

УДК 629.7:519.63:536.21

Н. С. МЕЛЬНИКОВА, Г. В. ДОБРЯНСКИЙ

ВЫЧИСЛЕНИЕ В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ ТРДДФ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ

Приведен анализ влияния уровня температуры газа перед турбиной $T_{*Г}$ на тягово-экономические показатели двигателя. Рассмотрено управление двигателем по закону $T_{*Г} = \text{const}$, основанное на определении неизмеряемого параметра $T_{*Г}$ в реальном масштабе времени по регрессионной модели с использованием показаний штатных датчиков двигателя. *Двигатель; управление; температура газа; регрессия; численный эксперимент; статистическая информация; неизмеряемый параметр; датчик; ошибка измерений и вычислений*

1. ФОРМУЛИРОВКА ПРОБЛЕМЫ

Совершенствование авиационных двигателей идет по пути дальнейшего улучшения удельных показателей двигателя при одновременном ужесточении требований по надежности и ресурсу. В работах известных ученых С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова, Ю. С. Нечаева и др. [1, 2] указывается, что температура газовой среды (продуктов сгорания топлива) на входе в турбину является одной из основных характеристик газотурбинного двигателя (ГТД), определяющих его тягу R . Так, увеличение температуры газа на входе в турбину на 1% приводит к увеличению тяги на 1,5%...2%. Этим объясняется стремление к повышению температуры продуктов сгорания топлива в двигателе. Одним из основных параметров двигателя, определяющих, с одной стороны, тягово-экономические показатели, а с другой — его ресурс, является температура газа перед турбиной высокого давления. Поскольку современные двигатели работают вблизи функциональных, прочностных и температурных ограничений, возникает проблема предотвращения средствами системы автоматического управления выхода параметров двигателя за границы, определяемые допустимыми значениями $T_{Г\text{max}}^*$, $\Delta K_{у\text{max}}$, n_{max} и др.

Поэтому ужесточаются требования к точности поддержания температуры газа на установившихся (не более 5 град ... 7 град) и переходных режимах (заброс температуры не более 15%...25%, за время 0,5 с ... 1,0 с). Кроме того, согласно требованиям заказчика, со-

временные двигатели должны обеспечивать постоянство тяги в процессе всего жизненного цикла. Такие требования могут быть достигнуты как совершенствованием конструкции двигателя, внедрением производственно-технологических мероприятий, так и введением перспективных алгоритмов управления двигателем, основанных на поддержании заданных уровней тяги и температуры газа.

Для формирования требуемого уровня тяги и обеспечения прочностных и температурных ограничений в широком диапазоне эксплуатации двигателя необходимо точное знание текущего значения температуры газа перед турбиной. Однако в настоящее время температура газа для целей управления и диагностики в процессе эксплуатации двигателя не измеряется в связи с тем, что существующие методы измерения этой температуры применимы только для кратковременных экспериментальных исследований.

В связи с широким применением цифровой техники для управления двигателями в отечественной [3] и зарубежной литературе [4] активно предлагается использовать в управлении неизмеряемые параметры (R , $T_{Г}^*$, $\Delta K_{у}$ и т. д.), рассчитываемые в полете с помощью полной нелинейной математической модели двигателя, работающей параллельно с двигателем в режиме реального времени. Авторы статьи считают, что использование подобной программы связано с необходимостью постоянно проводить идентификацию программы с двигателем, поскольку при экс-

платации с увеличением наработки характеристики двигателя ухудшаются.

Поэтому актуальны исследования, направленные на определение текущего среднemasсового значения температуры газа перед турбиной в процессе эксплуатации двигателя, и построение контуров управления на основе данных алгоритмов является актуальным для авиадвигателестроения. Основным ограничением повышения температуры газовой среды в ГТД является (при рабочих температурах выше 1200 ... 1300 К) ухудшение механических свойств материалов лопаток турбины, что приводит к резкому уменьшению длительной прочности лопаток, а следовательно, и к уменьшению ресурса двигателя.

На ФГУП ММП «Салют» по результатам эксплуатации двигателей, стендовых экспериментальных работ, летных испытаний накоплен большой статистический материал по изменению характеристик узлов двигателя при выработке ресурса в эксплуатации. На рис. 1 показан разброс параметра T_{Γ}^* парка двигателей при управлении двигателями по температуре газа за турбиной по известному закону $T_T = f(T_{\text{вх}})$ с ошибкой $\Delta T_T \leq$

≤ 5 град. При этом разброс температуры газа перед турбиной составляет $\Delta T_{\Gamma} = \sim 50$ град ... 60 град, что в парке двигателей одного наименования (при выработке ресурса) приводит к разбросу по тяге до $\Delta R = \sim 6\%$.

