотдачей переходной характеристикой при постоянной текущей теплоотдаче, смещенной на Δs в соответствии с формулой (13).

Проведенное исследование показало, что погрешность расчета ТС через 10...15 с после изменений теплоотдачи не превысит 1...1.5 °С, что удовлетворяет требованиям к точности мониторинговых моделей ТС, полученным в [1].

Литература

1. Олейник А.В. Требования к точности мониторинга температурного и напряженного состояния основных деталей ГТД при эксплуатации с допустимым уровнем повреждения / А.В. Олейник, Н.А. Шимановская // Вестник двигателестроения: науч.-техн. журн. – 2007. – № 3. – С. 152-155.

2. Олейник А.В. Диагностические модели термонапряженного состояния деталей на основе импульсных характеристик конечно-элементных моделей / А.В. Олейник // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2000. – Вып. 19. – С. 219-222.

3. Олейник А.В. Идентификация динамики температурного состояния деталей для систем мониторинга выработки ресурса ГТД / А.В. Олейник, Н.А. Шимановская // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2008. – № 9/56. – С. 27-30.

4. Олейник А.В. Выбор алгоритмов мониторинга температуры деталей на установившихся режимах для учета выработки ресурса газотурбинного двигателя / А.В. Олейник, Н.А. Шимановская // Авиационно-космична техніка і технологія: наук.-техн. журн. – 2003. – № 40/5. – С. 105-108.

5. Лыков А.В. Теория теплопроводности: монография / А.В. Лыков. – М.: Высшая школа, 1967. – 599 с.

Поступила в редакцию 18.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ІДЕНТИФІКАЦІЯ ДИНАМІКИ ТЕМПЕРАТУРНОГО СТАНУ ДЕТАЛЕЙ ДЛЯ СИСТЕМ МОНІТОРИНГУ ВИРОБІТКУ РЕСУРСУ ДВИГУНІВ БАГАТОРЕЖИМНИХ ЛІТАКІВ

Н.А. Шимановська

Запропоновано модель динаміки температури деталі на основі уявлення її перехідної характеристики експоненціальним рядом. Показано, що при зміні режиму двигуна перехідні характеристики температурного стану (за винятком невеликої за тривалістю початкової ділянки) можуть бути отримані зсувом за часом відповідних характеристик в умовах сталого режиму. Отримана аналітична залежність, що описує асимптотичну подібність перехідних характеристик температури деталі при зміні режиму роботи двигуна.

Ключові слова: температура деталі, перехідна характеристика, ідентифікація.

IDENTIFICATION OF MULTIMODE AIRPLANES GAS TURBINE ENGINES COMPONENTS TEMPERATURE STATE DYNAMICS FOR LIFETIME MONITORING SYSTEMS

N.A. Shimanovskaya

Monitoring models of the basic details temperature dynamic are offered on the basis of representation of their step response by exponential series. It is shown that at the change of engine mode transient characteristic of the temperature state (except for a small on duration initial section) can be got displacement of the at times corresponding transient characteristics, is got in the conditions of the set mode. Analytical dependence, describing asymptotic similarity of the engines components temperature state transient characteristics at the change of the engine mode.

Key words: details temperature, transient characteristics, identification.

Шимановская Наталья Анатольевна – канд. техн. наук, ассистент кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: shimxai@ukr.net.