

УДК 629.735.33.015.017.3

В.П. ПУСТОВОЙТОВ

Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова, Украина

**ПРИБЛИЖЕННЫЙ МЕТОД РАСЧЕТА ВЛИЯНИЯ ТУРБОВИНТОВЫХ
ДВИГАТЕЛЕЙ НА МОМЕНТ ТАНГАЖА И ПОДЪЕМНУЮ СИЛУ
САМОЛЕТА-ВЫСОКОПЛАНА ПРИ БОЛЬШИХ ЗНАЧЕНИЯХ
КОЭФФИЦИЕНТА НАГРУЗКИ НА ОМЕТАЕМУЮ
ВОЗДУШНЫМ ВИНТОМ ПЛОЩАДЬ**

Излагается развитие метода, разработанного для приближенного расчета влияния турбовинтовых двигателей на коэффициент результирующего момента тангажа и коэффициент результирующей подъемной силы двухмоторных региональных самолетов обычного взлета и посадки в области малых значений коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и умеренных значений угла отклонения однозвенных закрылков, выполненное путем замены приближенного линейного метода расчета приращения подъемной силы от обдувки механизированного крыла струями воздушных винтов приближенным нелинейным методом, основанным на аналогии обдуваемого струями воздушных винтов закрылка с реактивным закрылком и использовании результатов теории реактивного закрылка, что дало возможность выполнить расчет в области больших значений коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков, характерных для турбовинтовых самолетов короткого взлета и посадки.

турбовинтовой двигатель, нагрузка на ометаемую воздушным винтом площадь, поворот струи воздушного винта закрылком, реактивный закрылок, приращение подъемной силы и момента тангажа от влияния струй воздушных винтов

В работе [1] изложен метод расчета влияния турбовинтовых двигателей на зависимости от угла атаки и угла отклонения закрылков коэффициента результирующего момента тангажа m_{R_z} и коэффициента результирующей подъемной силы C_{R_y} турбовинтового двухмоторного самолета-высокоплана при малых значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь B .

Малые значения коэффициента B ($B < 2$) характерны для воздушных участков полета турбовинтовых региональных самолетов обычного взлета и посадки, использующих простые однозвенные щелевые закрылки. Турбовинтовые транспортные самолеты короткого взлета и посадки используют двух или трехзвенные щелевые закрылки, и значения коэффициента B на воздушных участках полета у таких самолетов достигает 5...6 единиц. В статье из-

лагаются результаты работы по развитию метода [1] с целью его применения в области больших значений коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь.

Современные турбовинтовые транспортные самолеты короткого взлета и посадки являются четырехмоторными самолетами (Ан-70, А-400М), что позволяет реализовать большие значения коэффициента результирующей подъемной силы на воздушных участках полета вследствие большой относительной площади крыла, обдуваемой струями воздушных винтов. В транспортной авиации применялись и продолжают применяться четырехмоторные турбовинтовые самолеты обычного взлета и посадки, использующие однозвенные щелевые выдвижные закрылки (Ан-12, Ан-22, С-130). У таких самолетов на воздушных участках полета значения коэффициента B не превышают 2-х единиц.

Рассмотрим, требует ли усовершенствования метод [1], если его применять для расчета зависимостей $m_{R_z}, C_{R_y} = f(\alpha, B, \delta_3)$ четырехмоторных турбовинтовых самолетов обычного взлета и посадки.

На рис. 1 показаны результаты расчета по методу [1] зависимостей $m_{R_z}, C_{R_y} = f(\alpha, B, \delta_3)$ четырехмоторного турбовинтового самолета обычного взлета и посадки, схема которого показана на рис. 2. На рис. 1 показаны также и результаты испытаний модели этого самолета с присоединенными имитаторами турбовинтовых двигателей в большой аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ.

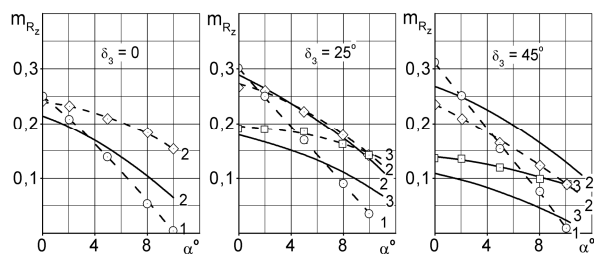


Рис. 1. Зависимости коэффициента результирующего момента тангажа четырехмоторного турбовинтового самолета обычного взлета и посадки от угла атаки при различных значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и различных значениях угла отклонения закрылков:

— расчет; - - - эксперимент;
1 (○) — $B = 0$; 2 (◇) — $B = 1$; 3 (□) — $B = 2$

Видно, что метод [1] может быть применен без существенных доработок для приближенного расчета влияния работающих турбовинтовых двигателей на коэффициент результирующего момента тангажа четырехмоторного самолета обычного взлета и посадки.

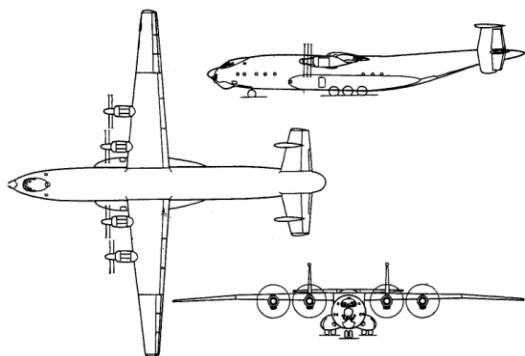


Рис. 2. Схема четырехмоторного турбовинтового самолета обычного взлета и посадки

На рис. 3 показаны результаты расчета по методу [1] зависимостей $C_{R_y} = f(\alpha, B, \delta_3)$ самолета № 1 и результаты испытаний модели этого самолета.

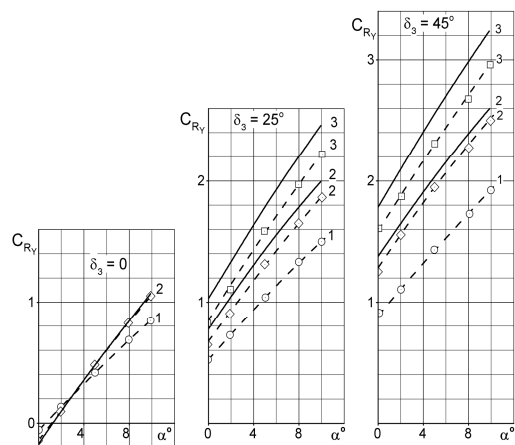


Рис. 3. Зависимости коэффициента результирующей подъемной силы четырехмоторного турбовинтового самолета обычного взлета и посадки от угла атаки при различных значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и различных значениях угла отклонения закрылков
— расчет; - - - эксперимент;
1 (○) — $B = 0$; 2 (◇) — $B = 1$; 3 (□) — $B = 2$

Видно, что метод [1] может быть использован без доработок и для приближенного расчета зависимостей $C_{R_y} = f(\alpha, B, \delta_3)$ четырехмоторных турбовинтовых самолетов обычного взлета и посадки в области рассмотренных значений коэффициента B .

Вместе с тем из рис. 3 следует, что расчет по методу [1] дает несколько завышенные значения приращения коэффициента результирующей подъемной силы крыла от влияния работающих турбовинтовых двигателей, и что это превышение растет с ростом коэффициента B и угла отклонения закрылков δ_3 . Отмеченное наглядно иллюстрируется графиками, показанными на рис. 4, которые получены перестроением графиков рис. 3 для посадочной конфигурации самолета.

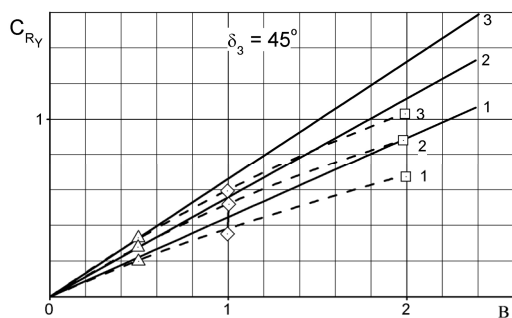


Рис. 4. Зависимости приращения коэффициента результирующей подъемной силы четырехмоторного турбовинтового самолета обычного взлета и посадки от коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь: — расчет; - - - эксперимент; 1 - $\alpha = 0$; 2 - $\alpha = 5^\circ$; 3 - $\alpha = 10^\circ$

Очевидно, метод [1] будет давать неприемлемо большую погрешность, если его применять в области больших значений коэффициента B (до $B \approx 5 \dots 6$). Так как метод [1] дает хорошее совпадение с экспериментом при расчете углов наклона зависимостей $C_{Ry} = f(\alpha)$ для всех углов отклонения закрылков, а также при расчете зависимостей $C_{Ry} = f(\alpha, B)$ для неотклоненных закрылков, то можно утверждать, что прогнозируемая погрешность в основном вызывается погрешностью расчета влияния струй воздушных винтов на то слагаемое коэффициента подъемной силы крыла $\Delta C_{y_{\delta_{20s}}}$, которое зависит от отклонения закрылков, т.е. погрешностью расчета коэффициента $\Delta C_{y_{\delta_{20s}}}(\delta_3)$ в области больших значений коэффициента B . Сказанное иллюстрируется рис. 5, на котором показаны рассчитанные по методу [1] значения коэффициента $\Delta C_{y_{\delta_{20s}}}(\delta_3)$ самолета № 1 и значения коэффициента $\Delta C_{y_{\delta_{20s}}}(\delta_3)$, полученные путем пересчета результатов испытаний модели этого самолета с горизонтальным оперением на конфигурацию самолета без горизонтального оперения. Расчет и сравнение с экспериментом выполнены для угла атаки крыла,

равного по величине углу установки двигателей относительно крыла, для того, чтобы исключить из рассмотрения составляющие коэффициента результирующей подъемной силы C_{Py} и C_{Ny} , зависящие соответственно от силы тяги воздушного винта и поперечной силы на воздушном винте [1].

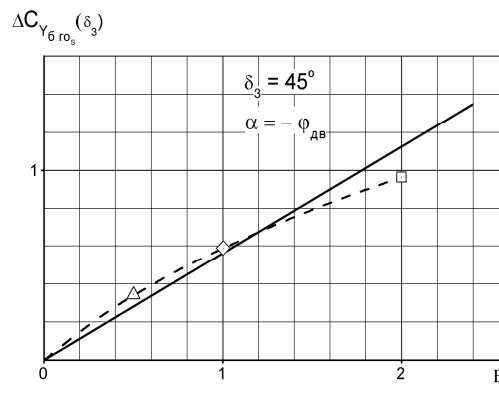


Рис. 5. Зависимости приращения коэффициента подъемной силы крыла четырехмоторного турбовинтового самолета обычного взлета и посадки, вызванного обдувкой струями воздушных винтов, от коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь: — расчет; - - - эксперимент

Так как в методе [1] коэффициент $\Delta C_{y_{\delta_{20s}}}$ используется не только при расчете коэффициента результирующей подъемной силы C_{Ry} , но и при расчете коэффициента результирующего момента тангажа самолета без горизонтального оперения $m_{R_{z_{\delta_{20s}}}}$, а также при расчете осредненного угла ско- са потока в зоне горизонтального оперения ε_s , относительного (в долях радиуса воздушного винта) удаления оси струи воздушного винта от горизонтального оперения $\bar{h}_{z_{0s}}$, осредненного коэффициента увеличения скоростного напора в зоне горизонтального оперения K_s и, в конечном счете, при расчете коэффициента подъемной силы горизонтального оперения $C_{y_{z_{0s}}}$ и коэффициента момента тангажа, развиваемого горизонтальным оперением

$m_{z_{20_s}}$, то для усовершенствования метода [1] с целью его применения в области больших значений коэффициента B и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков, следует усовершенствовать метод расчета коэффициента $\Delta C_{y_{\delta_{20_s}}}$ в указанной области.

Метод [1] дает линейную зависимость коэффициента $\Delta C_{y_{\delta_{20_s}}}$ от коэффициента B , что характерно для приближенных методов, в которых полагается, что спутная струя за воздушным винтом имеет в поперечном отношении бесконечную протяженность.

Приведенные выше результаты эксперимента свидетельствуют о том, что зависимость $\Delta C_{y_{\delta_{20_s}}}$ от коэффициента B нелинейна и градиент роста коэффициента $\Delta C_{y_{\delta_{20_s}}}$ с увеличением коэффициента B уменьшается. Нелинейную зависимость от коэффициента B приращения дополнительной подъемной силы турбовинтовых самолетов позволяет получить приближенный метод, разработанный Е.М. Золотко [2]. Этот метод основан на предположении о том, что спутная струя за воздушным винтом имеет в поперечном направлении бесконечно малую протяженность, что дает возможность для приближенных расчетов использовать результаты теории реактивного закрылка Спенса [3].

Вытекающая из работы [2] формула для расчета приращения коэффициента результирующей подъемной силы механизированного крыла от влияния турбовинтовых двигателей (с учетом составляющей от тяги воздушных винтов, повернутой механизированным крылом на угол θ , но без учета составляющей от поперечной силы на воздушных винтах) с использованием некоторых обозначений, принятых в работе [1], может быть записана следующим образом:

$$\Delta C_{R_{y_{\delta_{20}}}} = \left(\Delta C_y^9 \sin \vartheta + \Delta C_y^{\alpha} \frac{\alpha}{57,3^\circ} - k_\theta \cdot B \frac{i \cdot F_{\theta}}{S_{\kappa p_s}} \sin \theta \right) \cdot (1 + \bar{c}) \cdot C_{y_{\delta_{20}}}^{\alpha} \times \quad (1)$$

$$\times \frac{57,3}{2\pi} k_{\ell_s}^- + k_\theta \cdot B \frac{i \cdot F_{\theta}}{S_{\kappa p_s}} \sin \theta,$$

где k_θ – коэффициент, учитывающий потерю тяги воздушного винта при повороте струи воздушного винта закрылком (рис. 6); $k_{\ell_s}^-$ – коэффициент, используемый при учете величины относительного размаха обдуваемого участка закрылков и его расположения по размаху крыла (рис. 7).

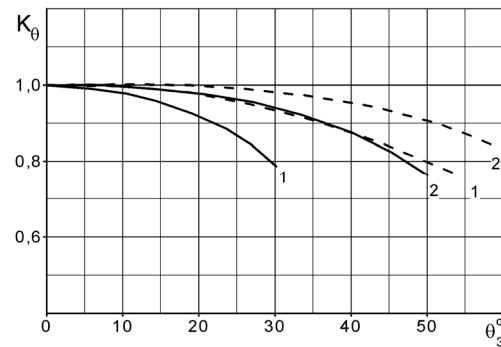


Рис. 6. Зависимость коэффициента потери тяги воздушного винта от угла поворота струи воздушного винта однозвенным закрылком:

- — — простой поворотный закрылок;
- - - выдвижной щелевой закрылок;
- 1 – один винт на полуразмахе крыла;
- 2 – два винта на полуразмахе крыла

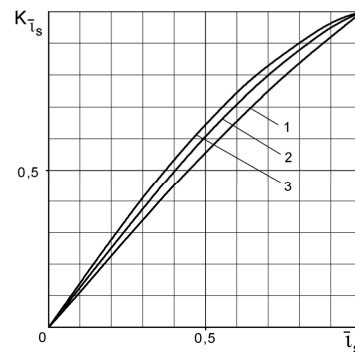


Рис. 7. Зависимость коэффициента k_{ℓ_s} от относительного размаха обдуваемых участков закрылков $\bar{\ell}_s$ для различных значений сужения крыла η :

- 1 – $\eta = 1$; 2 – $\eta = 2$; 3 – $\eta = 4$

В расчете по этой формуле используются заимствованные из упомянутой работы Спенса нелинейные зависимости ΔC_y^θ и ΔC_y^α от коэффициента импульса C_μ (рис. 8), связь которого с коэффициентом B описывается формулой

$$C_\mu = k_\theta \cdot B \frac{i \cdot F_\theta}{S_{кр_s}}, \quad (2)$$

где $i \cdot F_\theta$ – площадь, ометаемая воздушными винтами; $S_{кр_s}$ – площадь крыла, обдуваемая струями воздушных винтов.

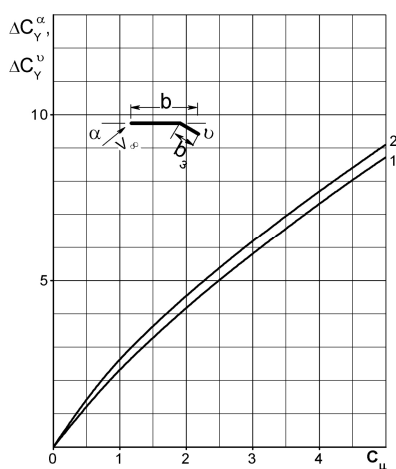


Рис. 8. Зависимость приращения производных коэффициента подъемной силы профиля крыла с реактивным закрылком по углу атаки и углу отклонения закрылка от коэффициента импульса струи:

$$1 - \Delta C_y^\alpha; 2 - \Delta C_y^\theta$$

В формуле (1) угол отклонения реактивного закрылка θ принимается равным углу отклонения механического однозвенного закрылка δ_3 , а угол поворота струй воздушных винтов механизированным крылом θ определяется по формуле

$$\theta = \theta_3 + \alpha. \quad (3)$$

Здесь угол поворота струй воздушных винтов закрылком θ_3 определяется по формуле

$$\theta_3 = \frac{\theta_3}{\delta_3} \delta_3, \quad (4)$$

в которой зависимость производной $\frac{\theta_3}{\delta_3}$ определяется по экспериментальной кривой (рис. 9) в зависимости от отношения хорды закрылка b_3 к диаметру воздушного винта D_θ .

Как показано в работе [2], расчет по формуле (1) дает приемлемое совпадение с экспериментом в области больших значений коэффициента B в случае однозвенного щелевого закрылка при углах его отклонения до $\sim 40^\circ$.

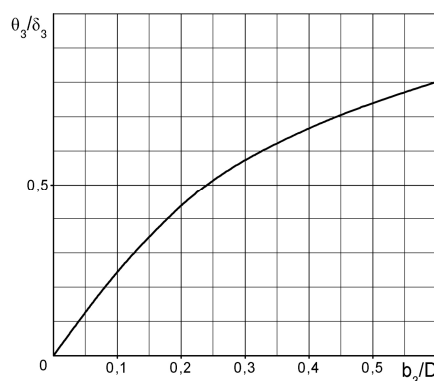


Рис. 9. Зависимость отношения угла поворота струи воздушного винта закрылком к углу отклонения однозвенного закрылка от отношения хорды закрылка к диаметру воздушного винта

При этом оказалось возможным не учитывать „растекание“ струй воздушных винтов вдоль размаха закрылков, т.е. принимать размах сходящей с задней кромки закрылков спутной струи воздушного винта ℓ_s равным диаметру воздушного винта D_θ .

Выражение для используемого в методе [1] коэффициента $\Delta C_{y\theta_{20s}}$ может быть получено из формулы (1) путем вычитания из нее составляющей коэффициента результирующей подъемной силы, определяемой проекцией силы тяги воздушных винтов [1]:

$$C_{Py} = \frac{i \cdot F_\theta}{S_{кр}} \cdot B \frac{\alpha + \varphi_{\theta\theta}}{57,3}, \quad (5)$$

что дает

$$\begin{aligned} \Delta C_{y_{\delta_{zo}}} = & \left(\Delta C_y^{\vartheta} \sin \vartheta + \Delta C_y^{\alpha} \frac{\alpha}{57,3^\circ} - \right. \\ & \left. - k_{\theta} \cdot B \frac{i \cdot F_{\theta}}{S_{kp_s}} \sin \theta \right) \cdot (1 + \bar{c}) \cdot C_{y_{\delta_{zo}}}^{\alpha} \times \\ & \times \frac{57,3}{2\pi} k_{\ell_s}^- + k_{\theta} \cdot B \frac{i \cdot F_{\theta}}{S_{kp_s}} \sin \theta - \\ & - \frac{i \cdot F_{\theta}}{S_{kp_s}} B \frac{\alpha + \varphi_{\theta\theta}}{57,3}. \end{aligned} \quad (6)$$

Для сравнения результатов расчета по формуле (6) с результатами эксперимента потребовались результаты испытаний модели самолета с приставными имитаторами турбовинтовых двигателей до больших значений коэффициента B . Такие испытания были выполнены в большой аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ на модели самолета-высокоплана, схема которого показана на рис. 10 (назовем его самолет № 2).

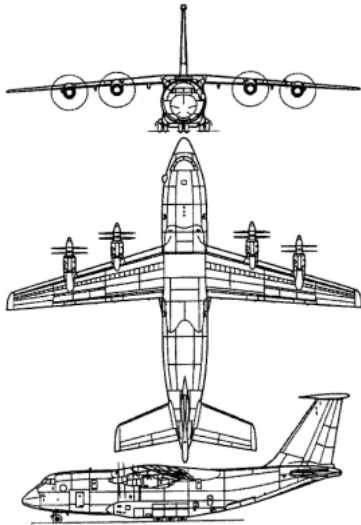


Рис. 10. Схема четырехмоторного турбовинтового самолета короткого взлета и посадки

Модель имела трехзвенные трехщелевые закрылки, углы отклонения звеньев которых составляли во взлетном положении $\delta_3^I = 20,5^\circ$; $\delta_3^{II} = 27,5^\circ$; $\delta_3^{III} = 35^\circ$, в посадочном положении — $\delta_3^I = 21^\circ$; $\delta_3^{II} = 40^\circ$; $\delta_3^{III} = 60^\circ$. Значения коэффициента B при испытаниях этой модели достигали 5,5 единиц.

Для случая трехзвенных закрылков пришлось решать вопрос о том, какие углы принимать в качестве углов ϑ и θ , входящих в формулу (6). После серии пробных расчетов был сделан вывод о том, что в качестве угла ϑ может быть принят средний эффективный угол поворота струи воздушного винта многозвенным щелевым закрылком $\theta_{3\varphi\varphi}$, который определяется по формуле

$$\begin{aligned} \theta_{3\varphi\varphi} = & \left(\frac{\theta_3}{\delta_3} \right)_{I-II-III} \cdot \delta_3^I + \\ & + \left(\frac{\theta_3}{\delta_3} \right)_{II-III} \cdot \delta_3^{II} + \left(\frac{\theta_3}{\delta_3} \right)_{III} \cdot \delta_3^{III}, \end{aligned} \quad (7)$$

где значения производных $\left(\frac{\theta_3}{\delta_3} \right)_{I-II-III}$, $\left(\frac{\theta_3}{\delta_3} \right)_{II-III}$ и $\left(\frac{\theta_3}{\delta_3} \right)_{III}$ определяются по кривой рис. 9 соответ-

ственно для хорд закрылка $b_3^I + b_3^{II} + b_3^{III}$, $b_3^{II} + b_3^{III}$ и b_3^{III} . Определенный таким образом угол $\theta_{3\varphi\varphi}$ использовался для определения эффективного угла поворота струй воздушных винтов механизированным крылом:

$$\theta_{\varphi\varphi} = \theta_{3\varphi\varphi} + \alpha. \quad (8)$$

С учетом вышеизложенного формула (6) принимает следующий вид:

$$\begin{aligned} \Delta C_{y_{\delta_{zo}}} = & \left[\Delta C_y^{\vartheta} \sin \theta_{3\varphi\varphi} + \Delta C_y^{\alpha} \frac{\alpha}{57,3^\circ} - \right. \\ & \left. - k_{\theta} \cdot B \frac{i \cdot F_{\theta}}{S_{kp_s}} \sin(\theta_{3\varphi\varphi} + \alpha) \right] \cdot (1 + \bar{c}) \cdot C_{y_{\delta_{zo}}}^{\alpha} \times \\ & \times \frac{57,3}{2\pi} k_{\ell_s}^- + k_{\theta} \cdot B \frac{i \cdot F_{\theta}}{S_{kp_s}} \sin(\theta_{3\varphi\varphi} + \alpha) - \\ & - \frac{i \cdot F_{\theta}}{S_{kp_s}} B \frac{\alpha + \varphi_{\theta\theta}}{57,3}. \end{aligned} \quad (9)$$

Результаты расчета по формуле (9) коэффициента $\Delta C_{y_{\delta_{zo}}}$ самолета № 2, выполненные без учета „растекания“ струй воздушных винтов вдоль размаха закрылков во взлетной и посадочной configura-

циях, показаны на рис. 11. На этом же рисунке показаны результаты испытаний модели этого самолета с приставными имитаторами турбовинтовых двигателей в большой аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ.

Из рис. 11 следует, что результаты расчета, отражая нелинейный характер изменения коэффициента $\Delta C_{y_{\delta_{20s}}}$ по числу B , удовлетворительно согласуются с результатами эксперимента для взлетной конфигурации самолета и существенно расходятся с результатами эксперимента для посадочной конфигурации.

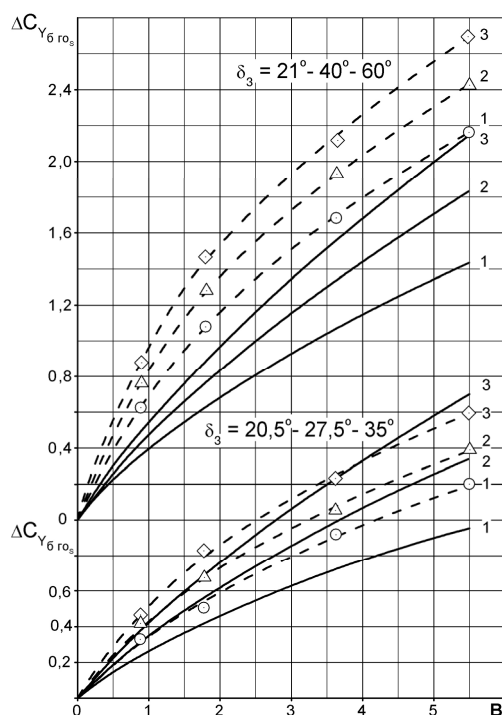


Рис. 11. Зависимости приращения коэффициента подъемной силы четырехмоторного турбовинтового самолета короткого взлета и посадки без горизонтального оперения, вызванного обдувкой его крыла струями воздушных винтов, от коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь („растекание“ струи вдоль размаха закрылков не учтено):
— расчет; - - - эксперимент;
1 (○) – $\alpha = 0^\circ$; 2 (Δ) – $\alpha = 4^\circ$; 3 (◇) – $\alpha = 8^\circ$

Результаты визуальных испытаний модели самолета № 2 с работающими имитаторами турбовинто-

вых двигателей показали, что в посадочной конфигурации отмечается существенное „растекание“ струй воздушных винтов вдоль размаха закрылков и это „растекание“ таково, что сходящая с задней кромки закрылка спутная струя распространяется на весь размах задней кромки закрылков.

Результаты расчета, выполненного в предположении, что относительный размах спутной струи, сходящей с задней кромки закрылков, равен относительному размаху закрылков, показаны на рис. 12.