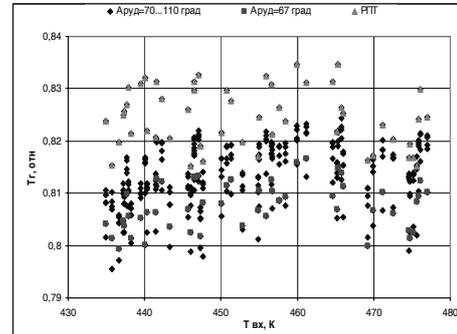


Рис. 1. Разброс температуры $T_{\Gamma}^* = f(T_{\text{вх}})$ на двигателях при выработке ресурса

Очевидно, что для оптимального управления двигателем с учетом ухудшения характеристик его узлов в процессе эксплуатации, целесообразно использовать такой важный параметр, как T_{Γ}^* . Для такого управления необходимо точно знать текущее значение параметра T_{Γ}^* , который в настоящее время не измеряется в процессе работы ГТД.

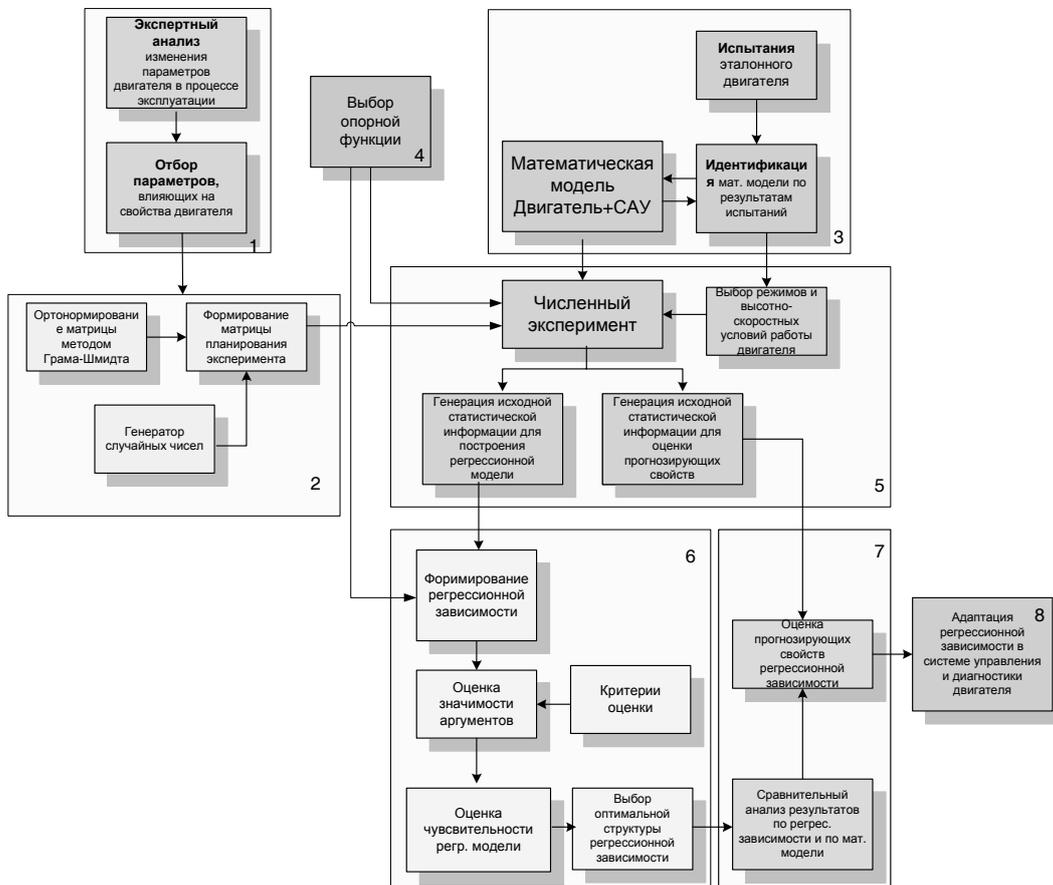


Рис. 2. Структурная схема методики формирования регрессионной зависимости

2. РЕШЕНИЕ ПРОБЛЕМЫ

В результате исследований автором сформирована регрессионная модель определения среднемаховой температуры газа перед турбиной T_{Γ}^* по замерам штатных датчиков.

