

УДК 629.7.03.036.3.001.42

А.В. ОЛЕЙНИК

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ИДЕНТИФИКАЦИЯ
МОНИТОРИНГОВОЙ МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ТЕМПЕРАТУРЫ
ДЕТАЛИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Предложена математическая модель нестационарной температуры в точке узла конструкции ГТД для системы мониторинга выработки ресурса. Основу модели составляют параметризованные температурные переходные характеристики узла. Неизвестные параметры находятся методами параметрической идентификации аналогичных характеристик конечно-элементных моделей высокого уровня. На переходах типа «малый газ – взлетный – малый газ» погрешность расчета пиковой температуры диска турбины $\sim 1^\circ\text{C}$.

температура детали, мониторинг ресурса**Введение**

Точность мониторинга выработки ресурса авиационных ГТД во многом зависит от точности расчета динамики температуры деталей, контролируемых системой мониторинга. Специфические условия применения таких систем: длительная одновременная эксплуатация большого числа двигателей, ограниченность вычислительных мощностей, жесткие требования к системной надежности и совместимости алгоритмов, исключают непосредственное использование в них высокоуровневых конечно-элементных моделей, реализуемых, например, в современных программных комплексах FLUENT, ANSYS, NASTRAN и др. По этой причине в системах мониторинга используют упрощенные, легко алгоритмизуемые, мониторинговые модели температурного состояния деталей.

Одной из нерешенных проблем является разработка мониторинговых моделей температурного состояния деталей на неустановившихся режимах. Эта проблема особенно важна для двигателей самолетов с изменяющимся и трудно предсказуемым полетным циклом: истребителей, спортивных, противопожарных и др.

Результаты исследований

В предлагаемой работе рассматривается метод нахождения структуры и параметрической идентификации мониторинговой модели температуры детали, обеспечивающий на множестве возможных режимов работы двигателя близость расчетов по мониторинговой и высокоуровневой моделям.

При выполнении обычных условий – постоянства геометрических размеров, сохранения доли воздуха, отбираемого на самолетные нужды, отсутствия влияния числа Рейнольдса на течение газовых потоков и др., работа газотурбинного двигателя на верхних эксплуатационных режимах, определяющих выработку ресурса, сопровождается незначительным изменением степени понижения давления турбины низкого давления и еще меньшим – турбины высокого давления. Вследствие этого абсолютная температура рабочего тела в i -й точке двигателя T_i , приведенная по формулам T_i/n^2 или T_i/T_u к частоте вращения ротора высокого давления n или к абсолютной температуре рабочего тела T_u в точке ее измерения, на указанных режимах изменяется незначительно. Влияние на приведенные температуры условий на входе в двигатель, как правило, также

невелико [1]. Это позволяет при создании мониторинговых моделей исходить из того, что одно из граничных условий теплообмена – распределение вдоль поверхности деталей «греющей» температуры газа и (или) «охлаждающей» температуры воздуха, управляется одной, «управляющей» температурой T_u и это управление линейно-пропорционально:

$$T(x_n, y_n, z_n) = \frac{T(x_n, y_n, z_n)_\delta}{T_{u\delta}} \cdot T_u,$$

где x_n, y_n, z_n – координаты точек поверхности; « δ » – индекс, отмечающий значения величин на некотором «базовом» режиме.

В зависимости от используемых датчиков в качестве управляющих могут рассматриваться абсолютные температуры торможения за компрессором, перед и за турбиной высокого давления и др.

Относительно другого граничного условия теплообмена – коэффициентов теплоотдачи, можно принять, что на рассматриваемых режимах имеет место примерное подобие их распределения по поверхности деталей:

$$\alpha(x_n, y_n, z_n) = \alpha(x_n, y_n, z_n)_\delta \cdot k_\alpha,$$

где k_α – коэффициент подобия по теплоотдаче рассматриваемого режима базовому режиму (для базового режима $k_\alpha = 1$).

В работах [2, 3] для дисков и рабочих лопаток турбин предложены зависимости k_α от параметров режима вида:

$$k_\alpha = \left(\frac{n}{n_\delta} \right)^m \left(\frac{P}{P_\delta} \right)^m \left(\frac{T_u}{T_{u\delta}} \right)^n, \quad (1)$$

где P – полное давление за компрессором.