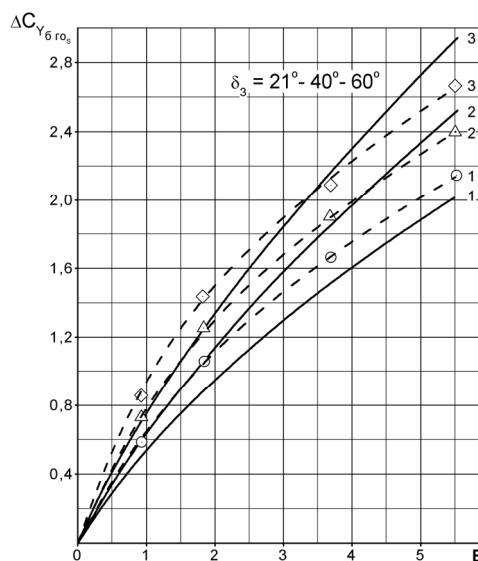


Рис. 12. Зависимости приращения подъемной силы четырехмоторного турбовинтового самолета короткого взлета и посадки без горизонтального оперения, вызванного обдувкой его крыла струями воздушных винтов, от коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь („растекание“ струи вдоль размаха закрылков учтено):
— расчет; - - - эксперимент;
1 (○) – $\alpha = 0^\circ$; 2 (Δ) – $\alpha = 4^\circ$; 3 (◇) – $\alpha = 8^\circ$

Видно, что результаты такого расчета существенно приблизились к результатам эксперимента.

Результаты расчета коэффициента $\Delta C_{y_{\delta_{20s}}}$ по формуле (9) были использованы для расчета коэффициента момента тангажа самолета без горизонтального оперения от обдувки его струями воздушных винтов $\Delta m_{z_{\delta_{20s}}}$ в области больших значений

коэффициента B . Согласно [1] формула для расчета коэффициента $\Delta m_{z_{\delta z_{0s}}}$ имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} \Delta m_{z_{\delta z_{0s}}} = & \left(\bar{X}_m - \bar{X}_{F_{\alpha_{kp_s}}} \right) \times \\ & \times \Delta C_{y_{\delta z_{0s} \delta_3=0}} + \left(\bar{X}_m - \bar{X}_{F_{\delta_3 s}} \right) \times \\ & \times \left(\Delta C_{y_{\delta z_{0s} \delta_3 \neq 0}} - \Delta C_{y_{\delta z_{0s} \delta_3=0}} \right). \end{aligned} \quad (10)$$

Результаты расчета по этой формуле для взлетной и посадочной конфигурации самолета № 2 показаны на рис. 13.

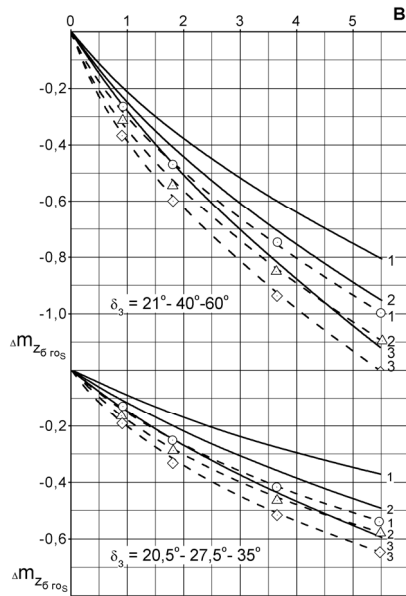


Рис. 13. Зависимости приращения коэффициента момента тангажа четырехмоторного турбовинтового самолета короткого взлета и посадки без горизонтального оперения, вызванного обдувкой его крыла струями воздушных винтов, от коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь:

— расчет; - - - эксперимент;

1 (○) – $\alpha = 0^\circ$; 2 (Δ) – $\alpha = 4^\circ$; 3 (◇) – $\alpha = 8^\circ$

На этом же рисунке показаны результаты испытаний модели этого самолета с приставными имитаторами турбовинтовых двигателей. Из сравнения полученных результатов можно заключить, что метод [1], в котором усовершенствован метод расчета коэффициента $\Delta C_{y_{\delta z_{0s}}}$, может быть применен для приближенного расчета коэффициента $\Delta m_{z_{\delta z_{0s}}}$ в области больших значений коэффициента нагрузки

на ометаемую воздушным винтом площадь и больших значений угла отклонения многозвенных щелевых закрылков. Имеющееся расхождение результатов расчета с результатами эксперимента предположительно можно объяснить тем, что в расчете относительное расстояние от центра тяжести самолета до второго фокуса обдуваемых участков крыла $\bar{X}_{F_{\delta_3 s}}$

принято неизменным при изменении коэффициента B для всех рассмотренных углов отклонения закрылков, в то время, как экспериментальные данные свидетельствуют о том что с ростом коэффициента B и угла отклонения закрылка это расстояние увеличивается (возможно, это связано с увеличением „растекания“ струй воздушных винтов вдоль размаха закрылков).

Усовершенствованный метод расчета коэффициента $\Delta C_{y_{\delta z_{0s}}}$ был применен также в расчете приращения коэффициента момента тангажа, развиваемого горизонтальным оперением самолета, от влияния струй воздушных винтов. Согласно [1] формула для расчета коэффициента $m_{z_{\delta z_{0s}}}$ имеет вид

$$m_{z_{\delta z_{0s}}} = m_z^{\varphi_{cm}} (\alpha + \varphi_{cm} - \varepsilon_s) K_s, \quad (11)$$

где ε_s – осредненный угол схода потока в области горизонтального оперения; K_s – коэффициент увеличения осредненного скоростного напора в области горизонтального оперения от влияния струй воздушных винтов.

Первые же расчеты, выполненные для самолета № 2, показали, что при взлетном и посадочном положениях закрылков струи воздушных винтов располагаются ниже горизонтального оперения, и, следовательно, значение коэффициента K_s может быть принято равным единице. На этом основании для расчета изменения коэффициента $m_{z_{\delta z_{0s}}}$ от влияния турбовинтовых двигателей во взлетной и посадочной

ной конфигурациях самолета использовалась формула

$$\Delta m_{z_{\text{гос}}} = -m_z^{\text{гос}} \Delta \varepsilon_s. \quad (12)$$

Так как у рассматриваемого самолета приращение угла скоса потока от отклонения закрылков при нулевой подъемной силе крыла в отсутствие обдувки оказалось близким к нулю, то значения входящего в формулу (12) угла $\Delta \varepsilon_s$ рассчитывалось по упрощенной формуле [1]:

$$\Delta \varepsilon_s = \varepsilon^{C_y} (\Delta C_{y_{\text{гос}}} + C_{P_y} + C_{N_y}). \quad (13)$$

Результаты расчета коэффициента $\Delta m_{z_{\text{гос}}}$ показаны на рис. 14. На этом же рисунке показаны результаты эксперимента.

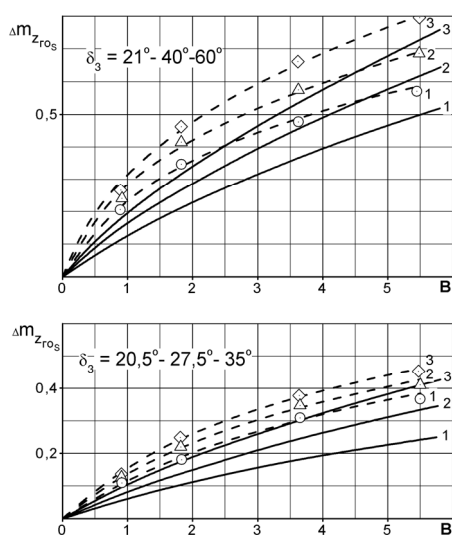


Рис. 14. Зависимость приращения коэффициента момента тангажа, развиваемого горизонтальным оперением четырехмоторного турбовинтового самолета короткого взлета и посадки, от коэффициента B :

— расчет; - - - эксперимент;
1 (○) — $\alpha = 0^\circ$; 2 (Δ) — $\alpha = 4^\circ$; 3 (◇) — $\alpha = 8^\circ$

Видно, что использованный метод позволяет выполнять приближенную оценку влияния турбовинтовых двигателей на коэффициент момента тангажа, развиваемого горизонтальным оперением самолета, в области больших значений коэффициента B при

больших значениях угла отклонения многозвенного щелевого закрылка.

Таким образом, использование усовершенствованного метода расчета приращения подъемной силы механизированного крыла от влияния струй воздушных винтов, отражающего нелинейный характер изменения этого приращения по коэффициенту B , позволило распространить приближенный метод расчета коэффициента результирующего момента тангажа и коэффициента результирующей подъемной силы, разработанный для двухмоторных турбовинтовых самолетов обычного взлета и посадки, на область больших значений коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь, которые реализуются на воздушных участках полета четырехмоторных турбовинтовых самолетов короткого взлета и посадки, использующих многозвенные щелевые закрылки.

Литература

1. Пустовойтов В.П. Теоретическое исследование влияния расположения горизонтального оперения и струй воздушных винтов на продольную статическую устойчивость турбовинтового регионального самолета-высокоплана // Аэрогидродинамика: проблемы и перспективы. – 2006. – Вып. 2. – С. 142-160.
2. Золотко Е.М. Приближенный расчет дополнительной подъемной силы при обдувке крыла струей от винтов // Труды ЦАГИ. – 1973. – Вып. 1452. – С. 12-26.
3. Spence D.A. The lift on a thin aerofoil with a jet-augmented flap // Aeronautical Quarterly. – 1958. – Vol. 9, part 3.

Поступила в редакцию 1.10.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Е.П. Ударцев, Национальный авиационный университет, Киев.

УДК 629.7.054

Е.А. КЛАДУН*Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев, Украина***СПЕЦИФИКА РАБОТЫ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИНТЕГРАТОРА ЛИНЕЙНЫХ УСКОРЕНИЙ В НАТУРНЫХ УСЛОВИЯХ**

Раскрывается природа появления дополнительных погрешностей гироскопического интегратора линейных ускорений в натуральных условиях. Показан механизм воздействия проникающего акустического излучения на подвес гироскопа и определена погрешность измерений.

ракета-носитель, гироскопический интегратор линейных ускорений, дифракция звуковых волн, волновое совпадение

Введение

Полномасштабное освоение космического пространства предусматривает решение трех основных задач:

- осуществление межорбитальных околоземных перелетов, включая довыведение КА с опорной на более высокие орбиты, вплоть до геостационарных;
- коррекция орбиты и энергоснабжение больших орбитальных станций типа Международной космической станции (МКС);
- выведение КА на отлетные траектории, а также на орбиты для полета к планетам Солнечной системы.

Отечественная космонавтика предусматривает использование для решения этих задач ракет-носителей класса «Днепр» и «Зенит-2».

В плане решаемой проблемы, самым уязвимым элементом конструкции РН к постоянно изменяющимся требованиям пусковых услуг является головной аэродинамический обтекатель (ГАО), в подобтекательном пространстве (ПП) которого размещается космический аппарат (КА). Происходящие динамические изменения в спектре КА, планируемых для выведения, приводят к тому, что, с одной стороны, увеличиваются абсолютные значения массы КА, вплотную приближаясь к нижней границе возможностей РН тяжелого класса, а с другой – повышается удельный вес задач по доставке КА на

высокие орбиты.

Моменту активного отделения второй ступени от первой предшествует и вывод на номинальный режим работы ее маршевых двигателей с одновременной подготовкой к работе навигационно-пилотажного оборудования РН (рис. 1).

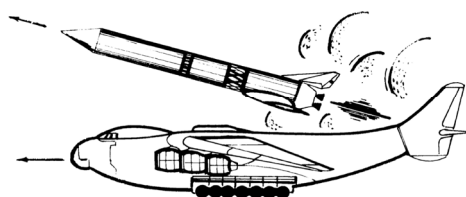


Рис. 1. Авиационно-космическая система. Ракета-носитель воздушного базирования

Наряду с прочими функциональными операциями, в этот период времени строится система заданных ориентирных направлений. Оставляя в стороне вопросы специфики, в том числе и безопасности, самого маневра разведения, отличающегося наличием мощного теплового факела двигателей второй ступени, подробно остановимся на другом малоизученном явлении – влиянии прошедшего в подобтекательном пространстве акустического излучения со стороны двигателей на бортовую аппаратуру РН, в частности на гироскопические приборы и устройства. Известно, что на звуковое излучение расходуется около 1% механической мощности двигателей. Общий уровень акустического поля в районе реактивной струи, например, может достигать 180 дБ, ши-

рина частотной полосы – 0...10 кГц [1, 2]. Такие режимы наблюдаются при старте ракет с поверхности Земли или из шахт (рис. 2).

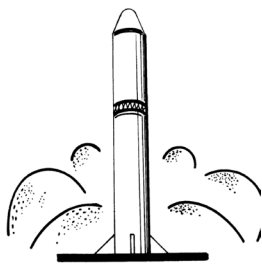


Рис. 2. Ракета наземного базирования

Естественно, что звуковое давление такой интенсивности окажет существенное влияние на собственно конструкцию ЛА, а также и на приборы командно-измерительного комплекса. Шум реактивной струи, обладая широким спектром частот и случайным характером изменения величины звукового давления, приведет к возникновению в механических системах бортовой аппаратуры множества форм колебаний, в том числе и резонансных. В своей совокупности волновые процессы, как показывают результаты экспериментальных исследований, приведут к нарушению режима нормального функционирования приборов и, в итоге, к ухудшению тактико-технических характеристик изделий в целом, что выльется в необходимость решения дополнительных нештатных задач эксплуатации РН и выведения КА, не предусмотренных техническими условиями.

Последнее поясняется следующим. Характер движения космических аппаратов на высотах, превышающих условную границу атмосферы Земли, существенным образом зависит от многих факторов, среди которых не последнее место занимают собственно погрешности выведения и погрешности построения ориентирных направлений, например, с помощью систем инерциальной навигации. Совокупность этих нежелательных проявлений может привести либо к необходимости доукомплектования КА корректирующими двигателями (или топливом) с целью обеспечения требуемых параметров орби-

ты, либо, вообще, – к существенному сокращению времени существования космического аппарата.

Достижения практической космонавтики существенно расширили и вывели на качественно высшую ступень сложившиеся представления о характере рассеяния энергии акустических полей в механических системах бортовой аппаратуры летательных аппаратов, определили перспективы развития и совершенствования измерителей механических величин, очертили круг прикладных и теоретических изысканий в приборостроении. Вместе с тем, остается много нерешенных проблем качественной и количественной оценки природы этого явления. В первую очередь это относится к навигационным системам с носителями кинетических моментов [3]. На рис. 3 схематично изображена структура реактивной струи и указаны особенности генерируемого звука. При изучении вопроса о звуковом давлении на поверхности фюзеляжа необходимо более детальное рассмотрение некоторых свойств этого поля. Теоретические исследования предполагают наличие наиболее интенсивных волн Маха в направлении, где имеет место равенство $(1 - M \cos \theta) = 0$. Очевидно, что для поверхности корпуса это равенство никогда не выполняется, так как здесь угол θ близок к π .

Удовлетворительная теоретическая трактовка должна опираться на уравнение (1) с доплеровским эффектом $(1 - M \cos \theta)$, который в данном случае будет равен $(1 + M)$, где M – число Маха для движения вихрей относительно воздуха. Звуковое давление должно удовлетворять уравнению (1):

$$\begin{aligned} \bar{p}^2 &\propto \varepsilon^5 l^2 |\bar{y}|^{-2} \left\{ \rho U^2 \right\}^2 M^4 (1 + M)^{-5} \xrightarrow{M \gg 1} \\ &\xrightarrow{M \gg 1} \varepsilon^5 l^2 |\bar{y}|^{-2} c_0 \rho^2 U^3. \end{aligned} \quad (1)$$

Масштаб поля давлений в данном случае сравнительно велик, а точнее – имеет порядок диаметра сопла. Это характерно для звукового излучения высокоскоростных потоков ракетных двигателей.

Конвекция вихрей в направлении от ракеты увеличивает этот масштаб, изменяя частоты в соответствии с доплеровским коэффициентом $(1 + M)^{-1}$. Движение ракеты-носителя относительно воздушной среды не может существенно повлиять на уровень шума. Изменение будет пропорционально величине $(1 + M^* \cos \theta)$, что согласуется с приведенным выше. Масштаб поля давлений не изменяется, однако частоты корректируются на величину $(1 - M^*)$, поскольку этот коэффициент определяет изменение скорости волн относительно корпуса ракеты.

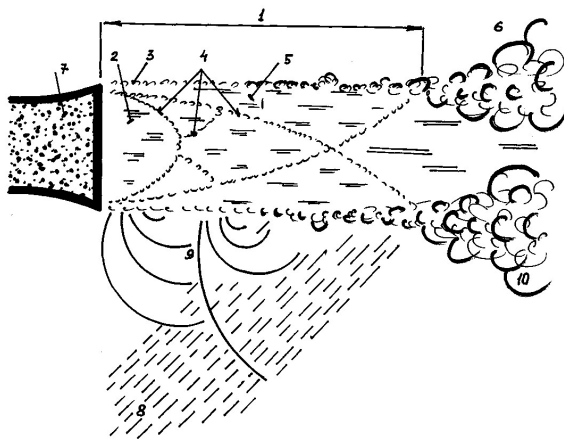


Рис. 3. Схематическое изображение потока (1–7) и звукового поля вблизи сопла ракеты (8–10): 1 – сверхзвуковая зона перемешивания, быстрое уменьшение скорости потока; 2 – зона температурной неоднородности, вызванная горением и перемешиванием; 3 – медленно распространяющийся турбулентный пограничный слой со сдвигом, максимальный градиент скорости; 4 – ячеистая структура ударных волн; 5 – турбулентные вихри, конвектирующие со сверхзвуковой скоростью; 6 – дозвуковая зона перемешивания, турбулентные вихри конвектируют с дозвуковой скоростью, интенсивная турбулентность, умеренные градиенты скорости; 7 – сопло двигателя ракеты; 8 – остронаправленные интенсивные волны Маха, излучаемые турбулентными вихрями, конвектирующими со сверхзвуковой скоростью; считается, что это основной источник шума ракет; 9 – сферические звуковые волны, возникающие вследствие взаимодействия турбулентного потока с ударными волнами; этот шум не слишком интенсивен; 10 – звук, возникающий из-за интенсивной турбулентности зоны дозвукового течения; составляет малую часть общего излучения струи ракетного двигателя

Что касается старта ракет с поверхности Земли (либо из шахты), а также пуска ракет мобильного базирования, то звуковое поле здесь имеет очень сложный характер. Наблюдается не только прямое акустическое излучение, но и отраженное звуковое поле. Последний факт объясняется реверберационным эффектом.

Несомненно, что основным источником шума являются остронаправленные волны Маха, появление которых предопределено соблюдением условия $(1 - M \cos \theta) = 0$. Теория показывает, что в этом случае интенсивность звука пропорциональна третьей степени скорости истечения и квадрату плотности потока. Оба эти утверждения удовлетворительно согласуются с экспериментом. Однако только при запуске из шахты ракета может подвергаться действию звукового излучения такого типа, поскольку лишь в данном случае имеют место поверхности, отражающие звук в направлении ракеты.

На ракете имеют место два основных изменения звукового поля. Вблизи среза сопла звук наиболее интенсивен и уменьшается при удалении в сторону носовой части. Второй эффект менее очевиден. Вблизи среза сопла имеется мелкомасштабный турбулентный поток, который создает высокочастотное излучение, тогда как основные источники низкочастотного звука находятся сравнительно далеко.

Постановка задачи данного исследования

Проникающее через ГАО и элементы фюзеляжа акустическое излучение попадает в приборный отсек РН. Структура и характер прошедшего внутрь звукового поля представлена в табл. 1.

Характер и степень акустического влияния, равно как и выбор механической расчетной модели возмущенного движения, находятся в прямой зависимости от соотношения габаритов изделия и половины длины звуковой волны. В том случае, когда эта величина в пределах единицы, тогда акустиче-

ская нагрузка приравняется к равномерно распределенной, а расчетная модель – к твердому телу на упругих связях. Если же габаритный размер в несколько раз превышает половину длины, тогда внешнее воздействие рассматривается как волновое, а вся конструкция – как система с распределенными параметрами.

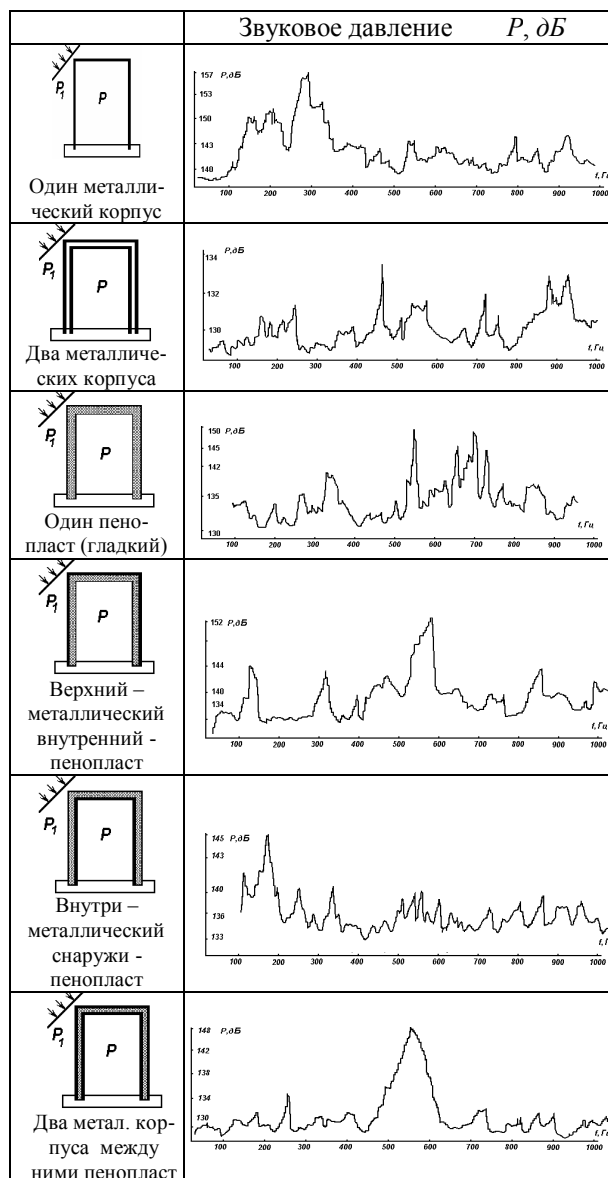
Понятие «шум» не накладывает ограничений на характер и структуру спектра колебаний. Это могут быть периодические колебания, называемые звуковыми, но также и случайные или нестационарные процессы.

Для достижения ракетой-носителем (РН) заданной точки пространства, как известно, необходимо, чтобы в конце активного участка полета, т.е. в момент отключения двигательных установок, вектор скорости ее центра масс имел требуемую величину и направление. Вторая задача решается, в основном, гиригоризонтом и вертикантом. Решение первой задачи, как правило, осуществляется с помощью гироскопического интегратора линейных ускорений [4]. Основное назначение гириинтеграторов связано с их применением в баллистических ракетах для формирования сигнала отключения двигателей в конце активного участка траектории. В этом случае ось наружной рамки прибора устанавливается параллельно продольной оси ракеты. С осью наружной рамки через редуктор связывается кулачковое контактное устройство, вырабатывающее сигналы включения двигателя. Замыкание контактов производится кулачком при достижении ракетой заданного значения продольной скорости. Влияние силы тяжести учитывается соответствующим смещением контактов на расчетный угол. Активный участок траектории движения баллистической ракеты является программной кривой. Поэтому закон изменения угла тангажа θ на активном участке (с точностью до погрешностей управления по углу тангажа) также задается. Это позволяет рассчитывать влияние силы тяжести. Для ракет без управления по тяге двигателей эти расчеты могут быть выполнены лишь при-

близительно, поскольку заранее неизвестно время достижения требуемой скорости движения.

Таблица 1

Прошедшее звуковое давление внутри прибора для различных технических реализаций корпуса



жение основного материала с обоснованием полученных результатов

Парусность подвеса гироскопа и влияние геометрической асимметрии кожуха на погрешность прибора. Наличие перекрещивающихся осей карданового подвеса гироскопа при работе прибора в замкнутом реверберационном акустическом пространстве приводит к появлению особенностей функционирования гириинтегратора в натурных условиях. Эти особенности в своей совокупности

послужат причиной дополнительной погрешности измерений.

Вначале рассмотрим подвес как совокупность абсолютно твердых, недеформируемых тел.

Тогда, под действием плоской звуковой волны давления P кожух с гиromотором будут испытывать возмущающее действие двух моментов – $\vec{M}_1(P)$ и $\vec{M}_2(P)$ (рис. 4). Вектор первого направлен вдоль оси наружной рамки и равен:

$$M_1(P) = P \cdot S \cdot \cos(\vec{n}, \hat{Oy}) \cdot l_1, \quad (2)$$

где P – давление в падающей волне;

S – площадь поверхности кожуха;

l_1 – расстояние от оси вращения кожуха до точки приложения равнодействующей сил акустического давления.

Вектор второго момента $\vec{M}_2(P)$ направлен вдоль оси вращения внутренней рамки и равен:

$$M_2(P) = P \cdot S \cdot \cos(\vec{n}, \hat{Ox}) \cdot l_2, \quad (3)$$

где l_2 – расстояние до центра приложения равнодействующей сил акустического давления.

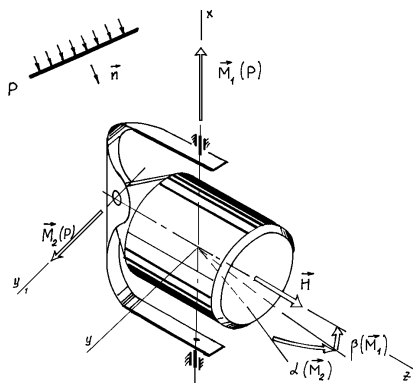


Рис. 4. Влияние звуковой волны на динамику гиросинтезатора

Наличие возмущающего момента $\vec{M}_1(P)$ приводит к отклонению главной оси на угол $\beta(\vec{M}_1)$, нарушающему требованию перпендикулярности оси фигуры и оси наружной рамки. Это, в свою очередь, скажется на искажении входного сигнала

$$M(W) = -mIW \cos \beta,$$

и, следовательно, на появлении погрешности измерений.

Возникновение возмущающего момента $\vec{M}_2(P)$ вызовет прецессию подвижной части на угол $\alpha(M_2)$, который внесет изменения в выходной сигнал, соответствующий также погрешности измерений.

Наличие в подвесе гироскопа перекрещивающихся осей приводит к тому, что кожух с гиromотором, по сути дела, является физическим маятником, подверженным действию волны давления. Причем наиболее опасной является ее антисимметричная составляющая

$$P_a = \frac{1}{2} (P_{10} + P_{20} - P_{30}) \exp i(\omega t - \vec{k}_0 \cdot \vec{r}),$$

приводящая к раскачке относительно осей подвеса кожуха и оси наружной рамки. Очевидно, что симметричная составляющая давления P не представляет серьезной опасности для подвеса.