Исследования проводились по следующим этапам (рис. 2):

- отбор конструктивных факторов, изменение которых в процессе эксплуатации влияет на основные показатели двигателя и ресурс;
- формирование матрицы планирования эксперимента;
- создание идентифицированной математической модели «двигатель + САУ»;
- выбор вида опорной (целевой) функции — функции определения T_{Γ}^* ;
- генерация статистической информации на основе численного эксперимента;
- формирование и оптимизация регрессионной зависимости для опорной функции;
- оценка прогнозирующих свойств регрессионной модели определения T_{Γ}^* .

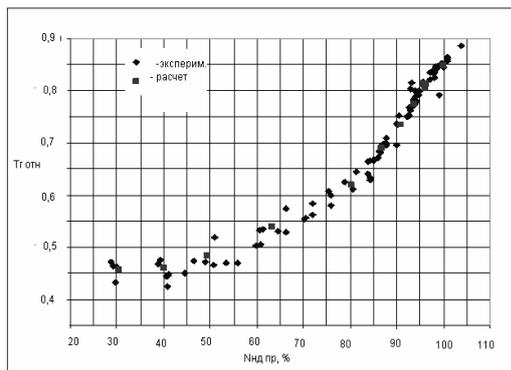


Рис. 3. Результаты идентификации двигателя по T_{Γ}^* на установившихся режимах

Получение точной модели определения целевой функции (в нашем случае T_{Γ}^*) с использованием экспериментальных данных предполагает проведение широкомасштабных испытаний на реальном объекте, что при ограниченных сроках исследования и минимизации финансовых затрат не представляется возможным. Для генерации статистической информации вместо натурального эксперимента был проведен численный эксперимент на ЭВМ на основе матрицы планирования с использованием поэлементной динамической математической модели объекта, дополненной математическими моделями регуляторов и идентифицированной с реальным двигателем, прошедшим государственные испыта-

ния. Идентификация проводилась на установившихся режимах (рис. 3) и на переходных режимах работы двигателя.

Математическая модель представляет собой систему нелинейных алгебраических и дифференциальных уравнений и обыкновенных производных с переменными коэффициентами.

Решение дифференциальных уравнений производится численным интегрированием по явной схеме методом Эйлера.

2.1. Формирование матрицы планирования эксперимента

Предварительно были рассмотрены различные параметры двигателя и их влияние на его состояние, среди которых на основании экспертных оценок были выявлены 20 основных факторов и определены диапазоны их изменения.

Основной задачей [4] при генерации массива статистических данных являлась минимизация затрат при получении максимальной информации, что было достигнуто использованием теории планирования эксперимента.

Формирование матрицы планирования включает в себя:

1) трансформирование многофакторного пространства в единичную гиперсферу путем нормирования переменных:

- нормированное значение переменной $\tilde{\chi}_{ij}$ определяется по формуле:

$$-1 \leq \tilde{\chi}_{ij} = \frac{X_{ij} - X_{\text{cpi}}}{\Delta X_i} \leq 1; \quad (1)$$

- обратный пересчет в натуральную форму производится как:

$$X_{ij} = \tilde{\chi}_{ij} \cdot \Delta X_i + X_{\text{cpi}}, \quad (2)$$

где $X_{\text{cpi}} = \frac{X_{\text{max } i} + X_{\text{min } i}}{2}$ — центр эксперимента;
 $\Delta X_i = \frac{X_{\text{max } i} - X_{\text{min } i}}{2}$ — диапазон варьирования от максимального $X_{\text{max } i}$ до минимального значения $X_{\text{min } i}$ переменной;

2) случайную выборку значения параметра из диапазона варьирования с выполнением условия:

$$P(-1 \leq \tilde{\chi} \leq 1) = \text{const}; \quad (3)$$

3) ортонормирование вектора состояния двигателя, включающее в себя:

а) приравнивание нулю скалярного произведения векторов:

$$(\tilde{\chi}_l \cdot \tilde{\chi}_r) = 0; \quad (4)$$

б) полную ортогонализацию плана эксперимента по рекуррентным формулам Грама–Шмидта

$$\tilde{X}_1 = X_1, \tag{5}$$

$$\tilde{X}_i = X_i - \sum (\tilde{X}_k \cdot X_i) \cdot \tilde{X}_k \tag{6}$$

$$\tilde{\chi}_{ij} = \frac{\tilde{X}_i}{\|\tilde{X}_i\|}, \tag{7}$$

$$\tag{8}$$

где $X_i, \tilde{X}_i, \tilde{\chi}_i$ — исходный, ортогональный ортонормированный вектор,

В нашем случае составленная матрица планирования эксперимента представляет собой числовой массив размером [50x20]. Комплекс параметров каждой строки этой матрицы можно рассматривать как ухудшения некоего двигателя. Таким образом, мы получили парк из 50 виртуальных двигателей одного типа для проведения численного эксперимента на ЭВМ по выявлению влияния параметров ухудшения на изменения характеристик двигателя.

2.2. Генерация статистической информации

Для генерации статистической информации, предназначенной для получения регрессионных модели определения $T_{Г}$, были рассчитаны параметры рабочих процессов для 51 виртуального двигателя в 16 высотно-скоростных условиях эксплуатации на высотах от $H = 0$ до H_{\max} при скоростях полета от $M = 0$ до M_{\max} на дроссельных и форсажных режимах при изменении положения рычага управления двигателем от малого газа до полного форсажа. Общее количество расчетных опытов составило 10926.

В дальнейшем этот числовой материал используется для построения регрессионной модели определения температуры газа перед турбиной по показаниям штатных датчиков: условно числовой материал делится на обучающий, на основании которого определялись коэффициенты регрессионной зависимости, и экзаменационный, с помощью которого проверялись прогнозирующие свойства регрессионной модели.

2.3. Выбор функции отклика и построение регрессионной модели для температуры газа

В качестве искомой функции будем рассматривать температуру газа перед турбиной,

в качестве аргументов — показания штатных датчиков, т. е. в общем случае:

$$T_{Г} = f (X_1, X_2, X_3, \dots, X_i), \tag{9}$$

где X_i — аргументы, т. е. сигналы от штатных датчиков двигателя.

Был выбран следующий вид опорной (целевой) функции для определения $T_{Г}$ по штатно измеряемым параметрам:

$$T_{Гj} = c_{0j} \cdot \prod_1^i X_i^{a_{ji}}, \tag{10}$$

где $T_{Гj}$ — температура газа перед турбиной;

c_{0j} — постоянный коэффициент;

a_{ji} — показатель степени i -го аргумента для j -й функции.

Такой вид целевой функции выбран не случайно: многие процессы в двигателе описываются уравнениями, представляющими из себя произведения степеней компонент векторов параметров (уравнения расходов газа, степеней сжатия и расширения и др.).

Коэффициенты регрессионной модели определялись с использованием обучающего массива по известному методу наименьших квадратов. Первоначальная регрессионная модель содержала 15 измеряемых параметров, но для использования таких громоздких моделей в бортовом электронном регуляторе потребовалось бы большое количество датчиков на двигателе

В связи с этим решалась задача минимизации регрессионной модели с целью получения допустимых ошибок измерений и аппроксимации при управлении двигателем по косвенным параметрам.

При этом анализировались весовые коэффициенты каждого аргумента (рис. 4).

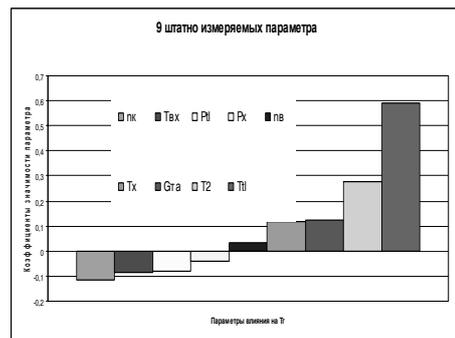


Рис. 4. Весовые коэффициенты аргументов регрессионной модели

Аргументы, весовые коэффициенты которых были ниже некоторого минимального уровня, отбрасывались. На следующем уровне селекции проводили формирование новой регрессионной модели с оставшимися аргументами и т.д. На каждом этапе селекции модели анализировали ошибки определения $T_{Гр}^*$ по регрессионной модели и по полной математической модели $T_{ГМ}^*$ во всем высотно-скоростном диапазоне эксплуатации двигателя (рис. 5).