Подобие граничных условий позволяет использовать для температуры t в критической точке узла конструкции на неустановившемся режиме мониторинговую модель метода переходных характеристик [4].

Температура в момент времени τ при изменении k_α по закону, описываемому функцией $k_\alpha|_{\tau=0}^\tau$, на-

ходится интегрированием элементарных переходных процессов, порожденных изменением управляющей температуры в предшествующие τ моменты времени:

$$t(\tau) = t(0) + \int_0^\tau \Pi(\tau - \eta, k_{\alpha_n}|_{\eta=0}^\eta) dT_u(\eta), \quad (2)$$

где $k_{\alpha_n}|_{\eta=0}^\eta = k_\alpha|_{\tau=\eta}^\tau$; $\Pi(\eta, k_{\alpha_n}|_{\eta=0}^\eta)$ – температурная переходная характеристика узла конструкции, функция, описывающая динамику температуры в критической точке $t(\eta)$ после единичного ступенчатого изменения T_u в момент $\eta = 0$ и заданном функцией $k_{\alpha_n}|_{\eta=0}^\eta$ законе изменения k_α .

В выражении (2) управляющую температуру $T_u(\tau)$ и ее дифференциал $dT_u(\tau)$ следует рассматривать как обобщенные функции, содержащие возможно конечные скачки значений.

Расчеты нестационарных процессов при произвольном изменении управляющей температуры и постоянной теплоотдаче по формуле (2) требуют знания единственной переходной характеристики – при соответствующем значении k_α . Расчет ее по модели высокого уровня обычно не вызывает затруднений и может быть проведен предварительно. Использование формулы (2) после этого обеспечивает практически точное совпадение результатов с расчетами этих же процессов по модели высокого уровня при исключительной простоте алгоритма и малости затрат вычислительных ресурсов.

Переходную характеристику при постоянном k_α можно интерпретировать как решение уравнения теплопроводности для локальной температуры твердого тела при ступенчатом отнулевом изменении T_u , отнесенное к $T_{u\delta}$, при нулевой начальной температуре и неизменной теплоотдаче.

Это позволяет воспользоваться известным представлением такого решения в виде экспоненциального ряда [5]:

$$P(\tau, k_\alpha) = \frac{t(\tau, k_\alpha)}{T_u} = \left[1 - \sum_{i=1}^{\infty} A_i \exp\left(-\frac{\tau}{v_i}\right) \right] A_0, \quad (3)$$

где A_0, A_i, v_i – неизвестные параметры.

Для мониторинговых моделей конструктивным является нахождение параметров переходной характеристики методами оптимального оценивания (параметрической идентификации), обеспечивающими поиск параметров, минимизирующих интегральную квадратичную функцию невязки переходной характеристики (3) и ее расчета по модели высокого уровня:

$$\begin{aligned} \Phi(A_0 \dots A_i \dots v_i) &= \int_0^{\infty} \left\{ P(\tau, k_\alpha) - \frac{t(\tau, k_\alpha)}{T_u} \right\}^2 d\tau = \\ &= \int_0^{\infty} \left\{ \left[1 - \sum_{i=1}^{\infty} A_i \exp\left(-\frac{\tau}{v_i}\right) \right] A_0 - \frac{t(\tau, k_\alpha)}{T_u} \right\}^2 d\tau. \quad (4) \end{aligned}$$

Предпочтение необходимо отдавать методам, обеспечивающим нахождение глобального минимума невязки (4).