Таким образом, наличие геометрической асимметрии (парусности) может быть причиной возникновения дополнительных моментов-помех и, следовательно, дополнительных погрешностей гироскопического интегратора линейных ускорений ракеты-носителя.

Влияние упругих перемещений поверхности кожуха. Проанализируем влияние упругих перемещений поверхности внутренней рамки под действием прошедшей внутрь прибора звуковой волны на появление дополнительных возмущающих моментов и, следовательно, на дополнительные погрешности измерений.

В качестве внешнего возмущающего фактора рассмотрим широко применяемую для такого типа задач плоскую волну давления. Кроме того, корпус ракеты-носителя считаем совершающим угловые колебания, что имеет место в натурных условиях, как во время старта, так и при движении. Возникновение особенностей динамики других элементов подвеса и комплектующих здесь не анализируется.

Кожух интегратора можно представить в виде шарнирно соединенных с круговым цилиндром двух

торцевых крышек. Проанализируем природу прохождения звука через эти элементы, возникающую в них вибрацию и появление возмущающих моментов.

Начнем с цилиндрической части кожуха.

Под воздействием звуковой волны P упругая поверхность кожуха получает радиальные $\vec{W}(t)$ и касательные $\vec{V}(t)$ перемещения. Ввиду малости, перемещения вдоль образующей цилиндра не учитываются.

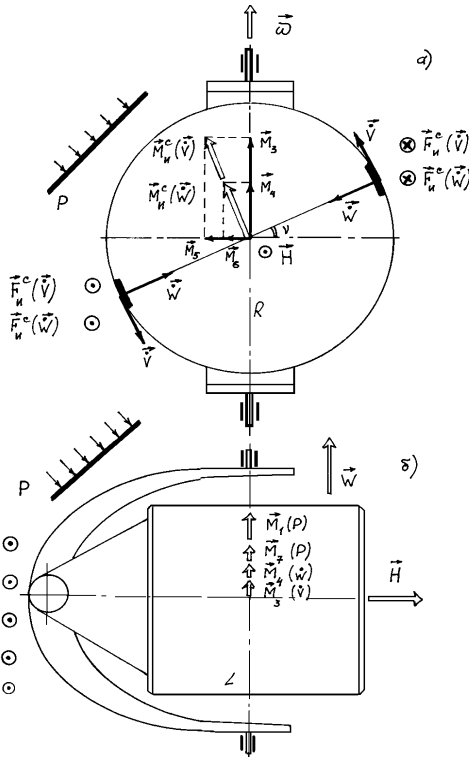


Рис. 5. Природа возникновения возмущающих моментов при дифракции звуковых волн на подвесе гироинтегратора

Пусть векторы скоростей $\vec{V}(t)$ и $\vec{W}(t)$ направлены, как указано на рис. 5, а. Тогда, вследствие углового движения корпуса ракеты-носителя со скоростью $\vec{\omega}$, элементы поверхности, совершая сложное движение, будут испытывать действие ускорения Кориолиса $2\vec{\omega} \times \vec{V}$ и $2\vec{\omega} \times \vec{W}$ и соответственно сил инерции Кориолиса $\vec{F}_H^C(\vec{V})$, $\vec{F}_H^C(\vec{W})$. Последние образуют пары сил с моментами $\vec{M}_H^C(\vec{V})$ и

$\vec{M}_H^C(\vec{W})$, которые выступают возмущающими факторами для кожуха интегратора.

Представив векторы этих ускорений в виде составляющих $\vec{M}_3$, $\vec{M}_4$, $\vec{M}_5$, $\vec{M}_6$, легко установить, девиация относительно какой подвеса имеет место (рис. 5, б).

Величины этих моментов известны [3]:

$$\begin{aligned} M_3(\dot{V}) &= \frac{2A\omega\dot{V}(t)}{R}; \quad M_4(\dot{W}) = \pi \frac{2A\omega\dot{W}(t)}{R} \\ M_5(\dot{V}) &= \pi \frac{2B\omega\dot{V}(t)}{R}; \quad M_6(\dot{W}) = \frac{2B\omega\dot{W}(t)}{R}, \end{aligned} \quad (4)$$

где A , B – моменты инерции кожуха.

То есть, моменты $M_5(\vec{V})$, $M_6(\vec{W})$ вызовут прецессию гироскопа относительно оси наружной рамки, а моменты $M_3(\vec{V})$, $M_4(\vec{W})$ – относительно оси привеса кожуха. Первые вносят искажение в полезный сигнал непосредственно, вторые – опосредованно, вызывая нарушение перпендикулярности главной оси и оси наружной рамки.

Акустическая вибрация торцов кожуха в направлении их нормали приведет к появлению возмущающего момента

$$M_7(P) = 2m_T L \omega \dot{W}_T(t) \sin(\vec{\omega}, \vec{W}_T(t)), \quad (5)$$

где m_T – масса торца кожуха;

$\vec{W}_T(t)$ – скорость изгибного движения пластины.

Перемещения поверхности цилиндра под действием акустического излучения удобно представлять в виде рядов Фурье:

$$V = \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} V_{mn} \exp(im\beta) \sin \frac{n\pi x}{L};$$

$$W = \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \exp(im\beta) \sin \frac{n\pi x}{L},$$

где

$$V_{mn} = -im \frac{F_{mn}}{\Delta_{mn}};$$

$$W_{mn} = \left[\omega^2 \rho - m^2 - \frac{1-\sigma}{2} \left(\frac{n\pi}{h} \right)^2 \right] \frac{F_{mn}}{\Delta_{mn}};$$

$$\Delta_{mn} = m^2 + \left[\omega^2 \rho - m^2 - \frac{1-\sigma}{2} \left(\frac{n\pi}{L} \right)^2 \right] \times$$

$$\times \left\{ \left(\omega^2 \rho + 1 \right) + c^2 \left[\left(\frac{m}{R} \right)^2 + \left(\frac{n\pi}{L} \right)^2 \right] \right\};$$

$$m = 0, \pm 1, \pm 2, \dots; \quad n = 0, 1, 2, \dots;$$

$$F_{mn} = I_{mn} P_0 \exp(i\omega t);$$

$$I_{mn} = \frac{2n\pi [1 - (-1)^n]}{(n\pi)^2 - (k_0 L)^2} \times$$

$$\times \begin{cases} 1, & \text{если } k_0 R_i q = -m; \\ i \frac{\exp i[-2\pi k_0 R_i (q + \cos \beta \cos \varepsilon_1)] - 1}{2\pi [k_0 R_i (q + \cos \beta \cos \varepsilon_1) + m]}, & \text{если } k_0 R_i q \neq -m \end{cases}.$$

$$q = \sin \beta \cdot \sin \varepsilon_1 \cdot \sin \varepsilon_2;$$

$$k_0 L \neq n\pi;$$

β – центральный угол в плоскости шпангоута;

$k_0 = \frac{\omega}{c_0}$ – волновое число; м^{-1} ;

P_0 – давление в падающей звуковой волне, ∂B ;

$$W_T = W_{T_0} \exp(i\omega t), \quad W_{T_0} = c^j u_j, \quad j = \overline{1, 6} \quad [4];$$

$$u_1 = \left(1 - \frac{x^2}{R^2} - \frac{y^2}{R^2} \right)^2; \quad u_2 = \frac{x}{R} u_1; \quad u_3 = \frac{y}{R} u_1;$$

$$u_4 = \frac{x^2}{R^2} u_1; \quad u_5 = \frac{y^2}{R^2} u_1; \quad u_6 = \frac{xy}{R^2} u_1;$$

$$C = (c^1 \ c^2 \ \dots \ c^N)^T = G^{-1} F =$$

$$= \frac{R^4}{64D} P_0 \begin{bmatrix} 4 & 0 & 0 & 5 & 5 & 0 \\ 0 & 9 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 9 & 0 & 0 & 0 \\ 5 & 0 & 0 & 19 & 7 & 0 \\ 5 & 0 & 0 & 7 & 19 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 6 \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} 4 - 2\left(\frac{\lambda}{2}\right)^2 \\ i6\frac{\lambda}{2} \cos \varepsilon \\ -i6\frac{\lambda}{2} \sin \varepsilon \\ 5 - 8\left(\frac{\lambda}{2}\right)^2 \cos^2 \varepsilon \\ 5 - 8\left(\frac{\lambda}{2}\right)^2 \sin^2 \varepsilon \\ 2\left(\frac{\lambda}{2}\right)^2 \sin 2\varepsilon \end{bmatrix};$$

$D = \frac{Eh}{12(1-\sigma)}$ – цилиндрическая жесткость крышки

торца кожуха;

$$\left(\frac{\lambda_i}{2} \right)^2 = \frac{1}{4} (\cos^2 \theta_1 \sin^2 \theta + \sin^2 \theta_1) (k_0 R_i)^2 \ll 1; \quad \theta, \theta_1 -$$

углы падения и отражения звуковой волны;

$\varepsilon_1, \varepsilon_2$ – числовые параметры.

Моменты, действующие на осях подвеса интегратора. Чтобы проанализировать погрешности гироскопа, рассмотрим подробнее значения моментов-помех. Для вывода основных аналитических зависимостей необходимо установить взаимную ориентацию координатных осей, связанных с носителем и с Землей (либо с авиационно-космической системой АКС при старте с самолета-носителя).

Земную систему координат $O_1 \xi_0 \eta_0 \zeta_0$ ориентируем следующим образом. Оси $O_1 \xi_0$ и $O_1 \zeta_0$ расположим в плоскости горизонта, а ось $O_1 \eta_0$ направим вдоль вертикали места.

Положение системы координатных осей $O_1 \xi \eta \zeta$, жестко связанных с корпусом ракеты-носителя, относительно Земной системы координат зададим углами θ (тангажа) и φ (крена) (рис. 6). На этой же схеме покажем также ориентацию осей $O_1 x_1 y_1 z_1$, жестко связанных с кожухом гироскопа.

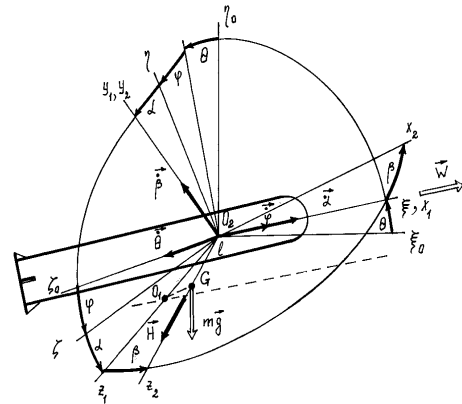


Рис. 6. Взаимное расположение систем координат:

$O_2 \xi_0 \eta_0 \zeta_0$ – связанная с Землей;

$O_2 \xi \eta \zeta$ – с корпусом ракеты-носителя;

$O_2 x_1 y_1 z_1$ – с кожухом прибора

Для наглядности совместим начала всех координатных осей, а именно – в точке O_2 . Таким образом, начала координатных осей $\xi\eta\zeta$ и $x_1y_1z_1$ смещены на расстоянии l вдоль оси z_1 из точки O_1 в точку O_2 . В общем случае продольная ось $O_1\xi$ ракеты наклонена к плоскости горизонта на угол θ , а поперечная ось $O_1\zeta$ – на угол φ .

Пунктирной линией, проходящей через точку O_1 , обозначим действительную ориентацию оси подвеса наружной рамки.

Моменты-помехи от сил веса гиromотора. Сила веса $m\vec{g}$ гиromотора направлена параллельно вертикали места – оси η_0 . Момент этой силы относительно оси y_2 определяется соотношением

$$M_{y_2}(mg) = \rho_{3z_2}(mg)_{x_2} - \rho_{3x_2}(mg)_{z_2}, \quad (6)$$

где $(\rho_3)_{x_2, z_2}$ – проекции радиус-вектора $\overrightarrow{O_2G}$ на оси x_2, z_2 ;

$(mg)_{x_2, z_2}$ – проекции силы веса гиromотора на эти же оси.

Из рис. 6 следует, что $\rho_{3z_2} = l$; $\rho_{3x_2} = 0$.

Тогда, из соотношения (6) вытекает:

$$M_{y_2}(mg) = l(mg)_{x_2} = mgl \cos \left(\hat{O_2\eta_0}, \hat{O_2x_2} \right).$$

Косинус угла между осями $O_2\eta_0$ и O_2x_2 определяется из сферического треугольника, вершины которого находятся на осях $O_2\eta_0$, $O_2\xi$ и O_2x_2 , т.е.:

$$\cos \left(\hat{O_2\eta_0}, \hat{O_2x_2} \right) = \sin \theta \cos \beta + \cos \theta \sin \beta \sin (\varphi + \alpha).$$

С учетом сказанного, в окончательном виде величина момента силы веса гиromотора будет определяться соотношением

$$M_{y_2}(mg) = -mgl [\sin \theta \cos \beta + \cos \theta \sin \beta \sin (\varphi + \alpha)]. \quad (7)$$

Рассуждая аналогично, определим момент силы веса относительно оси O_2x_1 подвеса наружной рам-

ки. Действительное положение оси наружной рамки на рис. 6 обозначено пунктирной линией. Тогда:

$$M_{x_1}(mg) = -mgl(1 - \cos \beta) \cos \theta \cos (\varphi + \alpha). \quad (8)$$

Моменты сил сухого трения. Моменты кулонового трения относительно осей подвеса представим в виде моментов сил сухого трения в относительном движении гироскопа, т.е.

$$M_{TPx} = -M_{Tx}^0 \text{sign} \dot{\alpha}; \quad M_{TPy} = -M_{Ty}^0 \text{sign} \dot{\beta}. \quad (9)$$

Коррекционный момент. Коррекционный момент M_{KOP} создается датчиком момента. Если датчик момента связан с наружной рамкой гироскопа через редуктор, тогда величина момента определяется соотношением

$$M_{KOP} = k_P M_{DM} (-1)^n, \quad (10)$$

где k_P – передаточное число редуктора;

M_{DM} – момент датчика момента;

n – число пар колес цилиндрического редуктора с внешним зацеплением.

Наличие редуктора не является обязательным, и достаточно часто датчик момента устанавливается непосредственно на оси наружной рамки.

По принципу работы датчики момента аналогичны электрическим двигателям, работающим в заторможенном режиме. Поэтому в качестве уравнений датчика могут использоваться уравнения двигателя соответствующего типа [5, 6].

Так, уравнение магнитоэлектрического датчика момента можно записать в виде уравнений двигателя постоянного тока с независимым возбуждением (если не учитывать реакцию якоря):

$$U = L \frac{di}{dt} + R_i + \omega c;$$

$$M_{DM} = m_l - I \frac{d}{dt} (\omega + \omega_2) - M_{TP} \text{sign} \omega, \quad (11)$$

где i и ω – соответственно ток в управляющей обмотке и скорость ротора относительно статора;

L, R, I – коэффициент самоиндукции, активное сопротивление управляющей обмотки и момент инерции ротора;

M_{TP} – момент сил сухого трения в подшипниках датчика момента;

c и m – соответственно коэффициент противо э.д.с. и электромеханический коэффициент.

В случае использования двухфазного индукционного датчика момента, его свойства описываются уравнением двухфазного асинхронного двигателя

$$M_{DM} = k_u U - k_\omega \omega - I(\dot{\omega} + \dot{\omega}_\xi) - M_{TP} \text{sign} \omega, \quad (12)$$

где k_u и k_ω – коэффициенты, имеющие наиболее достоверные значения при определении их величины по механической характеристике, путем спрямления в рабочем диапазоне скоростей.

Обычно, в рассматриваемых приборах используется двухфазный датчик момента, поскольку обладает лучшими эксплуатационными характеристиками.

Между угловой скоростью ω ротора датчика момента и скоростью $\dot{\alpha}$ поворота наружной рамки существует кинематическая зависимость

$$\omega = (-1)^n k_P \dot{\alpha}. \quad (13)$$

Поэтому уравнение датчика момента можно записать в виде

$$M_{DM} = k_u U - (-1)^n k_\omega k_P \dot{\alpha} - M_{TP} \text{sign} \left[(-1)^n \dot{\alpha} \right] - I \left[(-1)^n k_P \ddot{\alpha} + \dot{\omega}_\xi \right], \quad (14)$$

а значение коррекционного момента (10), с учетом зависимости (14), определять соотношением

$$M_{КОР} = (-1)^n k_P k_u U - k_\omega k_P^2 \dot{\alpha} - M_{TP} k_P \text{sign} \dot{\alpha} - I \left[k_P^2 \ddot{\alpha} + (-1)^n k_P \dot{\omega}_\xi \right]. \quad (15)$$

Полученные соотношения следует дополнить еще уравнением, выражающим зависимость управляющего напряжения U датчика от угла β .

В случае линейной системы коррекции эта зависимость имеет вид

$$U = k_{DU} k_Y \beta, \quad (16)$$

где k_{DU} – крутизна характеристики электрического датчика угла, преобразующего угол β в электрический сигнал;

k_Y – коэффициент усиления усилителя.

Выражение (16) справедливо в случае линейного безинерционного усилителя. Если усилитель инерционный, это соотношение видоизменяется

$$T \frac{dU}{dt} + U = k_{DU} k_Y \beta,$$

здесь T – постоянная времени.

В гироскопах наиболее часто используют нелинейную систему коррекции, содержащую также существенно нелинейные элементы как контактный датчик угла, релейный усилитель или их сочетание.

При нелинейной коррекции зависимость управляющего напряжения U от угла β имеет вид релейной характеристики с зоной (зонами) гистерезиса, которая в сочетании с большой скоростью коррекционного движения неизбежно приводит к появлению автоколебаний.

Погрешности гироскопа в натурных условиях. Принимая во внимание, что угол β практически равен нулю, выражения (7) и (8) можно упростить:

$$M_{y_2}(mg) \approx -mgl[\sin \theta + \beta \cos \theta \sin(\varphi + \alpha)];$$

$$M_{x_1}(mg) \approx 0,$$

а соотношением (8) пренебречь, ввиду малости. Тогда уравнения движения гироскопа, с учетом изложенного, можно представить в виде:

$$\begin{aligned} A\ddot{\alpha} + k_\omega k_P^2 \dot{\alpha} + H\dot{\beta} &= (-1)^n k_P k_u U(\beta) - \\ &- H(\omega_\eta \cos \alpha + \omega_\xi \sin \alpha) - A_1 \dot{\omega}_\xi - M_{TP} \text{sign} \dot{\alpha} + M_{x_1}^a; \\ B\ddot{\beta} - H\dot{\alpha} &= -ml\dot{V}_{G\xi} - ml\beta(\dot{V}_{G\eta} \sin \alpha - \dot{V}_{G\xi} \cos \alpha) - \\ &- ml(\dot{\omega}_\eta \rho_{1\xi} - \dot{\omega}_\xi \rho_{1\eta}) - B_1(\dot{\omega}_\xi \sin \alpha + \dot{\omega}_\eta \cos \alpha) + \\ &+ H\omega_\xi - mgl[\sin \theta + \beta \cos \theta \sin(\varphi + \alpha)] - \\ &- M_{y_2}^0 \text{sign} \dot{\beta} + M_{y_2}^a, \end{aligned} \quad (17)$$

где $A = A_0 + Ik_P^2 + A_{РАМ}$ – общий момент инерции подвижной части относительно оси наружной рамки ($A_{РАМ}$ – момент инерции наружной рамки);

$A_1 = A_0 + I(-1)^n k_P + A_{РАМ}$ – суммарный мо-

мент инерции по отношению к переносному ускорению $\dot{\omega}_\xi$, приведенный к оси наружной рамки;

$M_{TP} = M_{TX} + M_{TP}k_p$ – суммарный момент сил сухого трения на оси наружной рамки и датчика момента, приведенный к оси рамки;

$B = B_0 + ml\rho_{1\xi}\beta$ – суммарный момент инерции по отношению к переносному ускорению относительно оси привеса кожуха, приведенный к этой оси; $B = B_0 + ml^2$;

$$M_{x_1}^a = M_1(P) + M_3(\dot{V}) + M_4(\dot{W}) + M_7(P);$$

$$M_{y_2}^a = M_2(P) + M_5(\dot{V}) + M_6(\dot{W}) + M_8(W_T) \quad -$$

моменты-помехи, вызванные влиянием акустического излучения (рис. 5).

Как следует из уравнений движения (17), для расчета погрешностей прибора от действия ускорений ракеты-носителя вдоль осей, перпендикулярных к оси чувствительности, необходимо определение величины статического угла, обусловленного наличием постоянного или медленно меняющегося момента вдоль оси наружной рамки. Точный расчет здесь затруднен и эффективным является использование асимптотических методов, в частности, метода гармонического баланса.

Упрощенные уравнения (17) все же остаются достаточно сложными, чтобы записать решения в общем виде в элементарных функциях. Поэтому, как правило, ограничиваются анализом либо частных случаев, либо упрощенным анализом общих уравнений.

Выводы и перспективы дальнейших исследований в данном направлении

Приводимые результаты аналитических исследований, а также стендовые испытания показывают, что в натурных условиях гироскопический интегра-

тор линейных ускорений ракет-носителей имеет дополнительные погрешности, вызванные действием проникающего акустического излучения. В совокупности с угловым движением фюзеляжа, генерируемая звуковой волной вибрация воспринимается прибором как входная величина и должным образом на нее реагирует. Особо следует отметить влияние парусности подвеса.

Дальнейшие исследования должны быть посвящены разработке методов и средств борьбы с влиянием акустических полей на гироинтегратор. Имеющие сведения подтверждают эффективность средств пассивной звукоизоляции с помощью перфорированного экрана. Такая конструкция запатентована Киевским политехническим институтом.

В том случае, когда массогабаритные требования по сравнению с точностными менее жестки, имеет смысл воспользоваться автокомпенсационными методами, например, принудительного вращения подвеса или методом двухканальности Б.Н. Петрова.

Литература

1. Феодосьев В.И., Синярев Г.Б. Введение в ракетную технику: Учебное пособие. – М.: Оборонгиз, 1960. – 378 с.
2. Гладкий В.Ф. Динамика конструкции летательного аппарата. – М.: Наука, 1969. – 496 с.
3. Mel'nik V.N., Karachun V.V. Some aspects of the gyroscopic stabilization in aconstic fields // Int. Appl. Mech. – 2002. – 38, № 1. – P. 74-80.
4. Ягодкин В.В., Хлебников Г.А. Гироскопы баллистических ракет. – М.: Воениздат, 1967. – 197 с.

Поступила в редакцию 17.10.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Е.Н. Безвесильная, Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев.

УДК 621.833.7

А.И. ПОЛЕТУЧИЙ, Я.А. СТЕЦЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

УПРУГИЕ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ И ЗАЗОРЫ В ВОЛНОВОМ ЗУБЧАТОМ РЕДУКТОРЕ

Разработаны зависимости для определения упругих перемещений звеньев, соединений и стыков, а также зазоров в волновом зубчатом редукторе.

волновой зубчатый редуктор, гибкое колесо, жесткое колесо, генератор волн, упругие перемещения, зазоры

Введение

Благодаря своим известным достоинствам волновые зубчатые передачи (ВЗП) широко применяют в приводах управления аэрокосмических систем, к которым предъявляются жесткие требования в отношении нагрузочной способности, динамических характеристик и точности.

Например, это касается приводов управления закрылками, солнечными батареями, орбитальными телескопами и пр. При этом большое значение приобретают упругие перемещения и зазоры в механической системе.

Формулирование проблемы. Упругие перемещения и зазоры в значительной мере определяют форму деформирования гибкого колеса, предельный передаваемый момент и точность волнового редуктора, что представляет актуальную научно-техническую задачу.

Известно несколько публикаций [1 – 3], касающихся теоретических исследований, не подтвержденных экспериментами, влияния некоторых (около 10, в различных сочетаниях) факторов.

Цель данной работы. Целью данной работы является разработка и исследование математической модели упругих перемещений и зазоров в волновом редукторе, учитывающее его конструктивные и геометрические параметры.

1. Решение проблемы

При исследовании упругих перемещений в ВЗП необходимо учитывать упругие деформации закручивания быстроходного и тихоходного валов, оболочки и диафрагмы гибкого колеса и зубьев, растяжение жесткого колеса и изгиб зубьев, контактные перемещения в цепи генератор волн – гибкое колесо – жесткое колесо, в зубчатых зацеплениях и соединениях, в стенках звеньев и элементов передачи. Необходимо учитывать также зазоры в системе генератора и в зацеплении (конструктивная схема волнового редуктора показана на рис. 1).

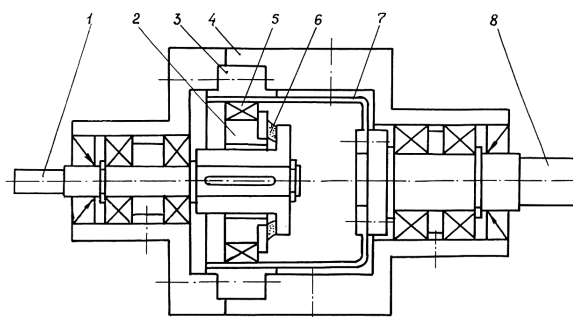


Рис. 1. Конструктивная схема волнового редуктора фирмы VSM:

- 1 – быстроходный вал;
- 2 – кулачок генератора;
- 3 – жесткое зубчатое колесо;
- 4 – корпус;
- 5 – гибкий подшипник генератора волн;
- 6 – упругое соединение кулачка 2 с быстроходным валом 1;
- 7 – гибкое зубчатое колесо;
- 8 – тихоходный вал

Упругие углы закрутки быстроходного вала θ_{BG} и тихоходного вала θ_{BT} определяем по известным формулам для многоступенчатых валов:

$$\theta_{BG} = \sum_{n=1}^m \frac{T_2 l_n}{G J_{\rho n} i^2 \eta}; \quad \theta_{BT} = \sum_{n=1}^m \frac{T_2 l_n}{G J_{\rho n}}, \quad (1)$$

где l_n – длина участка вала;

G – модуль сдвига;

J – полярный момент инерции сечения вала;

i, η – передаточное отношение и КПД передачи.

Гибкое колесо при деформации приобретает в поперечных сечениях по длине оболочки различные формы – от эллиптической в сечении зубчатого венца до близкой к круговой в районе прикрепления к тихоходному валу. Расчеты показывают, что при эллиптической форме поперечного сечения крутильная жесткость гибкого колеса за счет уменьшения момента инерции сечения будет на 1,2% ниже, чем при круглой форме. Учитывая сравнительно небольшую погрешность, принимаем допущение, что гибкое колесо при деформировании остается цилиндрическим и определяем угол закрутки участков его гладкой оболочки как тонкостенного цилиндра:

$$\theta_{301} = \frac{4T_2}{\pi G D_{II}^3} \left(\frac{l_1}{h_2'} + \frac{l_2}{h_2''} + \dots + \frac{l_n}{h_2^{(n)}} \right), \quad (2)$$

где l_1, l_2, l_n – участки гладкой оболочки;

$h_2', h_2'', h_2^{(n)}$ – соответствующие им толщины стенок.