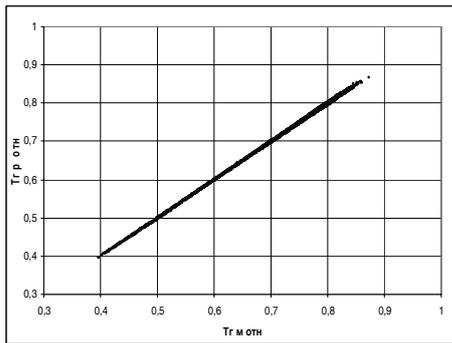


Рис. 5. Сравнение результатов расчета $T_{Гр}$ по регрессионной и математической моделям для 10926 опытов

На рис. 6 представлены диаграммы распределения ошибки аппроксимации по трем регрессионным моделям: для 15, 13 и 9 аргументов соответственно. При доверительной вероятности $p = 0,95$ ошибка аппроксимации составляет ± 5 град.

Выбранная на данном этапе работ регрессионная модель определения $T_{Гр}^*$ имеет следующий вид:

$$\bar{T}_{Г} = \exp^{B_0} \left(\frac{\bar{T}_x^{B_1} \bar{T}_2^{B_2} \bar{T}_{TI}^{B_3} \bar{n}_B^{B_4}}{\bar{P}_X^{B_6} \bar{T}_{BX}^{B_7} \bar{P}_{TI}^{B_8}} \frac{\bar{G}_{TO}^{B_5}}{\bar{n}_K^{B_9}} \right), \quad (11)$$

где T_{BX} — относительная температура воздуха на входе в двигатель,

\bar{T}_X — относительная температура воздуха перед компрессором,

\bar{T}_2 — относительная температура воздуха за компрессором,

\bar{T}_{TI} — относительная температура за турбиной,

\bar{P}_X — относительное давление перед компрессором,

\bar{P}_{TI} — относительное давление за турбиной,

\bar{G}_{TO} — относительный расход топлива через основную камеру сгорания,

\bar{n}_B, \bar{n}_K — относительные частоты вращения вентилятора и компрессора.

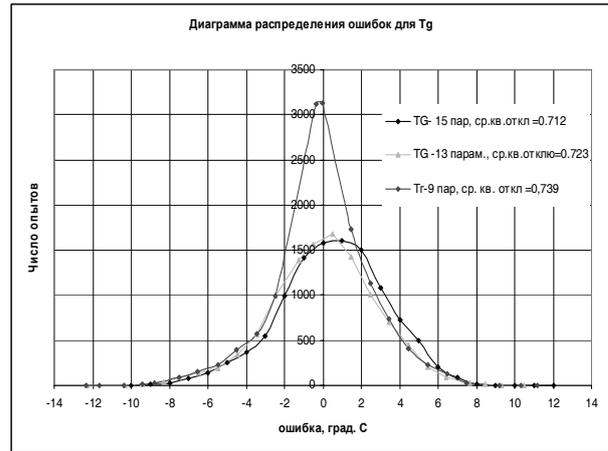


Рис. 6. Диаграмма распределения ошибок аппроксимации различных регрессионных моделей определения $T_{Г}$

Суммарная относительная погрешность определения параметра $T_{Г}$ по регрессионной модели включает в себя:

- ошибку измерения штатных параметров, входящих в модель;
- ошибку аппроксимации (вычисления по регрессионной модели).

$$\Delta \bar{T}_{Г\text{сум}}^2 = \Delta \bar{T}_{Г\text{изм}}^2 + \Delta \bar{T}_{Г\text{вычисл}}^2, \quad (12)$$

$$\Delta \bar{T}_{Г\text{изм}}^2 = \sum_{i=1}^n \left(\frac{\bar{T}_{Г}}{\bar{X}_i} \cdot a_{ij} \cdot \Delta \bar{X}_i \right)^2, \quad (13)$$

где $\Delta \bar{X}_i$ — относительная ошибка измерения параметра X_i -го датчика, вычисляется как:

$$\Delta \bar{X}_i = \frac{\Delta X_i}{X_{i0}}. \quad (14)$$

Ошибка измерения $T_{Г}$ по показаниям используемых на рассматриваемом двигателе датчиков при современной точности измерений (по нормам НТУ 2008 г.) составляет $\Delta T_{Г\text{изм}} = \pm 6,06^\circ$.