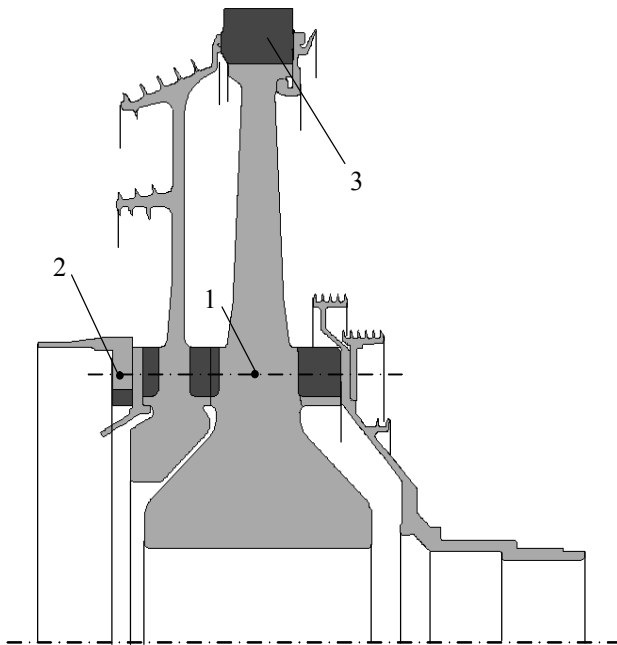


Рис. 1. Геометрическая модель ротора ТВД:
1 – критическая точка диска;
2 – критическая точка вала;
3 – участки дискретности свойств в окружном направлении

Параметр A_0 может быть найден отдельно от остальных на основе расчета стационарного температурного поля по модели высокого уровня:

$$A_0 = t(\infty, k_\alpha) / T_u.$$

Расчетные исследования показали, что для описания переходных характеристик узлов газотурбинного двигателя с погрешностью менее 0,2% максимального значения, как правило, достаточно трех экспонент в представлении (3).

На рис. 1 представлена геометрическая модель ротора турбины высокого давления одного из двухконтурных турбореактивных двигателей.

На рис. 2 представлены переходные процессы температуры в его критической точке, середине болтового отверстия, рассчитанные по конечно-элементной модели высокого уровня при температуре газа и воздуха на взлетном режиме и теплоотдаче на режимах от малого газа до взлетного.

На рис. 3 приведены оценки параметров уравнения (3), аппроксимирующие с указанной выше по-

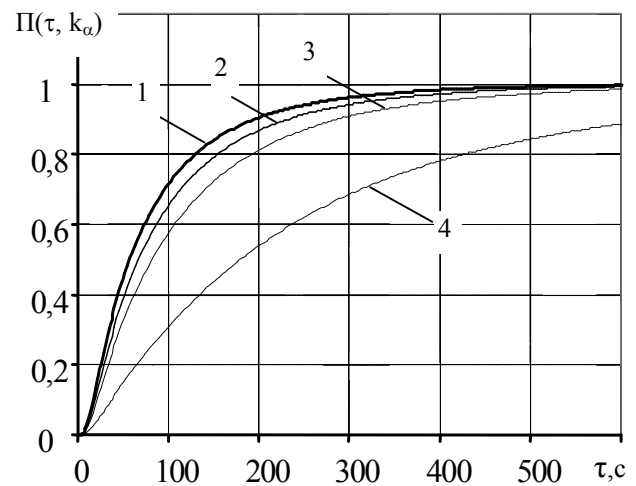


Рис. 2. Переходные процессы температуры ротора ТВД при постоянной теплоотдаче:

- 1 – $k_\alpha = 1$;
- 2 – $k_\alpha = 0,75$;
- 3 – $k_\alpha = 0,55$;
- 4 – $k_\alpha = 0,2$

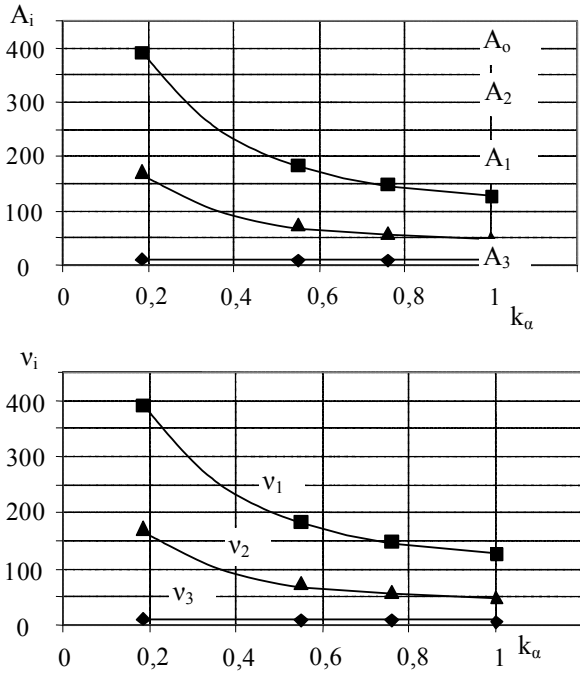


Рис. 3. Результат параметрической идентификации переходных характеристик (3)

грешностью переходные характеристики ротора ТВД.