При необходимости обеспечить повышенные крутильную жесткость и кинематическую точность гибкое колесо выполняют в виде чаши, т.е. с дном.

Податливость различных гибких колес исследовал Ф.А. Шамсутдинов.

Опираясь на опубликованные результаты [1], угловое смещение дна гибкого колеса можно определить по формуле:

$$\theta_{3D1} = 4,75 \times 10^{-4} \frac{T_2}{D_{II}^3}. \quad (3)$$

Тогда полная закрутка гибкого колеса:

$$\theta_{3GT} = \theta_{301} + \theta_{3DD}. \quad (4)$$

Растяжение жесткого колеса смещает зубья по большой оси деформации от центра и увеличивает зазор в зацеплении. Оно равносильно увеличению W_0 .

Радиальные перемещения жесткого колеса как кольца определяем по зависимости:

$$\delta_{ДЖ} = 0,32 \frac{T_2}{D_{II} E b_{Ж}} \left(\frac{D_{HЖ} + d_{ЖК}}{D_{HЖ} - d_{ЖК}} \right)^3, \quad (5)$$

где $b_{Ж}$, $D_{HЖ}$, $d_{ЖК}$ – ширина кольца, наружный диаметр и диаметр впадин зубьев жесткого колеса.

Окружные смещения зубьев при деформировании жесткого колеса:

$$j_{Жi} = \delta_{ДЖ} t g^{a_{CP}} / 2, \quad (6)$$

а соответствующий им угол поворота системы:

$$\theta_{ДЖ1} = 2 \times j_{Жi} / D_{II}. \quad (7)$$

Угловое перемещение зуба при изгибе как балки равно [4]:

$$j_M = K_{\delta} F_{\max} / E b_{Г}. \quad (8)$$

Здесь K_{δ} – коэффициент деформации зубьев, учитывающий расстояние от точки приложения нагрузки до основания зуба:

$$K_{\delta} = 3,65 + \bar{h}_3, \quad (9)$$

где $\bar{h}_3$ – относительное (в долях модуля) расстояние от точки приложения нагрузки до основания зуба, приближенно $\bar{h}_3 = h_d^* + c^*$.

Суммарные радиальные перемещения от контактных деформаций в гибком подшипнике можно определить, решая задачу Герца [5], по приближенным зависимостям:

– для шариковых подшипников:

$$\delta_K = 1,82 K_{ПШ} \times 10^{-3} \sqrt[3]{\frac{T_2^2}{D_{II}^2 Z_W^2 D_W}}; \quad (10)$$

– для роликовых подшипников:

$$\delta_K = \frac{5,58 \times K_{ПП} \times 10^{-4}}{l_p^{0,8}} \left(\frac{T_2}{D_{II} Z_W} \right)^{0,9}, \quad (11)$$

где D_W, Z_W – диаметр и число тел качения;

l_p – рабочая длина ролика;

$K_{ПП}=1,25$ – для гибких шариковых подшипников кулачковых генераторов;

$K_{ПП} = 0,86(Z_W D_W / D)^{0,7}$ – для обычных шариковых подшипников дисковых генераторов при условии, что шарикоподшипник установлен ближе к плоскости диска, где D – наружный диаметр подшипника качения.

Максимальные перемещения от контактных деформаций зубьев j_H находим с учетом работы [2]:

$$j_H = 1,553 \sqrt{\frac{F_{\max}^2}{E^2 D_{II} \sin \alpha_{CP}}}, \quad (12)$$

где $F_{\max}$ – максимальная окружная нагрузка на зуб, ее можно установить из соотношения:

$$F_{\max} = \frac{4\pi m T_2}{D_{II}^2}. \quad (13)$$

Контактные перемещения в стыке δ_{CT} (мм) системы гибкое колесо – генератор волн равны [3]:

$$\delta_{CT} = C p^m, \quad (14)$$

где p – среднее давление;

$m=0,5$ – показатель степени;

C – коэффициент, зависящий от геометрии поверхностей, при $R_d=0,63 \dots 1,5$ $C=5 \cdot 10^{-3}$.

Среднее давление:

$$p = 0,7 \times \frac{T_2}{(D_{II} D_i b_i)}, \quad (15)$$

где D_i, b_i – диаметр и ширина i -й посадочной поверхности. Для подшипников b_i равна ширине подшипника, за вычетом фасок и радиусов закруглений, то есть примерно $b_i = b - 2$; для дискового генератора $b_i = 0,08 D_d$, где D_d – диаметр диска.

При числе стыков i суммарные перемещения:

$$\delta_{CT} = \sum_1^i 2,5 \times 10^{-3} [0,7 T_2 / (D_{II} D_i b_i)]^{0,5}. \quad (16)$$

При кулачковом генераторе с гибким подшипником в δ_{CT} суммарное входят перемещения в контакте наружного кольца с гибким колесом и внутреннего кольца с кулачком, всего две составляющие; при дисковом генераторе – перемещения в контакте гибкого колеса с промежуточным кольцом, последнего с диском, диска с наружным кольцом подшипника и внутреннего кольца подшипника с шейкой эксцентрика, всего четыре составляющие.

При расчете радиальных перемещений в ВЗП с кулачковым генератором на гибких подшипниках качения необходимо учитывать зазоры δ_3 в системе кулачок – гибкий подшипник – гибкое колесо:

$$\delta_3 = (\delta_1 + \delta_2) / 2, \quad (17)$$

где δ_1 – максимальный рабочий зазор на диаметр в гибком подшипнике;

δ_2 – максимальный зазор посадки генератора в гибкое колесо.

Величину δ_1 можно выбрать по [3], δ_2 – по таблицам допусков. Вероятное значение δ (мм) предлагается в работе [5] определять по формуле

$$\delta_3 = C_B (0,006 \sqrt{D_{II}} - 0,011), \quad (18)$$

где $C_B=0,8$ для подшипников качения нормального класса точности и при выполнении отверстий по Н7. При более высокой точности изготовления деталей $C_B=0,5 \dots 0,7$.

Радиальный зазор в системе гибкое колесо – дисковый генератор волн складывается из зазоров между гибким колесом и промежуточным кольцом, между последним и диском и из зазоров в самом подшипнике качения генератора. Вероятное значение δ_3 для дискового генератора равно:

$$\delta_3 = 0,8 (0,008 \sqrt{D_{II}} - 0,011). \quad (19)$$

В работающей передаче с генератором на подшипниках качения радиальный зазор увеличивается за счет износа элементов в рассматриваемой системе. Величину износа $\delta_{изн}$ (мм) устанавливаем по формуле, полученной для гибких и обычных под-

шипников на основании опыта эксплуатации и экспериментов [5]:

$$\delta_{ИЗН} = 5 \times 10^{-7} \sqrt{L_h n_H D_{II}}, \quad (20)$$

где L_h – ресурс передачи (ч);

n_H – частота вращения генератора (мин⁻¹);

D_{II} – внутренний диаметр гибкого колеса (мм).

Суммарные радиальные перемещения:

$$\delta_{\Sigma} = \delta_K + \delta_{CT} + \delta_3 + \delta_{ИЗН}. \quad (21)$$

При радиальном смещении зуба гибкого колеса δ_{Σ} в его контакте с зубом жесткого колеса появляется окружной зазор j_t , позволяющий системе повернуться на угол $\theta_{Г1}$ (рис. 2).

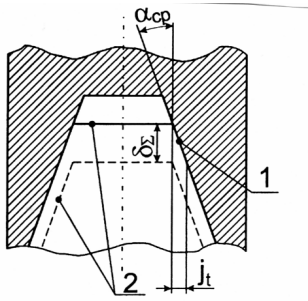


Рис. 2. К определению окружного зазора j_t .
1 – профиль зуба жесткого колеса;
2 – профиль зуба гибкого колеса

Из рис. 2 можно получить:

$$j_t = \delta_{\Sigma} \times \operatorname{tg} \alpha_{CP}, \quad (22)$$

где α_{CP} – средний угол профиля зуба гибкого колеса.

При исходном контуре $\alpha=20^\circ$, приближенно $\alpha_{CP}=22^\circ$.

Тогда угол поворота вследствие радиальных зазоров и податливости в системе гибкое колесо – генератор волн равен:

$$\theta_{Г1} = 2j_t / D_{II}. \quad (23)$$

Наибольший окружной зазор в зацеплении, возникающий после нарезания зубьев гибкого и жесткого колес и сборки передачи в среднем сечении зубчатого венца гибкого колеса, рассчитываем по формуле:

$$j_{t\max} = \frac{j_{t\min} + (T_{H1} + T_{H2})2 \sin \alpha}{\cos \alpha}, \quad (24)$$

где $j_{t\min}$ – гарантированный нормальный боковой зазор;

T_H – допуск на смещение исходного контура.

Значения $j_{t\min}$ и T_H приведены в ГОСТ 1643-81 [7] при $m \geq 1$ мм и в ГОСТ 9178-81 [7] при $m < 1$ мм. При этом межосевое расстояние волнового зацепления следует принимать $a_w \approx 3,5 W_0$.

Минимальный окружной зазор в зацеплении:

$$j_{t\min} = j_{n\min} / \cos \alpha. \quad (25)$$

Средний окружной зазор

$$j_{tCP} = 0,5(j_{t\max} + j_{t\min}). \quad (26)$$

j_{tPC} будем рассматривать как исходный окружной зазор.

Вследствие перекоса зубьев зазор по их длине не постоянный. Перекос зубьев связан с пространственной формой зубчатого венца при его деформировании генератором волн и поворотом образующих оболочки под действием момента. При этом внутренний торец зубчатого венца оказывается более нагруженным, что подтверждают измерения нагрузки по длине зубьев и следы их износа.

Зазор в зацеплении от перекоса зубьев меняется в пределах ширины зубчатого венца: на открытом торце он увеличивается, а на внутреннем уменьшается. Учитывая большую нагруженность внутреннего торца, считаем важным для оценки крутильной жесткости уменьшение зазора на внутреннем торце. Полагая, что зубья как образующие оболочки при кручении моментом остаются прямыми, уменьшение зазора на внутреннем торце при длине зуба соответствующей $b_f/2$:

$$j_{II} = - \frac{T_2 b_f}{\pi G D_{II}^2 h_1}. \quad (27)$$

Зазоры в зацеплении уменьшаются окружными перемещениями от растяжения гибкого колеса, которые распределяются по его окружности неравномерно. Максимальное значение этих перемещений имеет место на малой оси деформации, т.е. при $\pi/2$.

Для гибкого колеса с внутренним генератором в работе [2] получено:

$$j_{II \max} = -\frac{0,375T_2}{Eb_{\Gamma}h_1} \left[\varphi + 2 \cos\left(\frac{\varphi}{2}\right) - 2 \right]. \quad (28)$$

При расчете зазоров в зацеплении величину j_P определяем в сечении, где имеют место наибольшие радиальные перемещения δ_K . При $W_0 \geq 1,1$ это сечение располагается под углом $\varphi \approx \pi/8$. Тогда

$$j_P = -\frac{0,13T_2}{(Eb_{\Gamma}h_1)}. \quad (29)$$

Угол поворота системы из-за контактной деформации, изгиба и перекося зубьев, а также растяжения гибкого колеса определяем с учетом полученных значений этих величин:

$$\theta_{31} = 2(j_{ICP} + j_H + j_M - j_{II} - j_P)/D_{II}. \quad (30)$$

Углы поворота гибкого и жесткого колес в местах фланцевого крепления можно определить по формуле

$$\theta_{KЖ1} = \theta_{KГ1} = T_2 \frac{32}{\pi G} \cdot \frac{b}{D^4} \cdot \frac{1}{\frac{1}{2}n \left(\frac{d_B}{D} \right)^2}, \quad (31)$$

где b – толщина фланца (утолщенная часть гибкого колеса или ширина жесткого колеса);

D – диаметр окружности, на которой расположены оси болтов;

n – число болтов;

d_B – диаметр болта.

Наши расчеты и эксперименты показывают, что формулой (31) можно пользоваться при $T_{TP} > T_2$, где T_{TP} – момент трения в стыке фланцевого соединения, который определяется по известной формуле для кольцевой пята:

$$T_{TP} = \frac{1}{3} \cdot f \cdot F_3 \cdot n \frac{D_H^3 - D_B^3}{D_H^2 - D_B^2}, \quad (32)$$

где $f = 0,06 \dots 0,1$ – коэффициент трения;

D_H, D_B – наружный и внутренний диаметры стыка;

F_3 – сила затяжки одного винта, которую задают или определяют из соотношения:

$$F_3 = \sigma_3 A_B, \quad (33)$$

где $\sigma_3 = (0,5 \dots 0,7) \sigma_T$ – напряжения в винте от силы затяжки;

A_B – площадь винта по внутреннему диаметру резьбы.

Основными причинами относительного смещения деталей при соединении чистыми болтами или штифтами являются их изгиб и контактные перемещения от окружающих сил, создаваемых результирующим вращающим моментом T_P .

Штифт или болт можно рассматривать как консоль, нагруженную поперечной силой. Для нее приближенное дифференциальное уравнение изогнутой оси имеет вид:

$$y'' = \frac{M_X}{EJ_X}. \quad (34)$$

Дважды проинтегрировав это выражение, запишем уравнение прогибов:

$$y = \frac{1}{EJ_X} \left(\int dz \int M_X dz + C_Z + N \right), \quad (35)$$

где EJ_X – жесткость поперечного сечения балки (болта или штифта) при изгибе;

M_X – изгибающий момент;

Z – координата, совпадающая с осью балки;

C, N – постоянные интегрирования, которые определяются из условий на опорах балки и на границах ее участков.

После преобразования уравнения (35) получаем значение прогибов балки, являющихся окружными перемещениями соединяемых деталей:

$$y = \frac{2F_t a^3}{6EJ_X}, \quad (36)$$

где $F_t = 2T_P/(D \cdot n)$ – окружная сила, приходящаяся на один крепежный элемент (штифт или чистый болт);

a – расстояние от плоскости стыка фланцев до середины крепежного элемента;

T_P – результирующий момент, который равен:

$$T_P = T_2 - \beta T_{TP}, \quad (37)$$

где $\beta = 0,5 \dots 1$ – коэффициент режима работы, при вибрациях следует принимать меньшие значения β в

связи с уменьшением величины коэффициента трения f .

Углы поворота гибкого и жесткого колес в местах крепления, возникающие от изгиба штифтов:

$$\theta_{КИ1} = \frac{8T_P a^3}{6D^2 n E J_X} \quad (38)$$

Контактные перемещения в стыках штифтов и отверстий фланцев гибких или жестких колес устанавливаем по формуле, полученной из (14):

$$\delta_{СТШ} = 0,0012 \cdot \left(\frac{F_t}{dh} \right)^{0,5}, \quad (39)$$

где F_t – окружная сила, создаваемая моментом T_P ;

d – диаметр штифта;

h – рабочая толщина фланца.

Угловые смещения гибкого и жесткого колес вследствие контактных перемещений $\delta_{СТШ}$:

$$\theta_{СТШ} = 2 * \delta_{СТШ} / D. \quad (40)$$

Суммарные углы поворота гибкого и жесткого колес в местах крепления с учетом конструктивных параметров фланцев определяются по аналогичным формулам:

$$\theta_{КГ1} = \theta_{КИ1} + \theta_{СТШ}. \quad (41)$$

Шпоночные и шлицевые соединения допускают поворот закрепленных на них элементов под действием передаваемого момента вследствие выборки зазоров, контактных деформаций боковых граней и изгиба шпонок и шлицев. Угол поворота элементов $\theta_{ш}$, рад можно определить по приближенным формулам:

– при закреплении их на валу генератора

$$\theta_{ш} = \frac{K_{ш} * T_2}{d^2 * l * h * z * i^2 * \eta}; \quad (42)$$

– при закреплении на тихоходном валу или на корпусе

$$\theta_{ш} = \frac{K_{ш} * T_2}{d^2 * l * h * z}, \quad (43)$$

где T_2 – вращающий момент на тихоходном валу, Н×м;

d – диаметр вала для шпонок и делительный диаметр для шлицев, мм;

l – длина шпонки (шлица), мм;

h – высота шпонки (шлица), мм;

z – число шпонок (шлицев);

$$K_{ш} = 6,67 * 10^{-4} \frac{\text{мм}^3}{\text{Н}} -$$

для призматических шпонок;

$$K_{ш} = 14,28 * 10^{-4} \frac{\text{мм}^3}{\text{Н}} -$$

для сегментных шпонок;

$$K_{ш} = 4,0 * 10^{-4} \frac{\text{мм}^3}{\text{Н}} -$$

для шлицев.

Угловые перемещения в кулачковой муфте тихоходного вала, рад,

$$\theta_{КМ} = \frac{4 * K_1 * T_2}{D_{CP}^2 * K_2 * Z * b * h}, \quad (44)$$

где D_{CP} – средний диаметр по кулачкам;

Z – число кулачков;

b, h – рабочая ширина и высота кулачка;

$$K_1 = (0,3..0,4) * 10^{-3} \frac{\text{мм}^3}{\text{Н}} - \text{коэффициент кон-}$$

тактной податливости;

$K_2 = 0,3..0,5$ – коэффициент, учитывающий фактическое количество кулачков, передающих вращающий момент.

Суммарный угол упругого поворота системы элементов, взаимодействующих с одним гибким колесом, его зацеплением и генератором:

$$\theta_{C1} = \theta_{Г1} + \theta_{З1} + \theta_{ДЖ1} + \theta_{ЗГ1} + \theta_{КЖ1} + \theta_{КГ1}, \quad (45)$$

где $\theta_{Г1}$ – угол поворота вследствие радиальных зазоров и податливости в системе гибкое колесо-генератор волн;

$\theta_{З1}$ – угол поворота как результат наличия исходных боковых зазоров между зубьями, возникающих после нарезания гибкого и жесткого колес и сборки передачи, а также контактных деформаций, изгиба, перекоса зубьев и растяжения гибкого колеса;

$\theta_{ДЖ1}$ – угол поворота из-за деформирования (растяжения) жесткого колеса;

$\theta_{ЗГ}$ – угол поворота вследствие закрутки гибкого колеса;

$\theta_{КЖГ}$, $\theta_{КГГ}$ – угол поворота в результате податливости крепления жесткого и гибкого колес.

По изложенной теории были выполнены расчеты углов θ для экспериментальной ВЗП, имеющей $i = 86$, $D_n = 120$ мм, при моментах нагрузки на тихоходном валу T_2 от 100 до 800 Н*м. Результаты расчетов приведены ниже в табл. 1.

Здесь приведены также значения составляющих углов θ_i в минутах и в процентах к углу поворота выходного звена θ , за которое принималось гибкое зубчатое колесо.

Наибольший вклад в суммарный угол θ при рассматриваемом моменте вносят крепление гибкого колеса – 25,62%, радиальные зазоры и перемещение от контактных деформаций в цепи гибкое колесо – генератор волн – 23,64%, закрутка гибкого колеса – 19,23%, зазоры в зацеплении – 15,01%, деформация жесткого колеса – 10,53% и крепление жесткого колеса – 5,73%. Все перечисленные факторы, за исключением закрутки гибкого колеса, можно регулировать конструктивными и технологическими мероприятиями с целью снижения податливости системы.

Эти мероприятия легко наметить, анализируя приведенные выше формулы для определения θ_i .

Радиальные перемещения от контактных деформаций и зазоры при различных моментах T_2 на тихоходном валу приведены в табл. 2, где обозначено:

δ_K – суммарные радиальные перемещения от контактных деформаций в гибком подшипнике;

$\delta_{СТ}$ – суммарные контактные перемещения в стыках системы гибкое колесо – генератор волн;

δ_3 – радиальные зазоры в этой системе;

$\delta_{ИЗН}$ – радиальный зазор, появившийся от износа поверхностей.

Из табл. 2 видно, что зазоры δ_3 и $\delta_{ИЗН}$, возникающие за счет посадок и износа, приняты постоянными при всех моментах. Суммарные радиальные перемещения δ_Σ увеличиваются за счет контактных перемещений δ_K и $\delta_{СТ}$.

В строчке 6 табл. 2 показана доля δ_Σ в процентах от радиальных перемещений W_0 . Для исследуемой ВЗП $W_0 = 1,1$ м = 0,77 мм. Видим, что при всех моментах δ_Σ уменьшается расчетное значение W_0 более чем на 10%. Эти результаты необходимо учитывать при проектировании кулачка генератора и выборе геометрии зацепления путем соответствующего увеличения W_0 .

Таблица 1

Радиальные перемещения и зазоры от контактных деформаций

№ п/п	Перемещения, мм	T_2 , Н·м						
		100	200	300	400	459	600	800
1	δ_K	0,011	0,018	0,023	0,028	0,031	0,037	0,045
2	$\delta_{СТ}$	0,0059	0,0084	0,01	0,012	0,013	0,015	0,017
3	δ_3	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044
4	$\delta_{ИЗН}$	0,021	0,021	0,021	0,021	0,021	0,021	0,021
5	δ_Σ	0,082	0,091	0,098	0,105	0,109	0,117	0,127
6	$\delta_\Sigma \cdot 100\% / W_0$	10,6%	11,8%	12,7%	13,6%	14,1%	15,2%	16,5%

Таблица 2

Расчетные значения углов θ для ВЗП с одним гибким колесом

№ п/п	Т ₂ , Н·м	1	2	3	4	5	6	7	8	$\Sigma\theta_{1-8}$	9	10	11	$\Sigma\theta_{9-11}$	$\Sigma\theta_{1-11}$
		$\theta_{ВГ}$ мин %	$\theta_{Ш1}$ мин %	$\theta_{Г1}$ мин %	$\theta_{З1}$ мин %	$\theta_{ДЖ1}$ мин %	$\theta_{ЗГ1}$ мин %	$\theta_{КЖ1}$ мин %	$\theta_{КГ1}$ мин %	мин %	$\theta_{ВГ}$ мин %	$\theta_{Ш2}$ мин %	$\theta_{КМ}$ мин %	мин %	мин %
1	100	$\frac{0,00435}{0,087}$	$\frac{0,00076}{0,015}$	$\frac{1,9}{38,0}$	$\frac{2,017}{41,17}$	$\frac{0,244}{4,89}$	$\frac{0,445}{8,91}$	$\frac{0,132}{2,64}$	$\frac{0,242}{4,85}$	$\frac{4,989}{100}$	$\frac{0,939}{18,82}$	$\frac{0,126}{2,52}$	$\frac{0,477}{9,56}$	$\frac{1,543}{30,92}$	$\frac{6,532}{130,92}$
2	200	$\frac{0,0087}{0,1297}$	$\frac{0,00162}{0,0226}$	$\frac{2,11}{31,48}$	$\frac{1,90}{28,34}$	$\frac{0,487}{7,26}$	$\frac{0,889}{13,26}$	$\frac{0,265}{3,95}$	$\frac{1,042}{15,54}$	$\frac{6,7032}{100}$	$\frac{1,878}{28,0}$	$\frac{0,252}{3,76}$	$\frac{0,9549}{14,24}$	$\frac{3,085}{46,02}$	$\frac{9,79}{146,05}$
3	300	$\frac{0,0130}{0,157}$	$\frac{0,00228}{0,0276}$	$\frac{2,28}{27,63}$	$\frac{1,78}{21,57}$	$\frac{0,731}{8,86}$	$\frac{1,334}{16,17}$	$\frac{0,396}{4,8}$	$\frac{1,715}{20,78}$	$\frac{8,25}{100}$	$\frac{2,817}{34,14}$	$\frac{0,378}{4,58}$	$\frac{1,432}{17,35}$	$\frac{4,628}{56,09}$	$\frac{12,878}{156,03}$
4	400	$\frac{0,0174}{0,179}$	$\frac{0,00304}{0,03}$	$\frac{2,43}{25,09}$	$\frac{1,597}{16,49}$	$\frac{0,974}{10,06}$	$\frac{1,7782}{18,36}$	$\frac{0,531}{5,48}$	$\frac{2,352}{24,29}$	$\frac{9,683}{100}$	$\frac{3,758}{38,81}$	$\frac{0,504}{5,20}$	$\frac{1,9}{19,62}$	$\frac{6,162}{63,63}$	$\frac{15,845}{163,63}$
5	459	$\frac{0,020}{0,188}$	$\frac{0,0035}{0,033}$	$\frac{2,51}{23,64}$	$\frac{1,594}{15,01}$	$\frac{1,118}{10,53}$	$\frac{2,042}{19,23}$	$\frac{0,609}{5,73}$	$\frac{2,72}{25,62}$	$\frac{10,616}{100}$	$\frac{4,31}{40,59}$	$\frac{0,578}{5,44}$	$\frac{2,18}{20,53}$	$\frac{7,068}{66,57}$	$\frac{17,684}{166,57}$
6	600	$\frac{0,0261}{0,206}$	$\frac{0,00456}{0,0363}$	$\frac{2,69}{22,42}$	$\frac{1,35}{10,75}$	$\frac{1,461}{11,63}$	$\frac{2,668}{21,24}$	$\frac{0,792}{6,3}$	$\frac{3,572}{28,43}$	$\frac{12,56}{100}$	$\frac{5,63}{44,82}$	$\frac{0,756}{6,02}$	$\frac{2,865}{22,81}$	$\frac{9,251}{73,65}$	$\frac{21,81}{173,65}$
7	800	$\frac{0,0348}{0,226}$	$\frac{0,00608}{0,039}$	$\frac{2,93}{19,02}$	$\frac{1,12}{7,27}$	$\frac{1,949}{12,56}$	$\frac{3,557}{23,08}$	$\frac{1,056}{6,85}$	$\frac{4,754}{30,85}$	$\frac{15,407}{100}$	$\frac{7,51}{48,74}$	$\frac{1,008}{6,54}$	$\frac{3,82}{24,79}$	$\frac{12,338}{80,08}$	$\frac{27,745}{180,08}$

Это реализуется следующим образом. Мы предложили закон деформирования по форме:

$$\rho = r + W_0 \cos 2\varphi - A \sin^2 2\varphi, \quad (46)$$

где r – радиус срединной поверхности круглого гибкого колеса;

W_0 – расчетная радиальная деформация гибкого колеса по большой оси деформации.

Для обеспечения расчетного значения W_0 необходимо скорректировать размеры кулачка генератора с учетом радиальных перемещений в цепи генератор волн – гибкое колесо – жесткое колесо. Поэтому для кулачка:

$$\rho_k = r + W_{0Г} \cos 2\varphi - A \sin^2 2\varphi, \quad (47)$$

где $W_{0Г} = K_W * W_0$; $K_W = 0,08..0,12$ – коэффициент, учитывающий константы деформации и зазоры.

Заключение

1. Разработаны аналитические зависимости для определения упругих перемещений звеньев, зубьев, соединений и стыков в волновом зубчатом редукторе.

2. Расчеты показывают, наибольший вклад в угол закрутки выходного звена редуктора вносят крепление гибкого колеса, деформации в цепи генератор – гибкое колесо – жесткое колесо, закрутка гибкого колеса.