Были рассчитаны показатели точности вычисления по регрессионной модели для $T_{Г}$. При этом:

- среднеквадратичная ошибка составляет

$$\sigma = 3,6978 \text{ град};$$

- индекс корреляции приближается к единице $\rho = 0,99987$;

• критерий Фишера по информативной способности регрессионной модели очень высокий и составляет $F_n = 41377041,43$;

- математическое ожидание $m = 0,04487$ град.

Суммарная среднеквадратичная ошибка получения среднемаховой температуры газа по регрессионной модели составляет $\Delta T_{\text{регр}} = \pm 7,8$ град при доверительном интервале вероятности $p = 0,95$.

Были сформулированы требования к точности датчиков давления, показания которых используются в расчете температуры газа по регрессионной модели: точность измерения давления не хуже, чем 0,1%...0,3% от измеряемой величины. На ФГУП ММП «Салют» с участием авторов запущен в производство участок изготовления датчиков давления; точность измерения, осуществляемого с помощью этих датчиков, соответствует названной.

На основании приведенной выше регрессионной модели определения среднемаховой температуры газов в камере сгорания перед турбиной по показаниям комплекса датчиков, установленных на двигателе, проведен синтез регулятора управления расходом топлива в основную камеру сгорания двигателя.

Результаты расчета показали, что во всех высотно-скоростных условиях эксплуатации с учетом изменения характеристик двигателя в процессе выработки ресурса при управлении двигателем по программе $T_{\Gamma}^* = f(T_{\text{вх}})$ обеспечивается поддержание заданного значения T_{Γ} с погрешностью на статических режимах, не превышающей $\Delta T_{\Gamma} = \pm 5$ град. В динамике ошибка на режиме приемистости не превышает 35 град, кратковременно, в течение 0,5 с.

Полученная регрессионная зависимость вычисления температуры газа T_{Γ}^* с учетом ухудшения характеристик двигателя при выработке ресурса внедрена [6] в цифровой регулятор САУ модифицированного двигателя АЛ-31ФМ2.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Авторами разработана методика получения алгоритмов управления двигателем, основанная на использовании в реальном масштабе времени показаний штатных датчиков двигателя для вычисления на борту летательного аппарата основных эксплуатационных характеристик двигателя, таких как тяга R , среднемаховое значение температуры газа перед турбиной T_{Γ}^* , запас газодинамической устойчивости компрессоров $\Delta K_{\text{уидр}}$, с помощью электронных цифровых регуляторов.

Алгоритмы управления двигателем с использованием этой методики позволяют осуществлять оптимальное управление двигателем по выбранной функции цели с учетом изменения характеристик узлов при выработке ресурса в процессе эксплуатации.

Проведенные исследования показали, что при управлении ТРДДФ по программе $T_{\Gamma}^* = f(T_{\text{вх}})$ по сравнению с применением традиционной программы $T_{\Gamma}^* = f(T_{\text{вх}})$ достигается выигрыш в тяге $\Delta R = 3\%...6\%$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Теория** и расчет воздушно-реактивных двигателей. М. : Машиностроение, 1987. 568 с.
2. **Нечаев, Ю. Н.** Теория авиационных газотурбинных двигателей / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров. М. : Машиностроение, 1978. 367 с.
3. **Гольберг, Ф. Д.** Применение в САУ ГТД бортовой поузловой динамической математической модели двигателя / Ф. Д. Гольберг, О. С. Гуревич // Научно-технический конгресс по двигателестроению НТКД-2008: сб. тез. М., 2008.
4. **Kreiner, A.** Model-basierte Regelungskonzepte fuer Turbo-Luftstrahltriebwerke / A. Kreiner, K. Lietzau, R. Gabler // MTU Aero Engines, Technische Universitaet Muenchen, 2006.
5. **Адлер, Ю. П.** Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий / Ю. П. Адлер, Е. В. Маркова. М. : Наука, 1976.

ОБ АВТОРАХ



Мельникова Нина Сергеевна, нач. отд. ФГУП Московское машиностроительное производственное предприятие «САЛЮТ». Иссл. в обл. управления, алгоритмизации, обработки информации.



Добрянский Георгий Викторович, ст. науч. сотр. того же предприятия. Иссл. в обл. управления, алгоритмизации, обработки информации.