Использование переходных характеристик при постоянной теплоотдаче приводит к значительной погрешности в случаях, когда теплоотдача существенно изменяется до завершения предшествующих переходных процессов. Необходимость рассчитывать предварительно или в ходе мониторинга переходные характеристики для всевозможных вариантов изменения теплоотдачи является основной проблемой метода переходных характеристик. Однако для практически важного случая ступенчатого изменения теплоотдачи, можно создать компактный алгоритм, манипулирующий только с переходными характеристиками при постоянной теплоотдаче.

Характерное время изменения температуры массивных деталей двигателя: дисков компрессоров, турбин, валов и некоторых других – около 10^2 с, существенно больше характерного времени изменения режимов двигателя – около 1 с. Это позволяет для этой группы деталей считать типичным ступенчатый процесс изменения теплоотдачи при изменении режима работы двигателя.

Расчетные исследования указывают на следующую закономерность протекания переходного процесса при ступенчатом изменении теплоотдачи в момент τ_s от значения k_{α_s} при $\tau < \tau_s$ до значения k_α при $\tau \geq \tau_s$. По истечении сравнительно небольшого интервала времени после τ_s процесс протекает по кривой процесса с постоянной теплоотдачей k_α , приближенной по времени на Δs (рис. 4).

Исследование большого числа переходных процессов при различных значениях τ_s , k_α , $\Delta k_\alpha = k_\alpha - k_{\alpha_s}$ показывает, что с достаточной точностью смещение описывается единой зависимостью типа

$$\frac{\Delta s}{\tau_s} = \varphi\left(\frac{\Delta k_\alpha}{k_\alpha}\right) \approx \xi \frac{\Delta k_\alpha}{k_\alpha}. \quad (5)$$

Если участок перехода с одной кривой на другую описать дополнительной экспонентой в переходной характеристике, то при изменении теплоотдачи по ступенчатому закону

$$k_{\alpha_n} \Big|_{\tau=0}^\tau = \begin{cases} k_{\alpha_s}, & \text{если } \tau < \tau_s; \\ k_\alpha, & \text{если } \tau \geq \tau_s, \end{cases}$$

переходная характеристика при $\tau \geq \tau_s$ будет иметь вид:

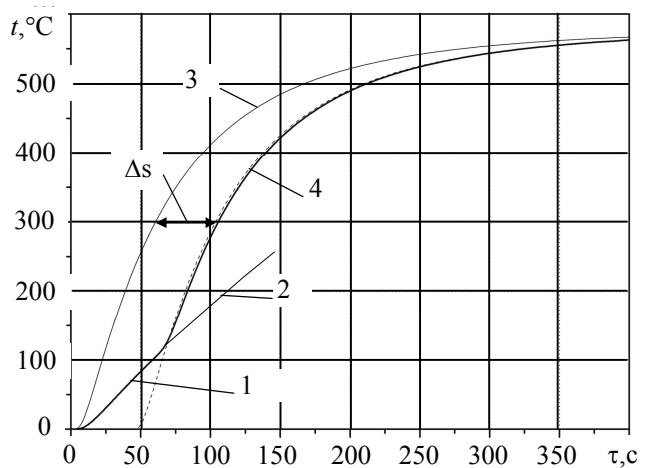


Рис. 4. Переходные процессы температуры ротора ТВД с переменной и постоянной теплоотдачей:

- 1 – $k = 0.2 \div 1$, изменение в момент $\tau_s = 60$ с;
- 2 – $k_\alpha = 0.2$;
- 3 – $k_\alpha = 1$;
- 4 – $k_\alpha = 1$, смещение по времени на $\Delta s = 45$ с

$$P(\tau, k_{\alpha_n}) \Big|_{\tau=0}^{\tau} = P(\tau - \Delta s, k_{\alpha}) - \Delta P \exp\left(-\frac{\tau - \tau_s}{v_s}\right), \quad (6)$$

где $\Delta P = P(\tau_s - \Delta s, k_{\alpha}) - P(\tau_s, k_{\alpha_s})$; v_s – характерное время перехода с одной кривой на другую.