3. Закон деформирования гибкого колеса должен учитывать величины контактных деформаций и зазоров.

Литература

1. Шамсутдинов Ф.А. Поперечная жесткость гибкого колеса волновой зубчатой передачи // Известия вузов. Машиностроение. – 1984. – №2. – С.36-40.
2. Иванов М.Н. Волновые зубчатые передачи. – М.: Высш. шк, 1984. – 184 с.
3. Шувалов С.А. Расчет волновых передач с учетом податливости зубьев // Вестник машиностроения. – 1984. – № 6. – С. 21-23.
4. Полетучий А.И. Теория и конструирование высокоэффективных волновых зубчатых механизмов: Монография. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2005. – 675 с.
5. Перель Л.Я. Подшипники качения: Справочник. – М.: Машиностроение, 1983. – 543 с.
6. ГОСТ 1643-81. Передачи зубчатые цилиндрические. Допуски. – М.: Изд-во стандартов, 1981. – 69 с.
7. ГОСТ 9178-81. Передачи зубчатые цилиндрические мелкомодульные. Допуски. – М.: Изд-во стандартов. 1981. – 42 с.

Поступила в редакцию 14.11.2007

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

УДК 629.735.33

М.В. АМБРОЖЕВИЧ, А.С. КАРТАШЕВ, В.А. СЕРЕДА, С.А. ЯШИН

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

КРИТЕРИАЛЬНЫЕ ОЦЕНКИ ТРАНСПОРТНОГО СОВЕРШЕНСТВА БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ВОЗДУШНОГО СТАРТА

Приведена методика получения оценок транспортного совершенства беспилотных летательных аппаратов воздушного старта на основании общих подходов теории размерности и подобия. Представлен анализ графических результатов исследования.

воздушный старт, самолет-носитель, беспилотный летательный аппарат, пусковое устройство, двигательная установка, допустимая перегрузка, метод подобия и размерности, критерии подобия, транспортное совершенство

Введение

Многочисленная группа аэродинамических беспилотных летательных аппаратов (БЛА) традиционно ассоциируется с двухступенчатыми транспортными системами (ТС) воздушного старта.

Наличие представительного массива ТТХ 2 ст. ТС [1 – 5] является необходимой предпосылкой системного анализа совершенства воплощенных в них технических решений. Универсальной основой подобного анализа является теория размерности и подобия в форме метода критериальных оценок энергетического совершенства ТС [6 – 8].

1. Критериальные оценки облика ТС воздушного старта

По аналогии с [6 – 8] множество двухступенчатых БЛА (ДвБЛА) воздушного старта может быть пронормировано с использованием коэффициента транспортного совершенства (КТС), определяемого соотношением между энергетическими оценками полезной функции и соответствующими затратами.

Транспортное совершенство системы старта с учетом условий ввода в полет до момента сброса БЛА может оцениваться на основе КТС следующего вида:

$$K_{TC} = \frac{E_K + E_{II}}{E_3} = \frac{\frac{m_{БЛА} V^2}{2} + m_{CH} g h_{сбр}}{m_m H_U}, \quad (1)$$

где E_K , E_{II} , E_3 – кинетическая энергия придаваемая БЛА, энергия для набора высоты и затрачиваемая энергии соответственно; $m_{БЛА}$, m_{CH} , m_m – масса БЛА, СН и топлива СН; H_U – низшая теплотворная способность топлива СН; $h_{сбр}$ – высота сброса БЛА; V – крейсерская скорость СН (фактически скорость сброса БЛА); g – ускорение свободного падения.

В соответствии с [6 – 8] облик двухступенчатого беспилотного летательного аппарата характеризуется следующим набором критериев:

1.1) масштабным числом Рейнольдса (уровнем воздействия вязкого сопротивления среды)

$$Re = \frac{V_{max} L_{БЛА}}{\nu}, \quad (2)$$

где $L_{БЛА}$ – характерный линейный размер ЛА; ν – коэффициент кинематической вязкости для соответствующей высоты полета;

1.2) тяговооруженностью

$$P = \frac{F_{БЛА}}{m_{БЛА} g}, \quad (3)$$

где $F_{БЛА}$ – тяга двигательной установки (ДУ) БЛА;

1.3) максимальным значением чисел Маха $M_{\max}$ (воздействием волнового сопротивления);

1.4) предельно допустимой стартовой перегрузкой n (прочностными свойствами).

На рис. 1 – 4 представлены результаты применения «правила норм» (1 – 4) на множестве БЛА воздушного старта [1 – 5]. Для отображения эволюционных тенденций используются также хронологические координаты.

2. Основные выводы

2.1. КТС вида (1) позволяет отследить динамику прогресса в области БЛА воздушного старта (рис. 1). График показывает, что интерес к воздушному старту не исчезал на протяжении всей эпохи бурного развития беспилотной авиации. Это объясняется тем фактом, что любой новый разработанный БЛА на испытательной фазе целесообразнее и дешевле запускать с уже имеющегося СН, чем создавать дорогостоящее ПУ или разрабатывать стартовый ускоритель (СУ).

2.2. Критерий $M_{\max}$ позволяет четко проследить прямую зависимость увеличения транспортного совершенства системы БЛА–СН при увеличении максимальной скорости аппарата (рис. 2).

2.3. Диаграмма на рис. 3 имеет явно выраженный экстремум и демонстрирует средние показатели транспортного совершенства СН для БЛА с наибольшей характерной длиной переносимого аппарата (критерий 2).

2.4. Критерий (3) позволяющий проследить изменение необходимой тяги двигателя в зависимости от массы аппарата (рис. 4) явно указывает на пороговый уровень БЛА воздушного старта с ПВРД (AQM–81, GTD–21A и т. д.). Средние и оптимальные результаты в соотношении массы аппарата и тяги его ДУ показывают беспилотный летательный аппарат с ТРД (AQM–34L, AQM–91A и т. д.). При-

менение ПД и ПуВРД на ДвБЛА воздушного старта нецелесообразно, о чем свидетельствуют показатели MQM–33 и KDH–1.

2.5. Некоторые СН обладают избыточной энергетикой для своих запускаемых БЛА (AQM–81, FDM–160), в связи с чем транспортное совершенство таких ДвБЛА превосходит более мощные системы БЛА–СН, создаваемые специально для подобных целей (M–21).

2.6. Огромные затраты на создание специального СН SR–71 для БЛА GTD–21A не оправдали себя, так как транспортное совершенство системы оказалось не наивысшим, это объясняется тем, что запускаемому БЛА не обязательно (и невозможно) придать его крейсерскую скорость (3,3 М), а достаточно доставить в заданный район и сбросить на безопасной высоте.

2.7. Опыт применения различных СН (Y–8A, DC–130) для запуска одинакового БЛА (WZ–5) показывает, что целесообразнее выбирать носитель меньших размеров и с менее мощной ДУ.

2.8. Транспортное совершенство системы повышается с увеличением количества размещаемых на СН аппаратов (к самолету EC–131 возможно подвесить 4 БЛА BQM–34F Firebee II).

2.9. В отличие от СУ и ПУ, запускающих БЛА с высокой перегрузкой, СН в своем большинстве вводят в полет БЛА с малой перегрузкой (допустимая эксплуатационная перегрузка B–52 составляет 2g), это позволяет применять дешевое БРЭО, что актуально для невозвращаемых БЛА.

2.10. Иногда воздушный старт представляется единственным безопасным способом ввода в полет сверхтяжелых БЛА (GTD–21A), в условиях когда взлет с ВПП не целесообразен.

2.11 При рассмотрении самолета в отдельность от БЛА [8], его транспортное совершенство может оказаться выше, чем при рассмотрении его в качестве носителя.

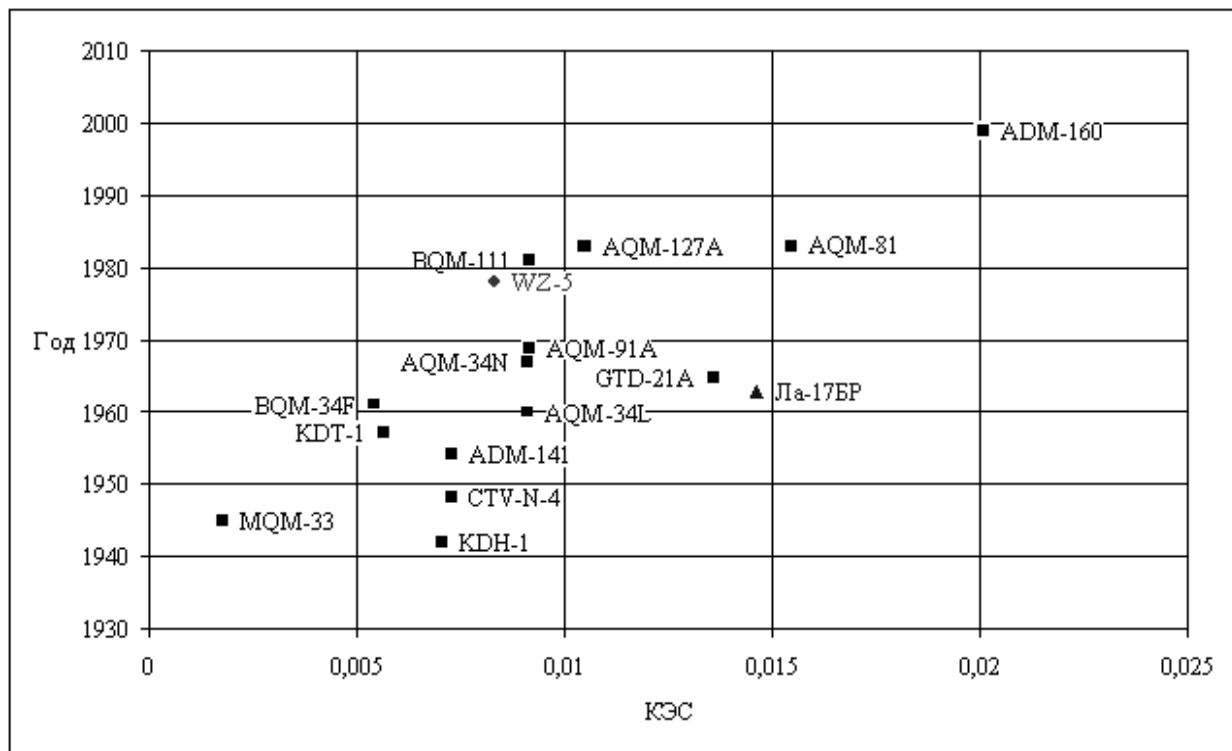


Рис. 1. Хронологическое развитие транспортного совершенства БЛА воздушного старта:

■ — США, ▲ — Россия, ♦ — Китай

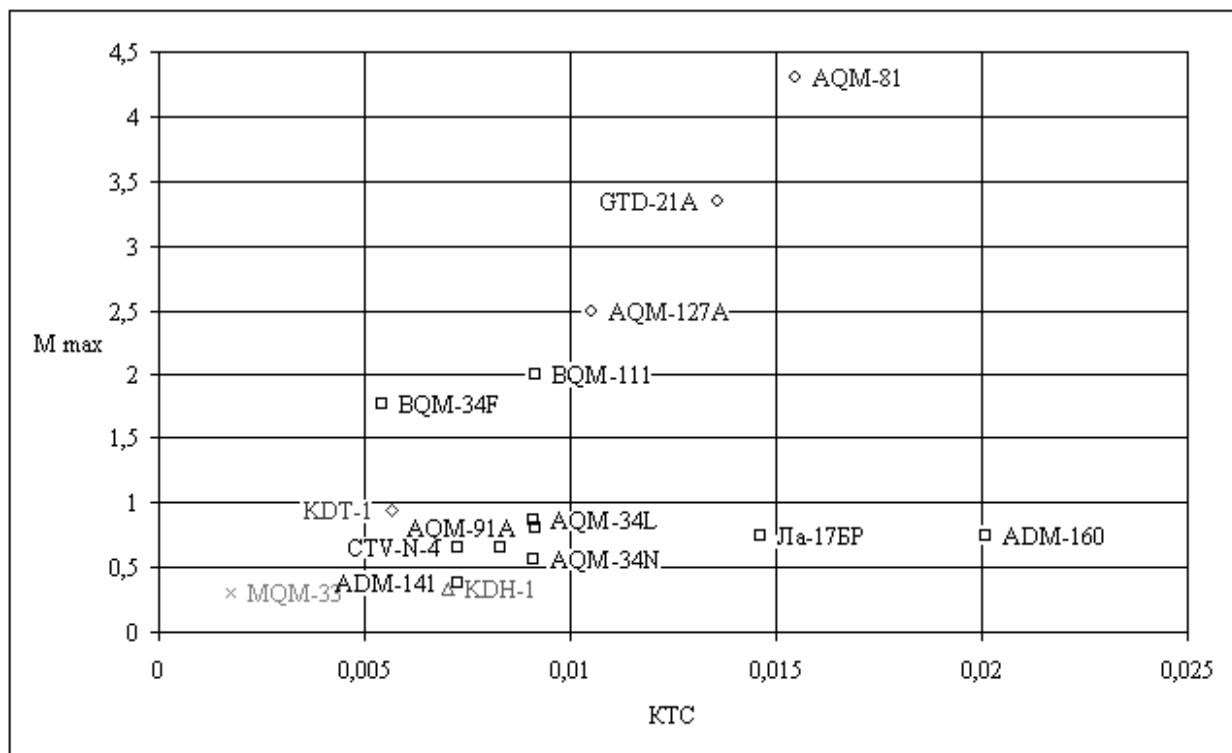


Рис. 2. Развитие транспортного совершенства БЛА воздушного старта в зависимости от максимальной скорости полета

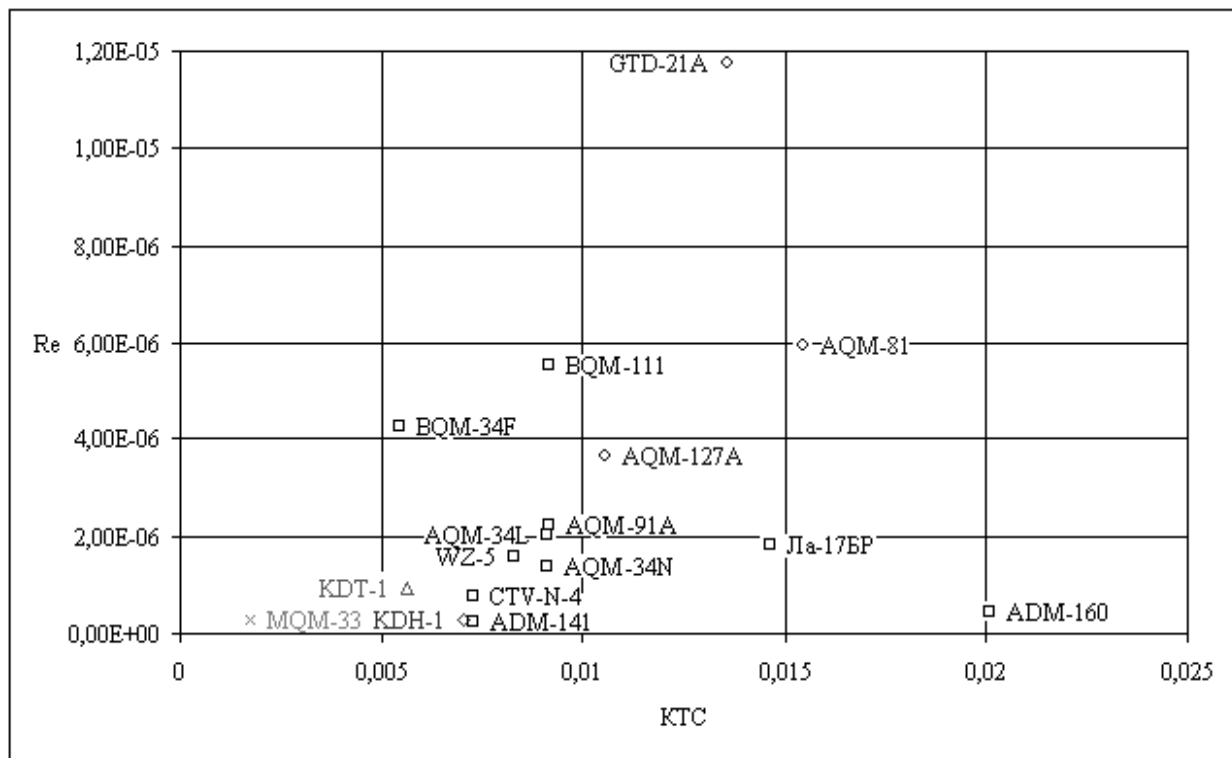


Рис. 3. Развитие транспортного совершенства БЛА воздушного старта в зависимости от характерного числа Рейнольдса

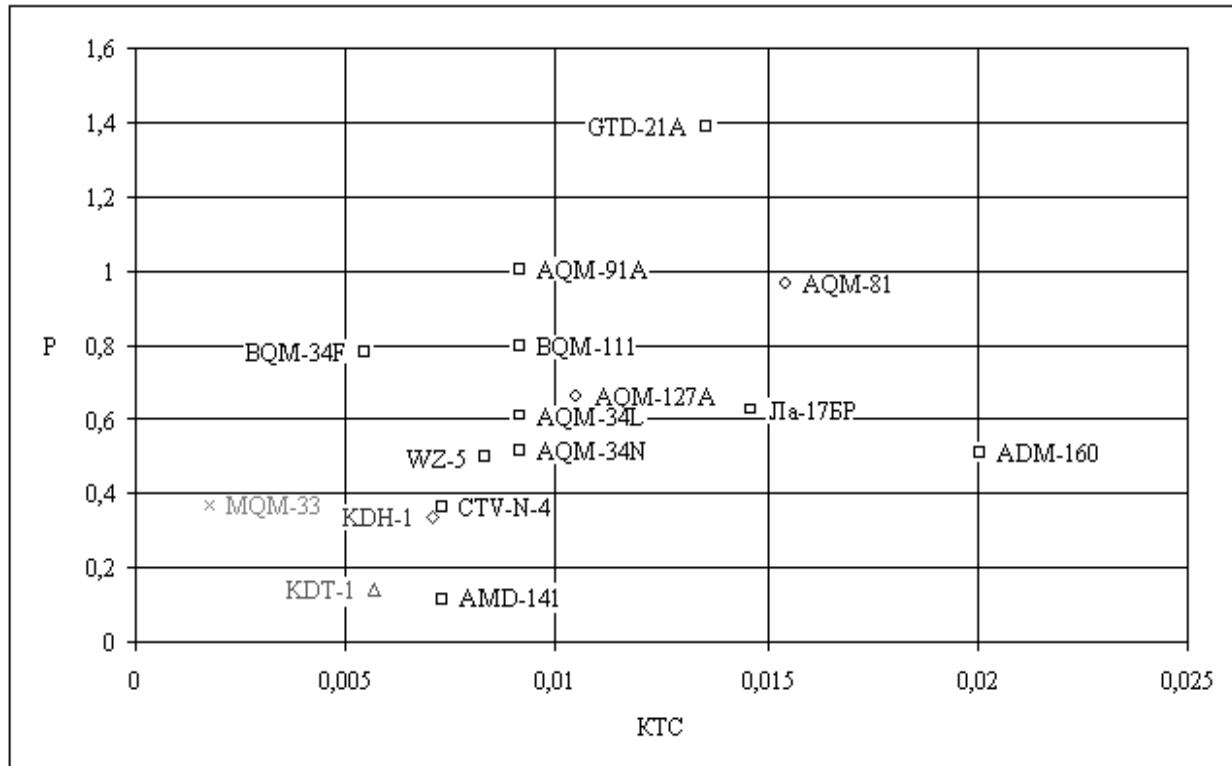


Рис. 4. Развитие транспортного совершенства БЛА воздушного старта в зависимости от тяговооруженности аппарата. Тип ДУ БЛА:

□ — ТРД, × — ПД, ◇ — ПВРД, ◆ — РДТТ, △ — ПуВРД

Заключение

1. Анализ показывает, что высокое транспортное совершенство системы БЛА–СН при прочих равных условиях достигается у аппаратов малой и средней массы (250–650 кг), вводимых в полет СН с ДУ малой и средней мощности.

Для БЛА воздушного старта транспортное совершенство напрямую зависит от характеристик СН.

2. Применение систем воздушного старта целесообразно на стадии испытаний вновь созданного БЛА.

3. Использование метода критериальных оценок позволяет выявлять тенденции улучшения копируемых образцов БЛА (WZ–5, BQM–34A и т. д.).

4. Представленный анализ позволяет на начальных этапах проектирования транспортных систем формализовать решение задачи формирования внешнего облика на основании технического задания, и тем самым снизить стоимость ранних стадий проектирования и сопутствующий технический риск. Исходя из условий подобию, с помощью критериальных комплексов, подбирать СН, наилучшим образом удовлетворяющий условиям транспортного совершенства системы в целом [12].

Литература

1. Василин Н.Я. Беспилотные летательные аппараты. – Мн: ООО «Попурри», 2003. – 272 с.

2. Матусевич А.Н. Советские беспилотные самолеты-разведчики первого поколения. История. Конструкция. Вооружение. Боевое применение. – М: АСТ, Мн: Харвест, 2002. – 48 с.

3. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.designation-systems.net>.

4. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.sinodefence.com>.

5. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.globalsecurity.org>.

6. Амброжевич М.В., Карташев А.С., Яшин С.А. Критериальные оценки транспортного совершенства летательных аппаратов с баллистическими и орбитальными траекториями полета // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 4 (30). – С. 25-30.

7. Амброжевич М.В., Карташев А.С., Яшин С.А. Критериальные оценки энергетического совершенства атмосферных ракетных летательных аппаратов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 5 (31). – С. 21-29.

8. Амброжевич М.В., Карташев А.С., Яшин С.А. Критериальные оценки транспортного и скоростного совершенства аэродинамических летательных аппаратов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 6 (32). – С. 19-23.

9. Сведения о самолетах и двигателях [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.airwar.ru>.

10. Двигатели 1944–2000: авиационные, ракетные, морские, наземные. – М: ООО «АКС-Конверсалт», 2000. – 434 с.

11. Грин В., Кросс Р. Реактивные самолеты мира. – М: Издательство иностранной литературы, 1957. – 230 с.

12. Карташев А.С. Критериальный метод выбора тактико-технических характеристик и формирование облика малоразмерного летательного аппарата // *Автомобильный транспорт: Сборник научных трудов*. – Х.: ХНАДУ, 2007. – Вып. 21. – С. 82-86.

Поступила в редакцию 30.10.2007

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 621.7.044

Е.А. ФРОЛОВ¹, А.Л. КОМАРОВА², Л.Г. МАРТЫНЕНКО³, С.С. ТИМОФЕЕВ⁴¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ”, Украина*² *Украинская государственная академия железнодорожного транспорта, Украина*³ *Харьковский торгово-экономический институт Киевского национального торгово-экономического университета, Украина*⁴ *Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Украина*

ИССЛЕДОВАНИЯ ПЛАСТИФИЦИРУЮЩИХ ПОКРЫТИЙ ЗАГОТОВОК, КАК СРЕДСТВО ИНТЕНСИФИКАЦИИ ПРОЦЕССА ПНЕВМОУДАРНОЙ ШТАМПОВКИ

Предложен новый метод интенсификации пневмоударной штамповки, который позволяет управлять контактным трением между матрицей и заготовкой из нержавеющей стали и титановых сплавов. Наиболее эффективен данный метод интенсификации для коррозионностойких сталей и титановых сплавов, так как использование пластифицирующих покрытий снижает упрочнения как поверхностных слоев, так и общее, улучшает трение и устраняет поверхностные дефекты металла.

пластифицирующие мягкие покрытия, медь, цинк, степень вытяжки, пневмоударная штамповка

Введение

Одним из путей повышения эффективности процесса формообразования сложнорельефных деталей аэрокосмической и транспортной техники из упрочняемых коррозионностойких нержавеющей сталей и титановых сплавов является управление величиной контактного трения с помощью технологических смазок и мягких покрытий.

Известно, что основными факторами, влияющими на процессы пластического формообразования сложнорельефных деталей, являются суммарное контактное трение между матрицей, заготовкой и прижимным кольцом, а также качество поверхностных слоев заготовки [1 – 3]. Для уменьшения сил трения при штамповке труднодеформируемых и малопластичных материалов, например титановых сплавов (BT1-00, BT1-0, OT4-0, OT4-1), применяют смазочные материалы. Однако использование известных смазок (оксалата железа с растопленным мылом, лака ХВЛ-21 или 9-32 + жидкое мыло или машинного масла и коллоидного водного препарата графита марки В-0 или В-1) не всегда позволяет по-

лучить нужную конфигурацию в холодном состоянии из-за появления задигов и трещин в зоне концентраторов напряжений [4].

Анализ последних исследований и достижений, формулирование проблемы. Промышленное апробирование в инструментальной штамповке показало, что наибольший эффект при малых трудовых затратах достигается при использовании в штамповке металлических пластифицирующих покрытий на заготовках, позволяющих получить более высокий коэффициент вытяжки за счет уменьшения контактного трения и снижения наклепа главным образом поверхностных слоев материала заготовки [5, 6].

В качестве пластифицирующих покрытий применяют соли мягких материалов (цинк, медь и др.). Все металлические пластифицирующие покрытия наносят на поверхность заготовки в солевых расплавах, что дает возможность получить повышенное сцепление с металлом заготовки. Как показали проведенные металлографические исследования (рис. 1), это достигалось за счет высокой температуры расплава соли (450...500 °С) по сравнению, на-

пример, с электролитическим покрытием, где температура не более 55...60 °С. Получаемые пластифицирующие покрытия имеют толщину не более 10 мкм, что не влияет на точность получаемой детали. Относительно высокая температура при нанесении покрытия и малая длительность (300...360 с) выдержки заготовки в расплаве не влияют на физи-

ко-механические характеристики металла, а сам нанесенный пластифицирующий слой, кроме смазочного действия, выполняет еще и функцию защиты поверхности заготовки, предохраняет заготовку от ударов и обеспечивает после снятия покрытия раствором соляной кислоты хорошее качество поверхности отштампованной детали.

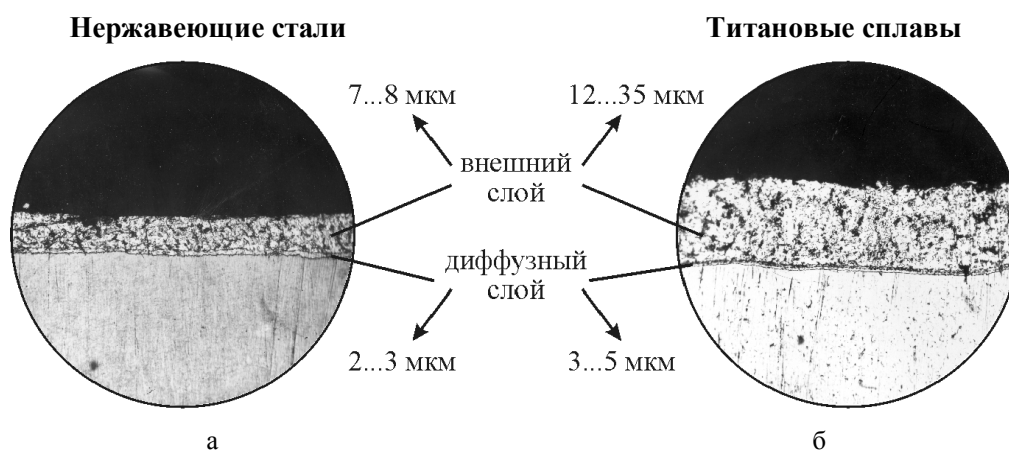


Рис. 1. Микроструктура по сечению материала:
а – 12X18H10T, покрытого медью из расплава соли CuCl_2 ;
б – покрытого цинком из расплава соли ZnCl_2

Применение при ударной штамповке деталей из титановых сплавов (BT1-0, OT4-1 и др.) пластифицирующего цинкового покрытия и деталей из коррозионно-стойких сталей пластифицирующего медного покрытия позволяет сократить количество промежуточных отжигов вдвое по сравнению со штамповкой без покрытия и получить более высокую степень вытяжки, а также увеличить разовую деформацию заготовки.

Постановка задачи. Целью данной работы является разработка нового метода интенсификации пневмоударной штамповки, который позволяет управлять контактным трением между матрицей и заготовкой из нержавеющей сталей и титановых сплавов.

2. Решение проблемы

2.1. Выбор технологических возможностей.

Применение пластифицирующих покрытий в пневмоударной штамповке открывает возможности для

охвата широкого круга номенклатуры сложнорельефных деталей из труднодеформируемых и малопластичных материалов, особенно применяемых в авиационной промышленности.

Технологические возможности пневмоударной штамповки жидкостью с использованием пластифицирующих покрытий определялись показателями штампуемости.

Наиболее эффективен данный метод интенсификации для коррозионно-стойких сталей и титановых сплавов, так как использование пластифицирующих покрытий снижает упрочнения как поверхностных слоев, так и общее, улучшает трение, исключает налипание основного металла на формообразующую поверхность матрицы и «залечивает» поверхностные дефекты металла.

Проведенные исследования позволили получить при штамповке вытяжкой следующие значения предельной степени вытяжки k_{np0} (табл. 1) для ряда материалов.

Таблица 1

Предельная степень вытяжки для ряда конструкционных материалов
при пневмоударной штамповке

Материал	При толщине заготовки от 0,5 до 3,0 мм		Материал	При толщине заготовки от 0,5 до 3,0 мм	
	без покрытия	с покрытием		без покрытия	с покрытием
X18H9T	1,97 – 2,05	2,75 – 2,80	BT1-0	1,78 – 1,90	1,99 – 2,10
12X18H10T	2,03 – 2,15	2,80 – 3,00	BT1-1	1,78 – 1,90	2,00 – 2,10
ЭИ878	2,10 – 2,13	2,94 – 2,98	OT4	1,54 – 1,60	1,69 – 1,76
ЭИ402	1,97 – 2,00	2,75 – 2,80	OT4-1	1,60 – 1,65	1,76 – 1,81

2.2. Анализ результатов исследования. Проведенные исследования показали, что при штамповке коррозионностойких сталей предельный коэффициент вытяжки увеличивается в среднем на 30%, а в случае титановых сплавов – на 10%. Положительное воздействие покрытий можно увеличить путем увеличения радиуса протяжного ребра матрицы.

На основе проведенных исследований получены рекомендуемые значения степени вытяжки (табл. 2, 3) для многопереходной вытяжки коррозионностойких сталей без промежуточных термообработок с использованием пластифицирующих покрытий.

Таблица 2

Рекомендуемые значения степени вытяжки
на первом переходе

Материал	Степень вытяжки	
	предельная	рекомендуемая
X18H9T	1,70	1,60
12X18H10T	1,75	1,65
ЭП693ВД	1,70	1,65

При выборе коэффициента вытяжки необходимо учитывать величину допускаемых утонений штампуемого материала.

Для перечисленных выше сталей и рекомендуемых параметров первого и второго переходов значения наибольших утонений деталей приведены в табл. 4 и 5.

После штамповки пластифицирующие покрытия удаляют в типовом растворе азотной кислоты.

Таблица 3

Рекомендуемые значения степени вытяжки
для второго и последующих переходов

Материал	Степень вытяжки	
	предельная	рекомендуемая
X18H9T	1,30	1,25
12X18H10T	1,35	1,30
ЭП693ВД	1,35	1,30

Заключение

Полученные результаты позволяют расширить технологические возможности пневмоударной штамповки, особенно в случае штамповки сложно-рельефных деталей.

Пластифицирующие покрытия при пневмоударной штамповке позволяют повысить предельные показатели штампуемости материала по сравнению с другими для коррозионностойких сталей на 30...40%, а для титановых сплавов на 8...12%.

Целесообразно применять пластифицирующие покрытия для многопереходных процессов в целях сокращения количества переходов и уменьшения количества промежуточных отжигов, а в ряде случаев – исключения их.

Таблица 4

Значения наибольших угонений стенки детали при первой вытяжке, %

Степень вытяжки k						
2,0	1,82	1,66	1,54	1,43	1,33	1,25
22	18	14	12	10	9	8
20	16	12	9	7	7	5
19	15	11	8	6	5	4
18	14	10	7	5	4	3
18	14	10	7	5	4	3
18	13	10	7	5	4	3
17	13	9	6	4	3	2

Таблица 5

Значения наибольших угонений стенки детали при первой вытяжке, %

Степень вытяжки k			
1,43	1,33	1,25	1,18
25	22	18	15
23	19	16	13
21	17	13	10
19	15	11	8
18	13	9	6
17	12	8	5
14	10	6	2

Литература

1. Фролов Е.А. Научные основы пневмоударной штамповки сложнорельефных тонколистовых деталей. Дис.... докт. техн. наук; 05.03.05. – Краматорск: ДГМА, 2003. – 370 с.
2. Леванов А.Н., Колмогоров В.Л., Буркин С.П. Контактное трение в процессах обработки металлов давлением. – М.: Металлургия, 1976. – 416 с.
3. Чертавских А.К., Белосевич М.С. Трение и технологическая смазка при обработке металлов давлением. – М.: Металлургия, 1968. – 362 с.
4. Костецкий Б.И., Натансон М.Э., Бернадский Л.И. Механико-химические процессы при граничном трении. – М.: Наука, 1972. – 170 с.

5. Соколовский Б.И., Конюхов Э.С., Дегтярев А.М. Новая технология подготовки труб к холодной деформации // Сталь. – 1971. – № 9. – С. 964-967.

6. Ударная листовая штамповка / В.Н. Чачин, Е.А. Фролов, Н.Д. Жолткевич, А.Ю. Журавский, И.Я. Мовшович, Т.М. Наумович, В.С. Петраковский, В.П. Усакин. – М.: Информатика, 1991. – 224 с.

Поступила в редакцию 15.11.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Е.Б. Кондусова, Украинская государственная академия железнодорожного транспорта, Харьков.

УДК 621.7.044

А.П. БРАГИН, В.Е. ЗАЙЦЕВ, А.П. МЕЛЬНИЧУК, С.А. ПОЛТАРУШНИКОВ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ОСНОВАНИЯ И ПРЕДПОСЫЛКИ ПРОДОЛЖЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ
В ОБЛАСТИ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ МАТЕРИАЛОВ ДАВЛЕНИЕМ**

Способы гидродинамической штамповки применяются в высокотехнологических отраслях промышленности – авиационной, ракетно- и судостроительной. Главным достоинством способа является его простота, высокая энерговооруженность – до 100 кДж при достижении в формующей, не имеющей специальных уплотнений, камере давлений до 500 МПа. Применение технологических процессов гидродинамической штамповки позволило решить ряд производственных проблем в условиях опытного и серийного производства. Практические результаты внедрения процессов гидродинамической штамповки доказали эффективность, универсальность, перспективность, полезность, а в некоторых случаях и незаменимость этого технологического направления. Поэтому в современных условиях возрождение и дальнейшее развитие технологий и оборудования гидродинамической штамповки представляется целесообразным и перспективным.

гидродинамическая штамповка, комплекс технологических процессов, возможности, перспектива

В октябре 2007 г. состоялась международная научно-техническая конференция “Современное состояние использования импульсных источников энергии в промышленности” (место проведения – Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского). Как одно из возможных перспективных направлений импульсной обработки материалов давлением была определена гидродинамическая штамповка (ГДШ) на пресс-пушках, основные положения которой в достаточной мере ем-

ко описаны в одной из статей журнала упомянутой конференции [1].

В период активного развития и внедрения в промышленное производство этого способа обработки материалов давлением (1964...1991 г.г.) предприятиями авиационной, ракетно- и кораблестроительной промышленности только в технологическом плане было освоено большое количество разнообразных техпроцессов штамповки листовых деталей; некоторое представление о них дает рис. 1.



Рис. 1. Образцы некоторых промышленно изготавливаемых деталей

Изначально способ гидродинамической обработки материалов, изобретенный в ХАИ, и предполагал реализацию чисто штамповочных операций, преимущественно из листовых заготовок замкнутой формы, например, формовку радиально-гофрированных деталей из труб. При этом широкая номенклатура изделий образовалась за счет разнообразия геометрических форм и размеров деталей и материалов, из которых они изготавливались.

Но далее, по мере накопления производственного опыта, изучения спроса, научного анализа уже реализованных технических вариантов этого развивающегося технологического направления, а также целенаправленного эмпирического поиска, сфера возможных областей практического использования основных принципов и преимуществ гидродинамического воздействия на объекты нагружения существенно расширилась (рис. 2).

Однако серьезным препятствием в практике внедрения таких новых высокоэффективных технологий металлообработки явилось отсутствие ком-

плексных и всесторонних научно-обоснованных рекомендаций и целенаправленных исследований, позволяющих учесть и использовать, в том числе, и их специфические особенности.

Напомним, что принципиальная сущность ГДШ заключается в преобразовании кинетической энергии быстро летящего твердого тела-снаряда в потенциальную энергию сжатой жидкости, под воздействием которой деформируется заготовка [2, 3].

Основные определяющие параметры процесса гидродинамической штамповки:

- скорость снаряда в момент удара о поверхность жидкости 50...250 м/с;
- продолжительность импульса давления жидкости $10^{-4} \dots 10^{-2}$ с;
- достижимое давление в камере 300...500 МПа.

Кратковременность процесса соответствует такому режиму скоростного деформирования, при котором пластические характеристики штампуемых материалов несколько повышаются по сравнению со статическими показателями. В ряде случаев поло-

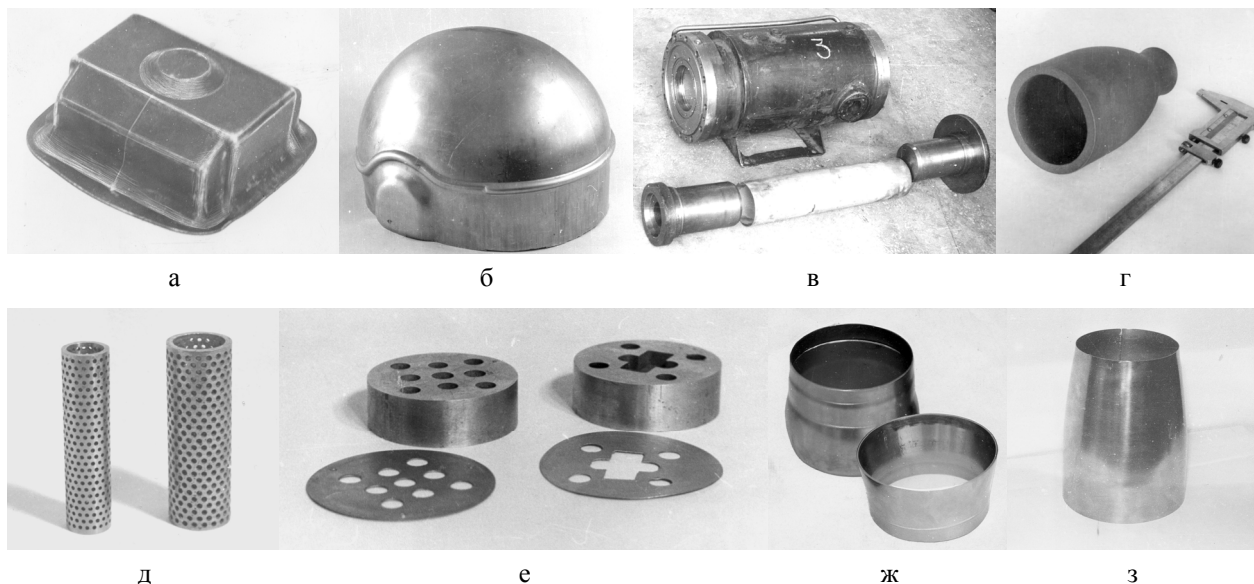


Рис. 2. Образцы реализации некоторых технологических операций гидродинамической штамповки:

- а – штамповка-вытяжка;
- б – рельефная формовка и калибровка деталей из оболочек;
- в – сборочные операции;
- г – обжим толстостенной трубы;
- д – групповая пробивка близкорасположенных отверстий;
- е – беспуансонная пробивка;
- ж – формовка особотонкостенных патрубков;
- з – штамповка обечаек симметричной и ассиметричной формы

жительную роль играют инерционные силы материала заготовки и режим гидродинамического трения. В результате обуславливается возможность холодной обработки изделий из трудно-деформируемых и высокопрочных сплавов, а отштампованные детали имеют высокую точность и чистоту поверхности.

Среди других преимуществ особое место занимает отсутствие необходимых в организации высокого давления в формующей камере специальных уплотнительных устройств. “Запирание” зазоров в конструкции камеры (технологических и функционально обусловленных) при импульсном нагружении жидкости происходит самопроизвольно вследствие резкого возрастания гидродинамического сопротивления при высоких скоростях ее истечения [4].

Рассмотрим основные объекты возможного направления необходимых исследований, которые ранее были лишь обозначены фрагментарными апробациями и могут стать полезными в современной перспективе. Конечной целью их выполнения является разработка и создание комплекса математических моделей проектирования технологических процессов и отдельных операций ГДШ, которые могли бы быть включены в интегрированные системы единого информационного пространства современного специализированного производства.

Объектами как ранее исполненной, так и дальнейшей перспективной проработки под обозначенным углом зрения должны стать:

1. Создание новых технологических операций, таких как штамповка-вытяжка, рельефная формовка, калибровка, обжим, разделительные операции и т.п., как при использовании плоских, так и пространственных листовых заготовок.

2. Расширение поля операций штамповки воздействием на объекты нагружения не только жидкой передающей средой, но и эластичным материалом, например, гидропластом, а также через инструментальные пуансоны.

3. Использование процессов ГДШ вместо традиционных методов изготовления аналогичных изделий с целью повышения адресного качества конечного продукта, а также получения другого положительного эффекта, например, улучшения экономических показателей.

4. Разработка и создание методов и аппаратуры для исследования поведения материалов и их механических испытаний при высоких скоростях нагружения.

5. Математическое моделирование реализуемых технологических операций и создание на его основе методик проектирования конкретных техпроцессов.

Поясним некоторые вышеприведенные позиции конкретными примерами с указанием реального эффекта.

Изготовление обечаек оживальной формы (рис. 2, з) из титановых сплавов позволило более чем в 10 раз снизить энергозатраты на их изготовление по сравнению со штамповкой их на прессах разжимными пуансонами с последующей термофиксацией.

Штамповка и калибровка на пресс-пушке защитных шлемов и касок (рис. 2, б) из сплавов АМг-2 и АМг-3 полностью исключила сварные и дополняющие их операции, трудоемкость изготовления была снижена в 6 раз. Каски изготавливались серийно более 15 лет.

Особо стоит отметить технологическую операцию по запрессовке тонкостенной изолирующей гильзы трубы в статор погружного электронасоса для перекачки агрессивных жидкостей (рис. 2, в). “Штатная” технология предполагала установку в полость статора калиброванных цельнотянутых труб с последующей их приваркой по торцам к корпусам подшипниковых щитов. При этом между стенкой гильзы и торцами пластин статорного набора оставался гарантированный зазор, из-за которого возникали существенные электромагнитные потери и ухудшался режим охлаждения статора прокачиваемой через него жидкостью.

Предложенная предприятию технология гидродинамической запрессовки в статор сварной некалиброванной гильзы позволила удешевить процесс за счет отказа от дорогостоящих покупных гильз и изготовления трубчатых заготовок своими силами. Кроме того, радиальный зазор между гильзой и статорным набором был полностью устранен, вместо этого возник между ними плотный контакт, благодаря которому отмеченные недостатки переродились в свои противоположности.

Как логическое продолжение данной операции, предполагалось закрепление торцов гильзы не за счет сварки, а путем одновременного с запрессовкой гильзы в статор процесса заштамповки ее концов в проточки подшипниковых щитов с уложенными в них эластичными герметизирующими кольцами. Реальность этой операции проверена на натурной модели, герметичность полученного узла при испытании “на гелий” дала положительный результат.

В ряду специфических операций ГДШ следует отметить некоторые из них, внедренные как альтернатива уже освоенным общепринятым способам, с целью придания изготавливаемым изделиям новых, улучшенных эксплуатационных качеств, например, повышения межремонтного ресурса (как у компенсаторов выхлопного коллектора высоконагруженного танкового двигателя); снижения гидравлических потерь в корпусах фильтров с отверстиями, полученными групповой пробивкой на пресс-пушке (рис. 2, д) и т.п.

Наиболее освоенные, широко внедренные в производство и подкрепленные основательной теоретической базой, являются технологические операции гидродинамической штамповки приварной арматуры особотонкостенного высокоресурсного трубопровода систем кондиционирования воздуха (СКВ) и противообледенительной (ПОС) тяжелых самолетов (рис. 2, ж) [3].

В процессе работы по изготовлению соединений типа сфера-конус была создана комплексная методика теоретического проектирования технологического

процесса ГДШ деталей из тонкостенных заготовок на основе разработанной математической модели [5].

Данная модель позволяет аналитически определить параметры внешней нагрузки для гарантированного получения детали по заданному чертежу. При этом реализуется оптимальное нагружение рабочим импульсом, когда на переходе оформления основного профиля детали заготовка подходит к матрице с минимальной скоростью, а на следующем переходе происходит калибровка давлением более высокой интенсивности или оформление элементов рельефа. Результаты математического моделирования в графическом представлении дают полную количественную картину всех возможных сочетаний параметров внешней нагрузки и результатов их взаимодействия (рис. 3).

Такой функциональный подход к решению программных задач технологии должен, в принципе, реализовываться для всех типовых техпроцессов с целью возможного включения решений частных задач в интегрированную систему подготовки конкретного производства.

В заключение напомним о возможном использовании установок с гидродинамическим технологическим узлом для проведения динамических испытаний материалов, главным образом для определения критериев штампуемости листовых металлов при импульсном нагружении, в том числе с помощью штамп-приборов.

На пресс-пушках могут быть реализованы следующие варианты испытаний образцов:

- растяжение стержня;
- сжатие короткого стержня;
- кручение тонкостенной трубы;
- кручение тонкостенной трубы плюс действие давления изнутри;
- растяжение плюс действие давления изнутри.

Из этого списка исключены некоторые варианты силового воздействия на тонкостенную трубу, при реализации которых возникают проблемы устойчивости.

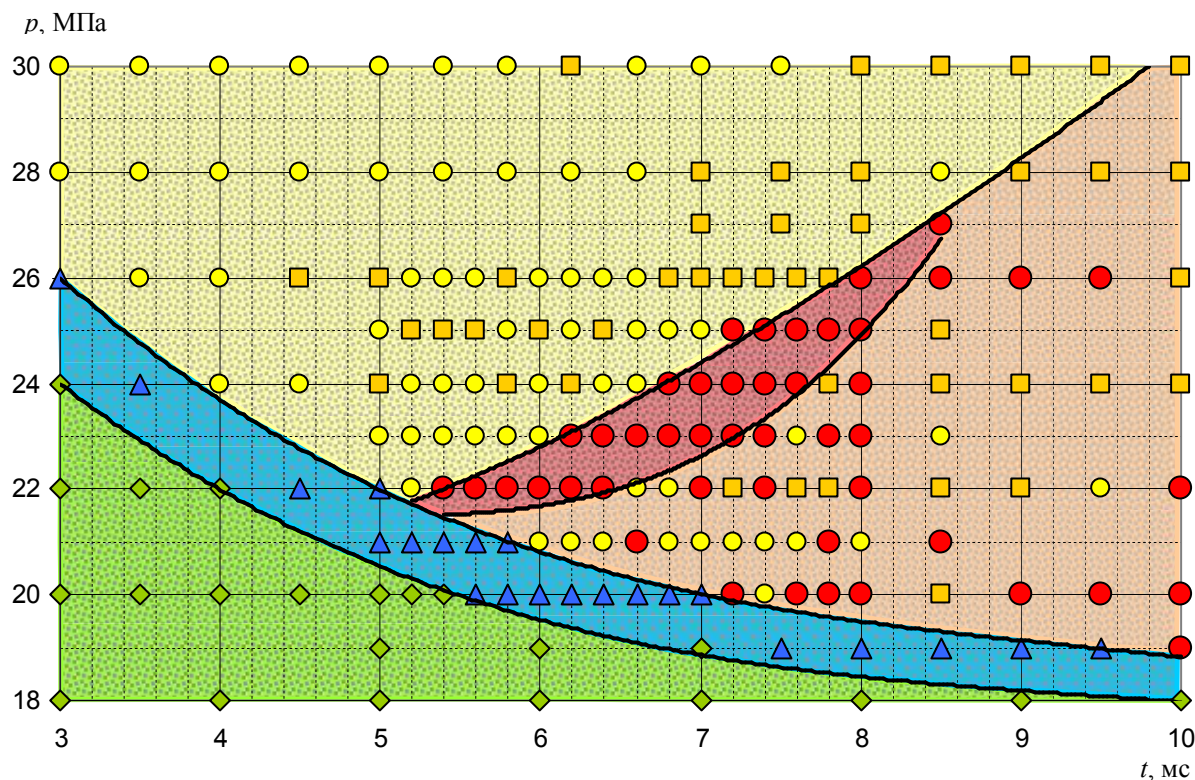


Рис. 3. Результаты математического моделирования гидродинамического формообразования основного контура сферического наконечника систем ПОС и СКВ самолетов:

- ◆ — нет контакта оболочки с поверхностью матрицы;
- ▲ — неполный контакт оболочки с поверхностью матрицы;
- — искажение формы оболочки от удара о поверхность матрицы и от влияния инерционных сил;
- — знакопеременные изменения деформаций оболочки (гиб, разгиб) с последующим наложением на матрицу;
- — качественная сферическая оболочка

Обобщая приведенную выше довольно ограниченную информацию о состоянии работ по теме гидродинамической обработки материалов давлением, можно утверждать, что проблема эта актуальна, и ее разработка нуждается в продолжении.

Литература

1. Брагин А.П. Гидродинамическая штамповка на пресс-пушках, как одно из направлений импульсной обработки материалов давлением // *Авиационно-космическая техника и технология*. — 2007. — № 11 (47). — С. 296-304.
2. Степанов В.Г., Шавров И.А. *Высокоэнергетические импульсные методы обработки металлов*. — Л.: Машиностроение, 1975. — 278 с.
3. Кривцов В.С., Брагин А.П., Мельничук А.П. Анализ некоторых результатов научных и производственных исследований процессов гидродинамической

штамповки элементов трубопроводов воздушных систем самолетов // *Авиационно-космическая техника и технология*. — Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2003. — Вып. 38. — С. 6-13.

4. Башта Т.М. *Гидравлические приводы летательных аппаратов*. — М.: Машиностроение, 1967. — 496 с.

5. Мельничук А.П. Исследование процессов гидродинамического формообразования тонкостенных осесимметричных оболочек при оформлении основного контура на примере сферического наконечника трубопроводов воздушных систем ЛА // *Авиационно-космическая техника и технология*. — 2004. — № 4 (12). — С. 11-19.

Поступила в редакцию 4.12.2007

Рецензент: канд. техн. наук, проф. Ю.А. Боборыкин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

УДК 629.7.03.004.64

А.Д. МИРЗОЕВ

Национальная академия авиации, Баку, Азербайджан

КОМПЛЕКСНАЯ СИСТЕМА ДИАГНОСТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Предложена методика диагностирования авиационных газотурбинных двигателей на основе комплексной системы. Разработаны алгоритмы, реализующие отдельные этапы предложенной методики. Проведены эксперименты по практическому применению предложенной методики.

авиационный газотурбинный двигатель, техническое состояние, диагностирования, математическая статистика, нейронная сеть, блок принятия решений

Введение

С развитием сложных динамических систем возникает все большая потребность в разработке и внедрении онлайн-овых (в режиме реального времени) и оффлайн-овых методов диагностирования авиационных газотурбинных двигателей (АГТД). Среди множества разработанных методов диагностирования АГТД, методы распознавания классов технического состояния (ТС) обеспечивают наиболее удобный подход к диагностированию, особенно в тех случаях, когда другие подходы не могут быть применены или их применение сопряжено с большими затратами.

Проведенный анализ работ [1 – 8] показывает, что традиционно большинство систем диагностирования АГТД используют один из известных методов диагностирования. Однако ни один метод не является универсальным и абсолютно надежным. Естественно, что подобные системы диагностирования, построенные на основе одного классификатора, не смогут в полной мере удовлетворить возрастающие требования, предъявляемые к диагностированию двигателей, как в онлайн-овом, так и в оффлайн-овом режиме.

Цель и постановка задачи. Подытоживая вышеприведенный анализ методов систем диагностирования, целью представленной работы является

создание комплексной системы диагностирования АГТД на основе параметров, регистрируемых как бортовыми накопителями, так и в ручную (в регистрационные карты). В качестве основы при построении комплексной системы диагностирования АГТД предлагается использовать статистико-нейросетевой (СНС) подход, характеризующийся высокой степенью адаптивности и универсальностью. Применение данного подхода требует устойчивого и эффективного использования ресурсов современных информационных технологий.

Для реализации предложенной комплексной системы диагностирования АГТД рассмотрим отдельные его этапы. При этом основной задачей является правильное обоснование комбинации математической статистики с нейронными сетями.

Предлагаемая комплексная система диагностирования АГТД приведена на рис. 1.