В переходном процессе, начавшемся в момент η , непрерывное изменение теплоотдачи приводит к накоплению изменений, как в смещении переходной характеристики, так и в ее значении:

$$s_{\eta}(\tau) = \xi \int_{\eta}^{\tau} (\tau - \tau_s - s_{\eta}(\tau_s)) \frac{dk_{\alpha}(\tau_s)}{k_{\alpha}(\tau_s)}; \quad (7)$$

$$P_{\eta}(\tau, k_{\alpha_n}) \Big|_{\tau=0}^{\tau} = P(\tau - \eta - s_{\eta}(\tau), k_{\alpha}(\tau)) - \int_{\eta}^{\tau} \exp\left(-\frac{\tau - \tau_s}{v_s}\right) dP_{\eta}(\tau_s), \quad (8)$$

где
$$dP_{\eta}(\tau) = P(\tau - \eta - s_{\eta}(\tau), k_{\alpha}(\tau)) - P(\tau - \eta - (s_{\eta} + ds_{\eta}(\tau)), k_{\alpha}(\tau) - dk_{\alpha}(\tau)). \quad (9)$$

Функцию $k_{\alpha}(\tau)$ в формулах (7), (8), (9) следует рассматривать как обобщенную функцию, скачки значений которой порождают скачки обобщенных функций $s_{\eta}(\tau)$ и $P_{\eta}(\tau)$.

Подстановка выражения (8) в уравнение (2) преобразует последнее к виду:

$$t(\tau) = t(0) + \int_0^{\tau} P(\tau - \eta - s_{\eta}(\tau), k_{\alpha}(\tau)) dT_u(\eta) - \int_0^{\tau} \int_{\eta}^{\tau} \exp\left(-\frac{\tau - \tau_s}{v_s}\right) dP_{\eta}(\tau_s) dT_u(\eta). \quad (10)$$

Интервалы интегрирования в формуле (10) целесообразно уменьшить до пределов, в которых влияние предыстории процесса на текущее температурное состояние считается существенным. При допустимой погрешности расчета температуры $\sim 0,1\%$ от ее изменения в ходе процесса, таким интервалом можно считать $7v_{\max}$, где v_{\max} – максимальное v_i в формуле переходной характеристики (3). Используя подобные соображения, для практического применения можно рекомендовать следующий вариант формулы (10):

$$t(\tau) = t(\tau_0) + \int_{\tau_0}^{\tau} P(\tau - \eta - s_{\eta}(\tau), k_{\alpha}(\tau)) dT_u(\eta) - \int_{\tau_0}^{\tau} \int_{\tau_{00}}^{\tau} \exp\left(-\frac{\tau - \tau_s}{v_s}\right) dP_{\eta}(\tau_s) dT_u(\eta), \quad (11)$$

где $\tau_0 = \tau - 7v_{\max}$; $\tau_{00} = \tau - 5v_s$.

Уравнения (1), (7), (3), (9) и (11) связывают температуру в критической точке узла конструкции с контролируемыми параметрами двигателя, т.е. образуют мониторинговую модель температуры в этой точке.

Структурно-параметрическая идентификация такой модели представляет собой следующую последовательность действий:

1. По высокоуровневой модели проводится расчет переходных процессов при постоянном распределении температуры среды с распределениями коэффициентов теплоотдачи, соответствующими различным режимам двигателя.

2. По той же модели рассчитываются переходные процессы при постоянном распределении температуры среды и ступенчатом набросе (сбросе) теплоотдачи в различные моменты времени. Изменение теплоотдачи должно соответствовать переходу между режимами, использованными в п. 1.

3. По каждому переходному процессу, полученному в п.1, проводится оптимальное оценивание параметров A_0 , A_i , v_i , переходной характеристики при постоянной теплоотдаче (3). Результаты необходимо аппроксимировать зависимостями $A_0(k_{\alpha})$, $A_i(k_{\alpha})$, $v_i(k_{\alpha})$ (рис. 2).

4. По каждому переходному процессу, полученному в п. 2, находятся оценки параметров Δs и v_s в описании процесса (6). Результаты по Δs необходимо представить в форме (5), аппроксимированной полиномом 1 – 2-й степени.

На рис. 5 представлены расчеты температуры в критической точке ротора ТВД по моделям высокого уровня и по мониторинговой модели при измене-

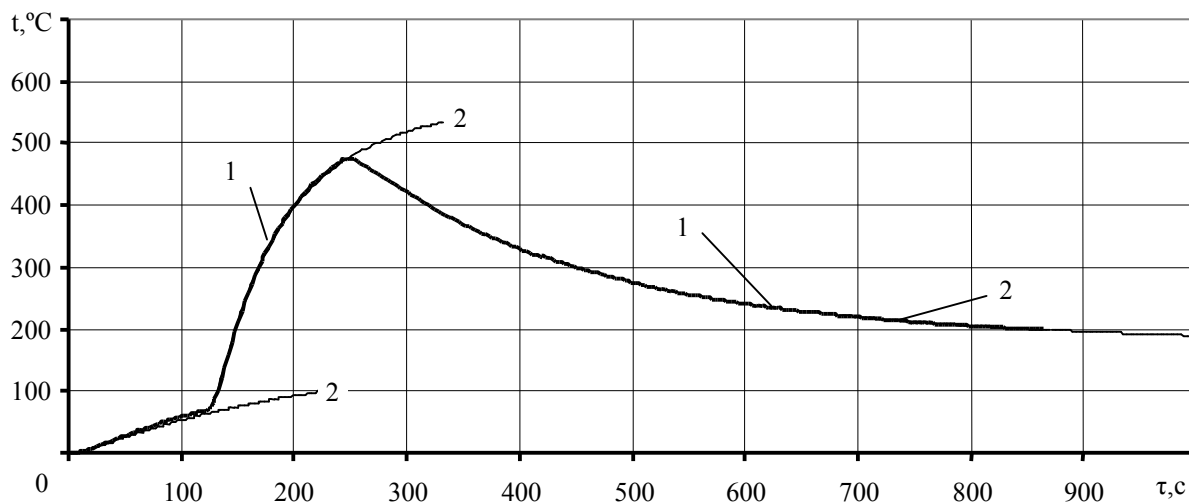


Рис. 5. Изменение температуры в критической точке ротора ТВД в цикле «малый газ – взлетный – малый газ»:

1 – по высокоуровневым моделям двигателя и температурного состояния ротора;
2 – по идентифицированной мониторинговой модели

нии режимов: малый газ (2 мин) – взлетный (2 мин) – малый газ (10 мин).

Отличие температур на протяжении процесса не превысило 2°C, отличие пиковой температуры – 1°C. Отношение затрат машинного времени – около 2000 : 1.

Заключение

Таким образом, модели температуры деталей на основе переходных характеристик, идентифицированные по моделям высокого уровня, обеспечивают расчет температуры на неустановившихся режимах с погрешностью порядка 1°C при 2000-кратном уменьшении затрат машинного времени, что позволяет рекомендовать их в качестве мониторинговых моделей температуры для систем учета выработки ресурсов ГТД.

Литература

1. Кулагин В.В. Теория газотурбинных двигателей: Кн. 2. Совместная работа узлов, характеристики и газодинамическая доводка выполненного газотурбинного двигателя. – М.: МАИ, 1994. – 304 с.

2. Крикунов Д.В., Симбирский Д.Ф., Олейник А.В. Модель граничных условий конвективного теплообмена роторных деталей ГТД для систем учета выработки ресурса // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2000. – Вып. 23. – С. 139 – 141.

3. Копелев С.З., Слитенко А.Ф. Конструкции и расчет систем охлаждения ГТД. – Х.: Основа, 1994. – 240 с.

4. Модель термонапряженного состояния диска турбины на основе его переходных характеристик / А.В. Олейник, Д.Ф. Симбирский, В.А. Филяев, Д.В. Крикунов // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Гос. аэрокос. ун-т «ХАИ». – 2000. – Вып. 19. Тепловые двигатели и энергоустановки. – С. 228 – 235.

5. Лыков А.В. Теория теплопроводности. – М.: Высш. шк., 1967. – 600 с.

Поступила в редакцию 8.06.2005

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