1. Методика оценки ТС АГТД с помощью математической статистики

1.1. Алгоритм выявления аномальных значений регистрируемых параметров. Для построения эффективной системы диагностирования АГТД необходимо произвести предварительную отбраковку значений регистрируемых параметров работы двигателя. Выявление аномальных значений регистри-

руемых параметров требует определения выборочных средних значений $\bar{P}_n$ и средних квадратических отклонений S_n всех контролируемых параметров по соответствующим формулам:

$$\bar{P}_n = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n P_i,$$

где n – размер выборки; i – порядковый номер регистрируемого параметра;

$$S_n = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (P_i - \bar{P}_n)^2}.$$

Для максимального и минимального значений всех параметров в рассматриваемой выборке определяются критерии аномальности по следующим выражениям:

$$U_{\min i} = \frac{P_{\min i} - \bar{P}_n}{S_n},$$

$$U_{\max i} = \frac{P_{\max i} - \bar{P}_n}{S_n}.$$

Полученные значения $U_{\min i}$ и $U_{\max i}$ необходимо сравнивать с теоретической критической величиной $U_{кр}$, значения которой для определенных уровней значимости приведены в работе [17]. Если $U_{\min i}^{(\max)} \geq U_{кр}$, то значение параметров является аномальным и должно быть исключено, в противном случае оно считается нормальным и не исключается.

В дальнейшем производится статистический анализ значений параметров АГТД с учетом допущения о том, что распределение параметров – нормальное.

1.2. Алгоритм приведения контролируемых параметров к САУ и расчетному режиму (в случае ПС-90А-76SW). Для последующего статистического анализа параметров работы двигателя требуется исключение влияния внешних факторов и режима работы двигателя, путем приведения их к Стандартным Атмосферным Условиям (САУ) и расчетному режиму работы АГТД.



Рис. 1. Обобщенная схема комплексной системы диагностирования АГТД

Приведение параметров к САУ осуществляется с учетом рекомендации [16] и в момент крейсерского режима ($H = 11 \text{ km}$, $M = 0,8$, $T_{BX}^* = 244,8 \text{ }^\circ\text{K}$, $P_{BX}^* = 0,352 \text{ кгс} / \text{см}^2$) по формулам:

– частота вращения ротора КВД:

$$N_{KBD \text{ нр.}} = N_{KBD \text{ ср.}} \cdot \sqrt{291,5 / (T_{BX}^* + 273)}, \text{ } \%$$

– частота вращения ротора вентилятора:

$$N_{BEH \text{ нр.}} = N_{BEH \text{ ср.}} \cdot \sqrt{291,5 / (T_{BX}^* + 273)}, \text{ } \%$$

– температура газа за турбиной:

$$T_{Tnp.}^* = (T_{T \text{ ср.}}^* + 273) \left[291,5 / (T_{BX}^* + 273) \right] - 273, \text{ } ^\circ\text{C}$$

– температура воздуха за КВД:

$$T_{Knp.}^* = (T_{K \text{ ср.}}^* + 273) \left[291,5 / (T_{BX}^* + 273) \right] - 273, \text{ } ^\circ\text{C}$$

– расход топлива:

$$G_{T \text{ нр.}} = G_{T \text{ ср.}} \cdot 1,072 / P_{BX}^* \sqrt{291,5 \left[(T_{BX}^* + 273) \right]}, \text{ } \text{T} / \text{час}$$

– полное давление воздуха за КВД:

$$P_{K np.}^* = P_{K np.}^* 1,072 / P_{BX}^*, \text{ кгс / см}^2;$$

– полное давление воздуха за вентилятором:

$$P_{B np.}^* = P_{B np.}^* 1,072 / P_{BX}^*, \text{ кгс / см}^2.$$

Далее производится оценка ТС ГТД путем подсчета статически возможных границ значений регистрируемых параметров.

1.3. Алгоритм оценки ТС АГТД на основе математической статистики. Статистический подход оценки технического состояния АГТД основывается на формировании гибких диапазонов регистрируемых параметров и сравнении их значений с рассчитанными верхними и нижними границами изменений.

Статистические возможные верхние и нижние границы значений параметров, характеризующих рабочий процесс двигателя, определяются по следующим формулам:

$$P_n^B = \overline{P}_n + K_{1,n} \sqrt{S_n^2},$$

$$P_n^H = \overline{P}_n - K_{1,n} \sqrt{S_n^2},$$

где $\overline{P}_n$ – средние значения параметров двигателей;

S_n – средние квадратичные отклонения параметров двигателей, определенные согласно п.1.1;

$K_{1,n}$ – толерантный коэффициент, зависящий от числа измерений n , принятого уровня значимости и доверительной вероятности [25].

Определение ТС АГТД на основе статистически возможных диапазонов регистрируемых параметров требует предварительного формирования классов ТС АГТД. Классы ТС АГТД, сформированные по вышеприведенной методике, могут привести к следующим вариантам:

$$1. P_n^H \leq P_i \leq P_n^B;$$

$$2. P_i \geq P_n^B \text{ или } P_i \leq P_n^H.$$

Результаты обработки параметров, соответствующих первому варианту, свидетельствуют о нормальном состоянии двигателя, и способствуют выдаче соответствующих сообщений.

Случаи, соответствующие второму варианту, свидетельствуют о появлении вероятности неисправного состояния по данному каналу (по рассматриваемому параметру работы ГТД) и выдаче соответствующего сообщения.

Исследования показывают, что характер закона распределения регистрируемых параметров АГТД с наработкой изменяется – происходит приближение и удаление закона распределения параметров АГТД от нормального. Следовательно, для более надежной оценки ТС АГТД требуется применение нейронных сетей (НС).

2. Условия формирования нейронной сети для оценки ТС АГТД

2.1. Отбор информативных параметров для построения нейросетевой модели. Оценка ТС АГТД с помощью НС требует правильного формирования набора входных и выходных параметров. При этом выбор информативного параметра является наиболее важной задачей, сокращающей входное и выходное пространство классификатора. Это обстоятельство позволяет снижать требования к ресурсам ЭВМ, увеличивать скорость процесса обучения и упростить архитектуры НС – модель классификатора.

Предварительный выбор информативного параметра, характеризующего работу АГТД, целесообразно проводить на основе подсчета коэффициентов парной корреляции между входными параметрами нейросетевой модели. Выбор выходного параметра (ВП) НС производится на основе критериев выхода, описывающих динамику изменения основных характеристик законов распределения параметров АГТД (асимметрия – $|A(P)|$, эксцесс – $|E(P)|$). Основными критериальными значениями при этом являются их абсолютные минимальные значения:

$$|A(P)| = |A(P)|_{\min},$$

$$|E(P)| = |E(P)|_{\min}.$$

В случае стремления характеристик законов распределения к минимальным значениям, но по разным параметрам, выбирается тот ВП НС, который имеет наибольшее количество парной корреляции с входными параметрами. В случае совпадения количества парной корреляции для различных ВП НС (для рассматриваемой выборки), целесообразно аппроксимировать обе характеристики закона распределения. Но следует отметить, что в качестве ВП нейросетевой модели могут выступать различные параметры АГТД, соответствующие определенной обучающей выборке.

Учитывая данное обстоятельство, необходимо производить многократное повторение комбинации "Отбор Признака – Построение Нейросетевой Модели – Отбор Признака". Под построением Нейросетевой Модели подразумевается выбор оптимальной архитектуры НС в зависимости от входного и выходного "ансамбля" параметров двигателя.

2.2. Алгоритм формирования многослойного персептрона. Построение нейросетевой модели сводится к нижеприведенным этапам:

- формирование архитектуры НС;
- выбор алгоритма обучения;
- оценка адекватности нейросетевой модели;
- оценка обобщения нейросетевой модели.

Под формированием архитектуры нейросетевой модели подразумевается выбор типа нейрона и необходимого количества нейронов в скрытом слое. На сегодня существует большой объем работ, посвященных формированию архитектуры нейросетевой модели диагностируемого объекта [23, 24]. Но анализ этих работ позволяет выработать общую методику формирования и корректировку архитектуры НС.

Для определения необходимого количества нейронов в скрытом слое, сопровождающихся высокой точностью аппроксимации, предлагается алгоритм выращивания сети, который рассматривается в п.п. 2.2.1. Но этот анализ одновременно приводит к вы-

воду, что выбор архитектуры сети для решения конкретной задачи должен происходить с учетом особенностей этой задачи.

Многослойный персептрон может обучаться быстрее, если функция активации НС является антисимметричной [15]. Учитывая данное обстоятельство и нелинейное преобразование (представления) входных и выходных параметров нейросетевой модели, целесообразно использовать антисимметричную функцию активации – гиперболический тангенс:

$$f(x) = \frac{2}{1 + e^{-2x}} - 1,$$

После выбора архитектуры НС необходимо назначить значения весов и смещения, которые осуществляются с помощью процедур обучения. Корректировку весов и смещений сети можно осуществить по различным стратегиям, определяющим алгоритм обучения для минимизации разности между желаемым сигналом и откликом НС. Это разность позволяет сформировать так называемый функционал ошибки, характеризующий качество обучения.

$$J = \frac{1}{2} \sum_{q=1}^Q \sum_{i=1}^{S^M} \left(t_i^q - a_i^{qS^M} \right)^2,$$

где J – качество обучения;

Q – объем выборки;

M – число слоев сети;

q – номер выборки;

S^M – число нейронов выходного слоя;

$a_i^{qS^M}$ – отклик сети:

$$a_i^{qS^M} = f\left(\sum_{j=0}^R w_{ij} P_j + b_j\right),$$

где w_{ij} и b_j – синаптические веса и смещение НС;

R – число входных элементов сети;

t_i^q – желаемый сигнал.

В работе [11] приведены детальные характеристики алгоритмов обучения сети при оценке ТС

ГТД. Из анализа этих характеристик следует, что наилучшим коэффициентом достоверности (адекватности) обладает комбинированный алгоритм обучения на основе градиентного спуска с возмущением (алгоритм GDM) и метод Левенберга-Марквардта.

Стратегия корректировки параметров обучения комбинированного алгоритма приведена в формуле (1):

$$X_{k+1} = \begin{cases} X_k - H^{-1}g_k, & \text{если } J > J_\phi; \\ \alpha X_k + (1-\alpha)\eta g_k, & \text{если } J < J_\phi, \end{cases} \quad (1)$$

где X – приращение параметра обучения;

α – параметр возмущения;

J_ϕ – качество обучения, при котором фиксируется алгоритм Левенберга-Марквардта ($J_\phi = 10^{-4}$);

η – скорость обучения;

g_k – вектор градиента функционала ошибки на k -й итерации;

e_k – ошибка обучения на k -й итерации;

H^{-1} – обратная матрица Гессе;

J^T – матрица Якоби ошибки.

Обоснованность применения комбинированного алгоритма обучения связана, кроме улучшения оценки ТС АГТД, с увеличением скорости сходимости функционала ошибки.

Как известно, процесс увеличения скорости сходимости функционала ошибки характеризуется ”хорошим” выбором начальных значений синаптических весов и смещений.

Если синаптические веса и смещения сети принимают большие начальные значения, то нейроны, скорее всего, достигнут режима ”насыщения”, что вызовет торможение процесса сходимости функционала ошибки. Если же синаптическим весам и смещениям присвоить малые начальные значения, то алгоритм комбинированного обучения будет работать ”вяло” [20]. При этом обучение сети начинается с метода Левенберга-Марквардта, после дости-

жения $J = J_\phi$ фиксируются, и присваиваются параметры процесса обучения к параметрам обучения алгоритма GDM.

Для достоверности оценки многослойного персептрона АГТД автором предлагается применять коэффициенты качества:

$$K_{k1} = (1 - S) * 100\%,$$

$$S = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^n \delta_{ij}^2}{N * n}},$$

$$\delta = (P_{НС} - P_{ИСТ}) / \Delta_{\max},$$

где S – среднеквадратичное отклонение отклика сети;

δ – отношение разности отклика сети с истинным значением параметров к максимальной погрешности измерительной аппаратуры;

$P_{НС}$ – отклик НС;

$P_{ИСТ}$ – истинное значение выходного параметра.

Также, с целью определения адекватности, можно воспользоваться следующей формулой:

$$K_{k2} = (P_{НС} - P_{ИСТ}) / P_{ИСТ} * 100\%.$$

Если сеть после обучения достаточно адекватно описывает учебные данные, то необходимо в последующем определить уровень обобщения сети. Необходимо проверить гипотезу о том, что сеть хорошо описывает не только данные, использованные как учебные, но и тестовые данные. Если выполняется условие (1), то можно сделать вывод о появлении эффекта ”переобучения” сети [10, 14], следовательно, необходимо заново возвратиться к формированию архитектуры сети:

$$(K_k^O - K_k^T) > K_k^D, \quad (1)$$

где K_k^T и K_k^O – коэффициент качества за обучающий и тестовый набор данных соответственно;

K_k^D – допустимая погрешность аппроксимации, равная 5 %.

Выбор двух коэффициентов качества сделан в целях перепроверки качества аппроксимации ВП многослойного персептрона. С целью увеличения производительности процесса обучения необходимо, для достижения нейросетевой моделью наилучших показателей обобщения, масштабировать входные и выходные параметры двигателя по формуле [26, 27]:

$$P_n = \frac{2(P_i - P_{\min})}{(P_{\max} - P_{\min}) - 1}.$$

2.2.1. Алгоритм “выращивания” сети. Для эффективной оценки ТС АГТД с помощью НС обычно требуется использование жестко структурированных сетей довольно большого размера. В этом контексте возникает практический вопрос минимизации размера сети без потери производительности. При уменьшении размера НС увеличивается вероятность обучения информативных признаков, содержащихся в примерах и, таким образом, повышается качество обобщения.

Пошаговую минимизацию параметров сети предлагается производить алгоритмом “выращивания” сети, приведенным на рис. 2.

Последующим шагом в формировании нейросетевой модели АГТД является идентификация ТС на основе предварительно сформированных классов.

2.2.2. Идентификация ТС АГТД на основе НС. Учитывая, что нейрон выходного слоя, соответствующий ВП, с гиперболическо-тангенциальной функцией активации может принадлежать только интервалу $[-1; 1]$, то для кодирования классов ТС целесообразно использовать ниже приведенные варианты:

1. $\bar{P}_i \in [0, 5; -0, 5]$,
2. $\bar{P}_i \in [0, 5; 1]$,
3. $\bar{P}_i \in [-0, 5; -1]$.

Результат моделирования ВП презентуемому первому варианту свидетельствует о выдаче сообщения нормального состояния двигателя. А резуль-

таты моделирования презентуемого второму и третьему вариантам свидетельствуют о тенденции ВП к завышенному и заниженному состоянию, что способствует вероятности возникновения неисправности АГТД по данному каналу и формирует соответствующее сообщение.

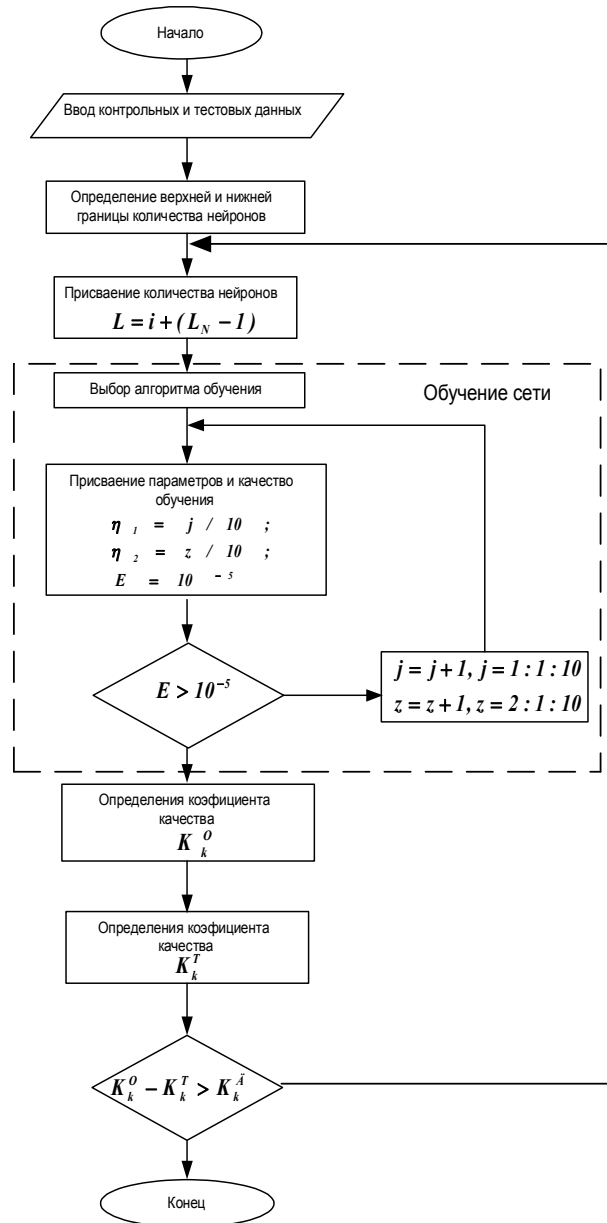


Рис. 2. Алгоритм корректировки многослойного персептрона

Однако следует отметить, что применение МСП является предпочтительным в случаях предварительного формирования классов ТС АГТД. Поэтому в системе диагностирования АГТД должна быть

предусмотрена подсистема классификации состояний. В случае отсутствия принципа формирования классов для учебного набора данных, успешное решение такой задачи возможно с применением самоорганизующей сети Кохонена.

2.3. Сеть Кохонена. Самоорганизующая сеть Кохонена использует конкурирующую функцию активации. Конкурирующая функция активации анализирует значения элементов вектора d и формирует выходы нейронов, равные 0, для всех нейронов, кроме одного нейрона-победителя, имеющего на входе максимальное значение. Такая активационная характеристика может быть описана следующим образом:

$$T_i = \begin{cases} 1, i = i^*, i^* = \arg(\max d_i); \\ 0, i \neq i^*, \end{cases}$$

где d_i – это результат суммирования вычисленного евклидова расстояния R , между вектором входа Z и строками матрицы весов W с вектором смещения b ;

T_i – выход из конкурирующего слоя. Отрицательное евклидово расстояние R определяется следующим образом:

$$R = -\sqrt{\sum_{j=1}^i (z_j - w_j)^2}.$$

Правило коррекции параметров обучения слоя Кохонена заключается в том, чтобы построить нужным образом элементы матрицы весов [18, 19]. Предположим, что нейрон i^* «победил» при подаче входа $Z(q)$ на шаге самообучения q , тогда строка i^* матрицы весов корректируется в соответствии с правилом Кохонена следующим образом:

$$w_{i^*}(q) = w_{i^*}(q-1) + \eta(z(q) - w_{i^*}(q-1)).$$

Следует отметить, что для полноценной оценки ТС АГТД нецелесообразно применять только лишь один из типов НС, так как каждый тип НС позволяет решать узкий круг прикладных задач.

Учитывая данное обстоятельство, возникает острая необходимость в создании и применении едино-

го нейросетевого аппарата на основе комбинации различных типов НС позволяющего нахождение приемлемого решения различных типов задач.

2.4. Алгоритм построения комбинированной нейросетевой модели. В рамках решаемой задачи предлагается применение многослойного персептрона (МСП) и сети Кохонена (СК) для комбинированной НС. Наряду с преимуществами, приведенными в п. 2.2 и 2.3, следует подчеркнуть возможность комбинированной НС производить двухэтапную идентификацию ТС АГТД, где на первом этапе многослойный персептрон выполняет роль аппроксиматора выходного параметра (диагностируемого параметра) и формирует классы ТС ГТД на основе данной аппроксимации.

При этом результатом последующего анализа является отнесение двигателя к одному из состояний (простейший случай – к дефектным или бездефектным двигателям). Выбор в качестве аппроксиматора МСП обусловлен владением богатого спектра архитектурных свойств, что не свойственно другим НС [9, 13].

При распознавании ТС АГТД наиболее часто используются так называемые LVQ-сети и радиально-базисные сети (РБНС) [21, 22]. LVQ-сеть и РБНС имеют, кроме низкого качества распознавания, еще один недостаток: данные типы сети производят кластеризацию выходных данных на основе заранее формализованных классов ТС авиационных ГТД, т.е. применяют процедуру обучения “с учителем”. Данное обстоятельство обуславливает применение сетей, владеющих свойством самоорганизации и высокой степенью точности, осуществляющих классификацию с применением обучения “без учителя” – сетей Кохонена. Блок-схема комбинированной НС приведена на рис. 3.

Дальнейшая оценка ТС АГТД производится с помощью комбинации математической статистики и нейронной сети, которые входят в единый блок принятия решений.

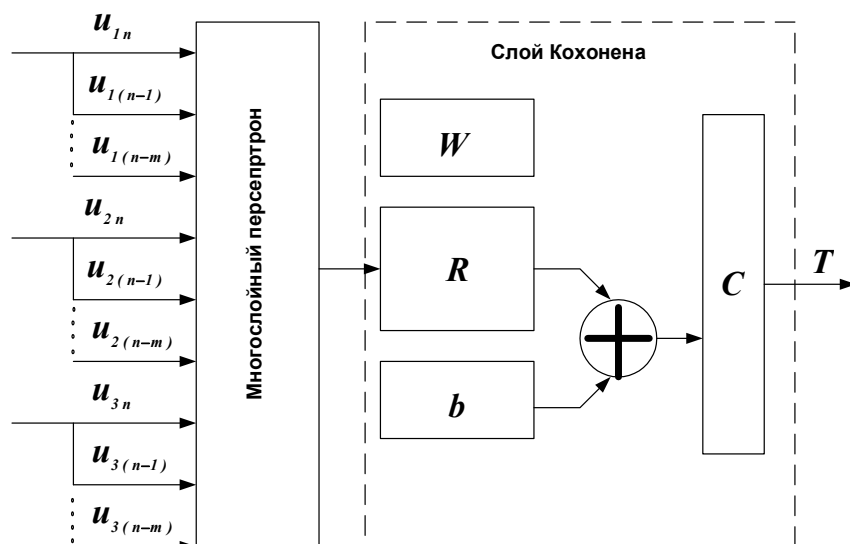


Рис. 3. Структура комбинированной НС

3. Построение блока принятия решений

Основной задачей блока принятия решений является обработка результатов идентификации ТС на основе двух классификаторов и выдачи соответствующей рекомендации о дальнейшей эксплуатации авиационного ГТД.

При отсутствии формализованных правил принятия решений и наличия только пар данных результатов классификации предпочтительно строить блок принятия решений на основе логической модели [12]. Функциональная схема логической модели АГТД представлена на рис. 4.

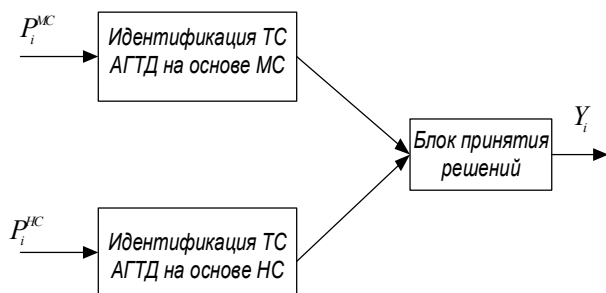


Рис. 4. Блок схема логической модели объекта

Фактическое значение блока принятия решений Y_i зависит от состояния блоков MS_i и NS_i , определяющих ТС авиационных ГТД по методам математической статистики и нейронной сети соответственно.

Формально Y_i является конъюнкцией переменных MS_i и NS_i :

$$Y_i = MS_i * NS_i.$$

Выходы блоков MS_i и NS_i принимают значение 0, в случае неисправного состояния ГТД. Возможные наборы значений блоков MS_i и NS_i , а также Y_i сводятся в так называемые таблицы состояний диагностируемого объекта.

4. Эксперименты и результаты

Для экспериментальной проверки предложенной комплексной системы диагностирования были использованы параметры двигателя ПС-90А-76SW, зарегистрированные с помощью бортового накопителя РСМСИА, который имел реальную неисправность – “Вибрация двигателя”. В протоколе АСД-Диагноз-90 была зафиксирована критическая вибрация двигателя при перелете воздушного судна из Багдада во Франкфурт. Фрагмент фиксации критической вибрации, наблюдающейся в горизонтальном полете, приведен на рис. 5. Обработка полета была произведена согласно вышеуказанной методике. Качество результатов по отдельным алгоритмам приведено в табл. 1 и на рис. 6 – 8.

Таблица 1

Характеристики процесса обучения НС

$K_k^O, \%$	$K_k^T, \%$	L	J	k
99,96	18,755	11	2,43E-06	27
99,994	99,999	14	9,01E-06	45
99,881	100	16	4,18E-06	19
99,966	99,487	19	2,50E-06	20
99,878	99,908	20	4,39E-06	25
99,803	56,073	21	9,91E-06	31
99,659	35,527	30	8,77E-06	21
98,088	92,764	31	6,84E-06	20
99,495	99,947	32	8,58E-06	25
99,953	100	33	5,25E-06	15
99,684	88,646	34	6,92E-06	26
99,691	90,379	35	2,44E-06	97
99,438	99,722	38	9,28E-06	23
99,858	100	41	4,18E-06	16
97,62	100	43	7,38E-01	100
99,894	96,081	46	8,26E-01	100
99,154	99,622	47	7,68E-06	19
98,922	96,396	50	8,51E-06	28
99,776	83,812	55	8,36E-06	18
99,642	99,492	58	8,99E-06	18
99,897	100	60	9,06E-06	17

Таблица 2

Результаты распознавания ТС АГТД
(состояние "0" – исправное, "1" – неисправное)

№ изме- рений	MS $V_{3П}$	NS $V_{3П}$	Y $V_{3П}$	MS V_{PK}	NS V_{PK}	Y V_{PK}
698(29)	1	1	1	1	1	1
699(30)	0	1	0	1	1	1
700(31)	0	1	0	1	1	1
701(32)	1	1	1	1	0	0
702(33)	1	1	1	1	0	0
703(34)	1	1	1	1	1	1
704(35)	1	1	1	1	1	1
705(36)	1	1	1	1	1	1
706(37)	1	1	1	1	1	1
707(38)	1	1	1	1	1	1
708(39)	0	0	0	1	1	1
709(40)	0	0	0	1	1	1
710(41)	0	0	0	1	1	1
711(42)	1	1	1	1	1	1
712(43)	1	1	1	0	1	0
713(44)	0	1	0	0	0	0
714(45)	0	0	0	0	0	0
715(46)	0	0	0	0	1	0
716(47)	0	0	0	0	1	0
717(48)	0	0	0	0	1	0
718(49)	0	0	0	0	1	0

Как следует из табл. 1, наилучшим коэффициентом качества за приемлемое количество итераций процесса обучения обладает многослойный перцептрон с 33 нейронами в скрытом слое. Как видно из рис. 6 – 8 и табл. 2, оба классификатора с высокой точностью распознали завышенную и заниженную вибрацию разделительного корпуса и задней подвески ротора вентилятора соответственно.

Полученные результаты подтвердились методами неразрушающего контроля эксплуатирующей организации.

Выводы

Анализ результатов, полученных с помощью предложенной системы диагностирования АГТД, позволяет сделать следующие выводы:

- методика отбора информативных признаков позволяет сократить входное и выходное пространство нейросетевой модели и тем самым способствует увеличению ее производительности;
- алгоритм "выращивания" сети позволяет, за приемлемое время обучения, уточнить необходимое

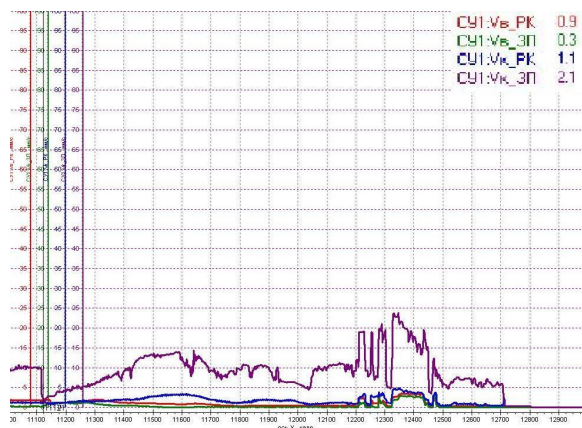


Рис. 5. Фрагмент визуализация предельных вибраций

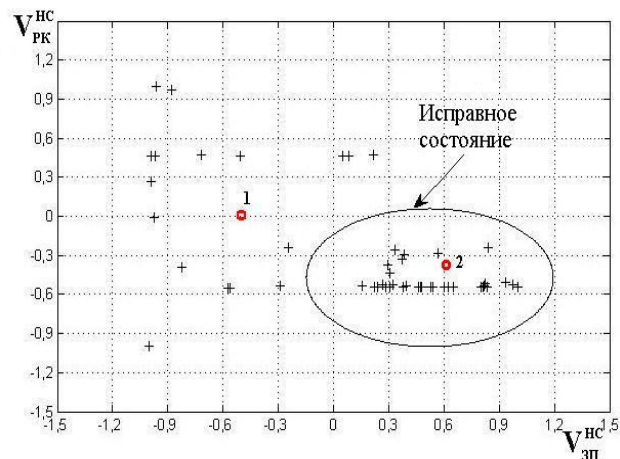
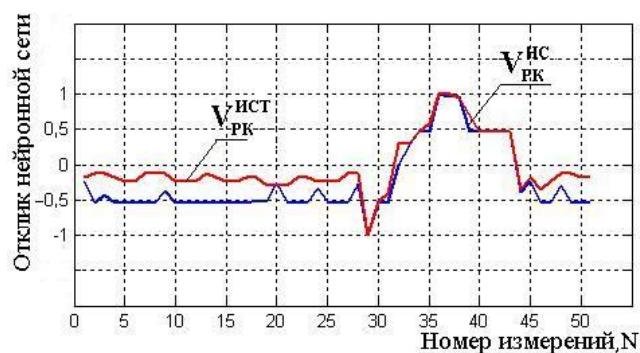
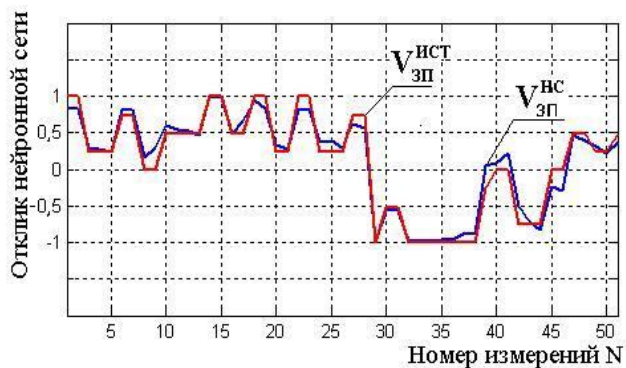


Рис. 7. Кластеризация данных сетью Кохонена

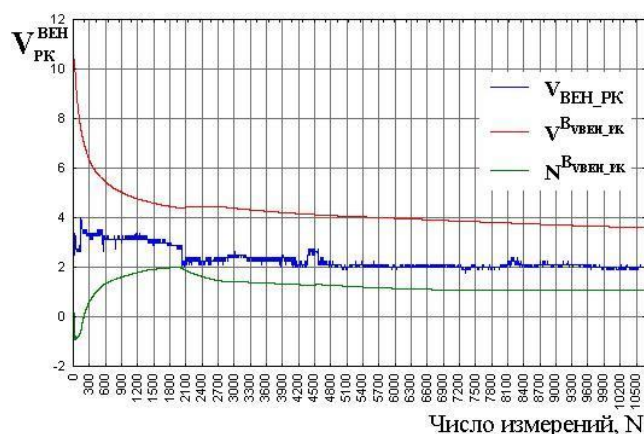


а

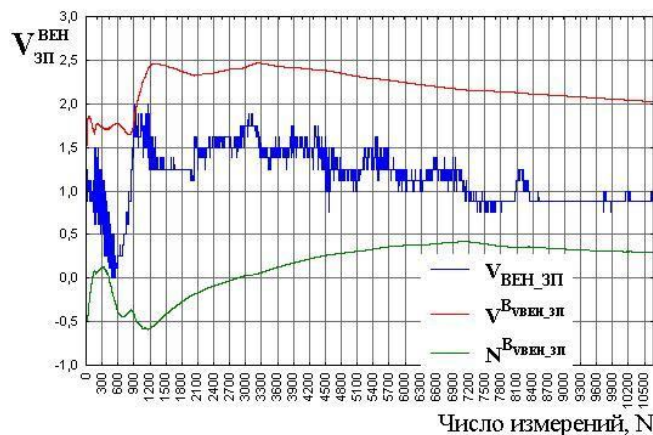


б

Рис. 6. Моделирование выходного параметра в нейросетевом базисе:
а – вибрация ротора вентилятора в зоне разделительного корпуса;
б – вибрация ротора вентилятора в зоне задней подвески



а



б

Рис. 8. Диапазоны возможных границ ВП:
а – вибрация ротора вентилятора в зоне разделительного корпуса;
б – вибрация ротора вентилятора в зоне задней подвески

количество нейронов в скрытом слое в целях избегания эффекта “переобучения”;

– разработанная комплексная система диагностирования показала свою эффективность: комбинированная НС позволяет производить с высокой точностью двухэтапную идентификацию ТС диагностируемого объекта;

– комбинированный алгоритм обучения способствует быстрому достижению наилучшего качества обучения с точки зрения точности оценки АГТД и времени принятия решения.

Данный подход и методика диагностирования могут быть применены для других типов АГТД.

Анализ результатов, полученных с помощью предложенной системы диагностирования АГТД, позволяет сделать следующие выводы:

– методика отбора информативных признаков позволяет сократить входное и выходное пространство нейросетевой модели и, тем самым, способствует увеличению его производительности;

– алгоритм “выращивания” сети позволяет за приемлемое время обучения уточнить необходимое количество нейронов в скрытом слое в целях избегания эффекта “переобучения”;

– разработанная комплексная система диагностирования показала свою эффективность, комбинированная НС позволяет производить с высокой точностью двухэтапную идентификацию ТС диагностируемого объекта;

– комбинированный алгоритм обучения способствует быстрому достижению наилучшего качества обучения с точки зрения точности оценки АГТД и времени принятия решения.

Данный подход и методика диагностирования может быть применена для других типов авиационных ГТД.

Литература

1. Рыбалко В.В. Параметрическое диагностирование энергетических объектов на основе факторно-

го анализа в среде Statistic // Мастерская решений. – 2004. – № 2 (6). – С. 78-83.

2. Kobayashi T., Simon D.L. Application of a Bank of Kalman Filters for Aircraft Engine Fault Diagnostics // Proc. of ASME Turbo Expo 2003. – Atlanta, USA; GT2003-38550. – P. 751-758.

3. Sampath S., Gulati A., Singh R. Fault Diagnostics using Genetic Algorithm for Advanced cycle Gas Turbine // Proc. of ASME Turbo Expo 2002. – Amsterdam, The Netherlands. – P. 211-251.

4. Bajwa A.R., Kulkarni D. Engine Data Analysis Using Decision Trees // Paper presented at the 36 Joint Propulsion Conference, 2000. – AIAA 2000-3627. – P. 591-601.

5. Tang G., Yates C.L., Chen D. Comparative study of two neural networks applied to jet engine fault diagnosis for turbofan engine // Proc. of ASME TURBO EXPO 2000, 2000-GT-0032. – P. 71-81.

6. Бажнов Е.Г., Ютаков А.А. Система диагностики газотурбинной двигательной установки на основе вейвлет-анализа и нейронных сетей // Успехи современного естествознания. Материалы XXXII Международной конференции «Информационные технологии в науке, образовании, телекоммуникации и бизнесе, IT+SE 2005». – Украина, Крым, Ялта-Гурзуф, изд. ЗГУ, 2005. – № 5. – С. 114-115.

7. Васильев В.И., Гусев Ю.М., Иванов А.И. и др. Автоматический контроль и диагностика систем управления силовыми установками летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1989. – 332 с.

8. Ахмедзянов А.М., Юлдыбаев Л.Х. Вопросы технической диагностики состояния авиационных двигателей // Испытания авиационных двигателей. – Уфа: УАИ. – 1987. – № 5.

9. Абдуллаев П.Ш., Мирзоев А.Д. Диагностирование авиационных газотурбинных двигателей с использованием нейронных сетей // Elmi Məcmuələr. – 2006. – Cild 8. – № 3. – С. 3-7.

10. Shahtatinskiy M.G., Abdullayev P.S., Mirzoyev A.C., Yakushenko A.S., Ohmakevich V.N.

Application Of Soft Computing Methods In Complex Condition Monitoring System For Aviation Gas Turbine Engines // Материалы 8 международной научно-технической конференции “АВИА – 2007”. – К.: НАУ. – 2007. – Т.2. – С. 31.14-31.17.

11. Шахтахтинский М.Г., Абдуллаев П.Ш., Мирзоев А.Д. Нейронная идентификация технического состояния авиационных газотурбинных двигателей // Milli Aviasiya Akademiyasının Elmi Əsərləri. – 2005. – № 2. – С. 12-22.

12. Диагностирование и прогнозирование технического состояния авиационного оборудования: Учеб. пособие для вузов гражд. авиации / В.Г. Воробьев, В.В. Глухов, Ю.В. Козлов и др. Под ред. И.М. Синдеева. – М.: Транспорт, 1984. – 191 с.

13. Шахтахтинский М.Г., Кучер А.Г., Абдуллаев П.Ш., Якушенко А.С., Мирзоев А.Д. Данные для обучения нейронной сети распознаванию ТС ГТД // Труды юбилейной международной научно-технической конференции, посвященной 15-летию национальной академии авиации. – 2007. – С. 122-125.

14. Gupta M., Jin L., Homma N. Static and Dynamic Neural Networks. – John Wiley and Sons, 2003.

15. Шахтахтинский М.Г., Абдуллаев П.Ш., Мирзоев А.Д., Якушенко А.С. Выбор оптимальной архитектуры нейронной сети для диагностирования авиационных ГТД // Milli Aviasiya Akademiyasının elmi əsərləri. – 2006. – №2. – С. 61-67.

16. Бюллетень № 94148-БЭ-АБ О внедрении в эксплуатацию второй очереди автоматизированной системы диагностирования АСД – Диагноз – 90 двигателя ПС-90А. – 64 с.

17. Мюллер П., Нойман П., Шторм Р. Таблицы по математической статистике. – М.: Финансы и статистика, 1982. – 287 с.

18. Kohonen T. Self-Organization and Associative Memory. – Springer-Verlag, Berlin-Heidelberg-New York-Tokio, 3 edition, 1989. – 255 p.

19. Kohonen T. Improved versions of learning vector quantization // Proceedings of the International Joint Conference on Neural Networks. – San Diego: IEEE, June 1990. – Vol. 1. – P. 545-550.

20. Хайкин С. Нейронные сети: полный курс. – М.: ООО И.Д. Вильямс, 2006. – 1104 с.

21. LVQ_PAK: The Learning Vector Quantization Program Package / T. Kohonen, J. Hynninen, J. Kangas and others. – Helsinki: Helsinki University of Technology, 1995. – 30 p.

22. Дубровин В.И., Субботин С.А., Согорин А.А. Радиально-базисные нейронные сети в задачах технической диагностики // Радіоелектроніка. Інформатика. Управління. – 1999. – № 2 – С. 110-114.

23. Brotherton T., Johnson T. Anomaly Detection for Advanced Military Aircraft using Neural Networks// The 2001 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, March 2001. – P. 113-120.

24. Madhavan P.G. A new recurrent neural network learning algorithm for time series prediction // Journal of Intelligent Systems. – 1997. – № 7. – N 1, 2. – P.103-116.

25. Пашаев А.М., Садыхов Р.А., Макаров Н.В., Абдуллаев П.Ш. Диагностика авиационных газотурбинных двигателей. – Баку: Sigma, 2004. – 188 с.

26. Медведев В.С., Потемкин В.Г. Нейронные сети Matlab 6 / Под общ. ред. В.Г. Потемкина. – М.: ДИАЛОГ-МИФИ, 2002. – 496 с.

27. Дьяконов В.П., Круглов В.В. Matlab 6.5 SP1/7/7 SP1/7 SP2 + Simulink 5/6 Инструменты искусственного интеллекта и биоинформатики // Серия "Библиотека профессионала". – М.: СОЛОН – ПРЕСС, 2006. – 456 с.

Поступила в редакцию 3.10.2007

Рецензент: академик, д-р техн. наук, проф. Т.А. Алиев, Институт кибернетики Национальной академии наук Азербайджана, Баку.

УДК 621.923

А.И. ДОЛМАТОВ, М.А. КУРИН

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ФИНИШНЫХ МЕТОДОВ ОБРАБОТКИ В АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ

Рассмотрены схемы ленточного шлифования пера лопаток компрессора, как основного метода окончательного формообразования сложных криволинейных трактовых поверхностей, а также альтернативные методы окончательной обработки. Приведены данные о возможностях принципиально новой многоцелевой САМ системы, позволяющей повысить точность и качество фрезерных операций. Оценена перспективность развития финишных методов обработки в авиадвигателестроении.

финишная обработка, лопатка компрессора, ленточное шлифование, САМ система, фрезерование, ресурсосберегающие технологии, покрытия

Введение

Значительный объем ручных доводочных и полировальных работ при производстве лопаток компрессора, особенно крупногабаритных, повышает трудоемкость их изготовления. Помимо этого ручное полирование требует рабочих высокой квалификации, не обеспечивает стабильность выполнения технических требований чертежа, а в ряде случаев может приводить к прижогам, заполировыванию поверхностных дефектов и др. Таким образом, исследования, направленные на совершенствование существующих и поиск принципиально новых методов финишной обработки пера лопаток, являются актуальными и требуют соответствующего разрешения.

Одним из главных требований, которым должны удовлетворять данные методы обработки, является максимально возможное уменьшение либо полное исключение последующих трудоемких ручных операций.

Формулирование проблемы. В настоящее время на ведущих предприятиях отрасли, таких как ОАО “Мотор Січ” и ММПП “Салют” основным методом окончательного формообразования сложных криволинейных трактовых поверхностей лопаток компрессора является ленточное шлифование, ос-

новные схемы которого представлены на рис. 1. Однако характерные преимущества данного метода обработки нивелируются рядом недостатков, таких как: низкая стойкость водостойких лент, применяемых при обработке титановых сплавов; высокая стоимость инструмента; низкая производительность при строчечном методе обработки; потребность во вспомогательном времени для замены на станке изношенной ленты; непостоянство качества ленты на тканевой основе на протяжении цикла работы, что вызывает изменение многих параметров процесса обработки [1, 2].

Решение проблемы

Альтернативными методами обработки пера лопаток компрессора, которые не имеют отмеченных выше недостатков, могут служить алмазное и электроалмазное шлифование.

Эти методы обработки прошли внедрение на ОАО “Мотор Січ” и ММПП “Салют”, где показали свою эффективность.

Так, согласно данным работы [1], существенной разницы в значениях и характере распределения напряжений на участках спинки и корыта пера лопатки после ленточного и после алмазного шлифования не выявлено.

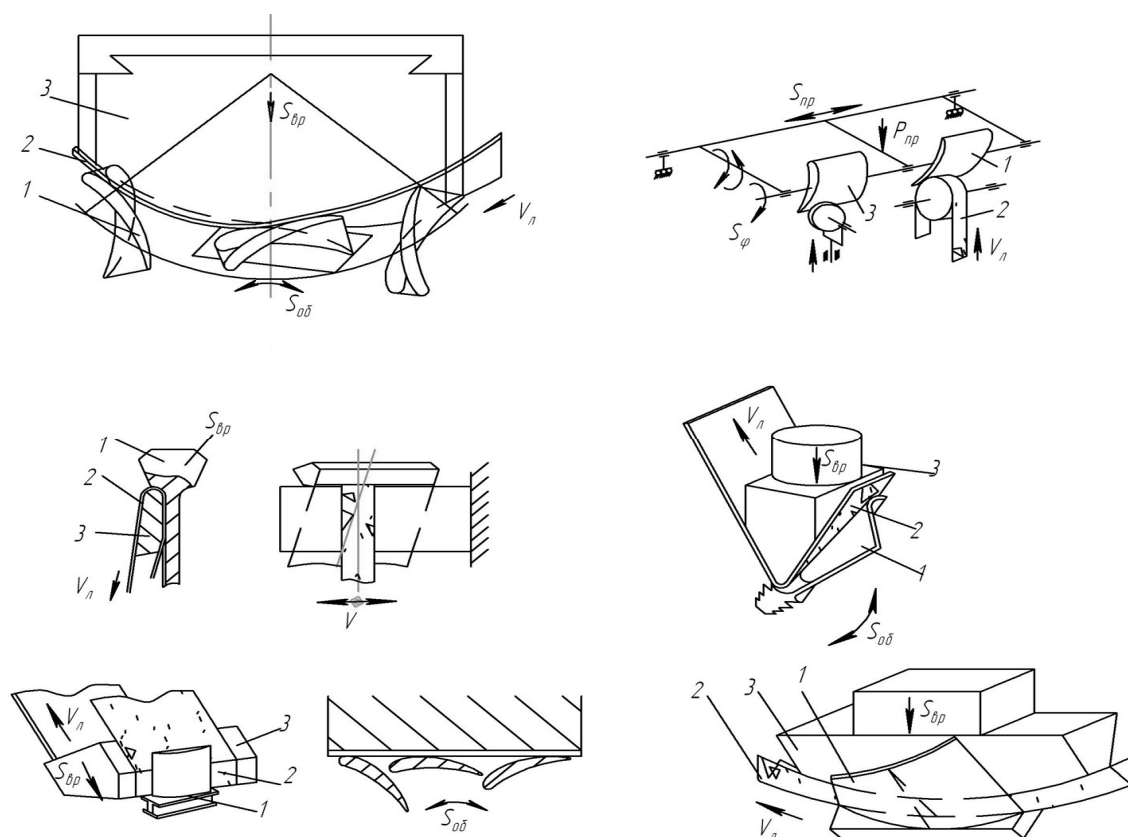


Рис. 1. Схемы процесса ленточного шлифования криволинейных поверхностей: $S_{об}$ – подача обкатки; S_{np} – продольная подача; S_{ϕ} – круговая подача; P_{np} – контактное давление; S_{bp} – подача на врезание; V_n – скорость ленты; 1 – лопатка; 2 – абразивная лента; 3 – копир

Результаты измерения остаточных напряжений первого рода в деталях из титановых сплавов BT5–1 и BT9 подтвердили целесообразность замены ленточного шлифования алмазным. Вызывает интерес разработанная в Цинциннати (штат Огайо, США) фирмой Teleflex Aerospace Manufacturing Group принципиально новая, многоцелевая САМ система [3], позволяющая вести обработку широкой номенклатуры деталей, применяемых в аэрокосмической технике.

Созданная Teleflex технология ориентировалась на производство центробежных и осевых моноколес и первоначально предполагала использование операций пятикоординатного фрезерования на черновом этапе для обработки ступиц и поверхности лопаток и электрохимической обработки (ЭХО) для чистовой обработки лопаток. Пятикоординатный

обрабатывающий центр с модулем MAX–AB, используемый на черновых операциях, обеспечивал съем основного припуска, а также оптимальную подготовку поверхности под дальнейшую ЭХО. Однако исследования фирмы Teleflex, направленные на совершенствование метода фрезерования, позволили достичь значительных результатов при обработке моноколес.

Так, по утверждению Арлона Стрингера (Arlon Stringer), главного менеджера Teleflex, им удалось объединить черновую и чистовую обработку, используя модуль MAX–AB.

Сотрудничество Teleflex с авиадвигателестроительной фирмой General Electric (GE), которая также использует модуль MAX–AB, позволило подключить к решению проблем повышения точности и качества фрезерных операций большой штат квали-

фицированных сотрудников, которые провели анализ, установили существенные преимущества новой САМ системы над используемой. Так, производимые одним из дочерних предприятий Teleflex моно-

колеса, требуют последующей финишной обработки, в то время как точность и качество поверхностного слоя, обеспечиваемые новой САМ системой, исключают её (рис. 2).

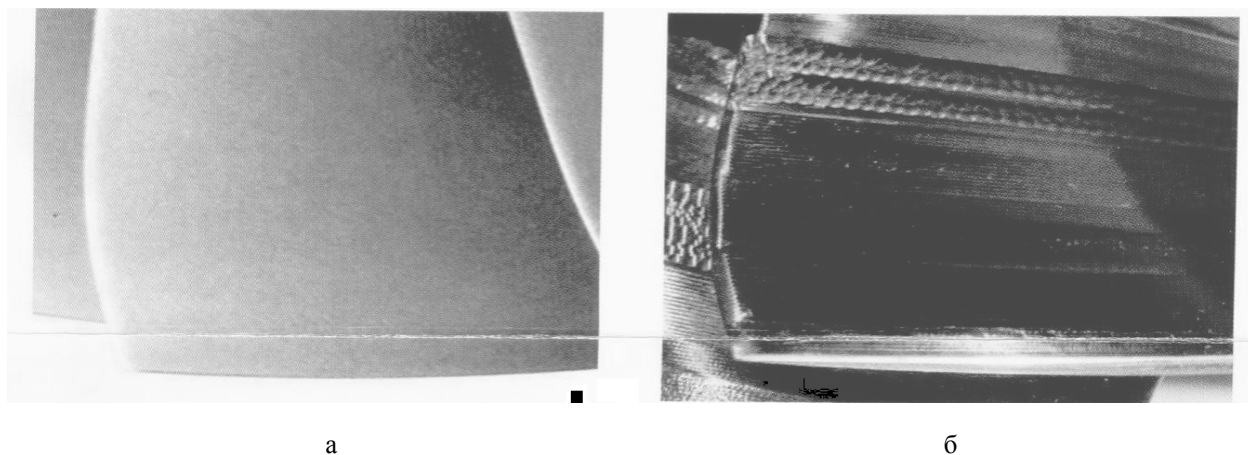


Рис. 2. Качество поверхности, обеспечиваемое новой (а) и старой (б) САМ системой соответственно

В настоящее время Teleflex разрабатывает более оптимальные траектории движения инструмента на чистовых этапах с целью повышения класса шероховатости и улучшения качества поверхностного слоя деталей. Однако согласно опубликованным данным [3], разработанная на базе модуля MAX-AB система способна заменить дорогостоящие, ручные операции при производстве моноколес уже сегодня, учитывая частую смену предмета труда в авиадвигателестроении, широкое применение труднообрабатываемых материалов и требования к точности и качеству поверхности получаемых деталей. Concepts NREC – создателем модуля MAX-AB, разработано три модуля MAX-PAC, которые способны в короткое время рассчитывать оптимальную траекторию движения инструмента для различных деталей с выходом на управляющую программу в течение нескольких часов. Назначение модуля MAX-AB – создание управляющих программ для пятикоординатного точечного фрезерования осевых и центробежных рабочих колес компрессоров и турбин. MAX-5 позволит вести эффективную обработку концевыми фрезами рабочих колес компрессоров и турбин, крыльчаток, вентиляторов. Преимуществом

данного метода фрезерования является возможность совмещения в одном переходе черновой и чистовой обработок. Модуль MAX-SI способен создавать программы для пятикоординатного интегрального фрезерования поверхностей крыльчаток, рабочих колес компрессоров, турбин и сопловых аппаратов.

3. Перспективы развития финишных методов обработки

В современном авиадвигателестроении наметились тенденции развития ресурсосберегающих технологий, которые позволят повысить долговечность деталей и узлов ГТД. Так низкие характеристики износостойкости титановых сплавов привели к необходимости решения вопросов увеличения ресурса работы изготавливаемых из них деталей, а также поиску методов упрочнения и ремонта изнашиваемых поверхностей, таких как контактные поверхности антивибрационных полок лопаток компрессора. Повышение температуры газа перед турбиной в современных ГТД до 2000 К и более, уменьшение размеров камер сгорания, сокращение времени набора и сброса оборотов – ведет к значительному увеличению напряженности работы лопаток турбин

и снижению их долговечности. В процессе эксплуатации поверхность лопаток турбин испытывает разрушающее действие от газовой коррозии и эрозии, от механических и циклических нагрузок.

Одним из методов защиты таких деталей ГТД как компрессорные и турбинные лопатки является детонационное напыление износостойких, жаропрочных и жаростойких покрытий, материал которых может содержать значительное количество карбидов тугоплавких металлов, таких как W, Ti, Ta и др. Последующая эффективная финишная обработка таких покрытий с целью обеспечения заданной точности лезвийным инструментом невозможна. В связи с этим возникает вопрос о целесообразности разработки и (или) покупки дорогих САМ систем на базе модулей MAX-PAC для обработки деталей ГТД, номенклатура которых будет постоянно уменьшаться. Абразивная обработка в этом отношении обладает большей гибкостью, что является её неоспоримым преимуществом. Развитие технологии производства лопаток ГТД на таких предприятиях отрасли как ОАО “Мотор Січ”, ММПП “Салют”, ОАО “Рыбинские Моторы” идет путем отказа от фрезерных операций в пользу шлифовальных. Внедрение на этих предприятиях такого прогрессивного метода абразивной обработки, как глубинное шлифование, стало основой для развития интегральных технологий [1, 2, 4]. Можно предположить, что именно интегральная технология, разрабатываемая сегодня, послужит базой для развивающихся комплексных ресурсосберегающих технологий, ибо достойной альтернативы абразивной обработке износостойких, жаропрочных и жаростойких покрытий, получаемых методами электроискрового леги-

рования, детонационного и плазменного напыления, и другими – в настоящее время нет.

Заключение

Таким образом, несмотря на неоспоримые успехи, достигнутые в совершенствовании методов лезвийной обработки, они все же не смогут полностью заменить абразивную обработку при производстве и ремонте авиационных двигателей четвертого и последующих поколений, на поверхности деталей которых будут нанесены покрытия.

Литература

1. Крымов В.В., Елисеев Ю.С., Зудин К.И. Производство лопаток газотурбинных двигателей / Под ред. В.В. Крымова. – М.: Машиностроение: Машиностроение-Полет, 2002. – 376 с.
2. Качан А.Я., Мозговой В.Ф. Технология и оборудование для финишной обработки деталей газотурбинных двигателей (ГТД) // Винахідник і раціоналізатор. – 2000. – № 1. – С. 30-32.
3. Dick K. MAX-AB roughing and finishing strategies eliminate hand finishing of aircraft engine blisks // SpinOffs, Fall 2006. – Vol. 4, Is. 1. – P. 1-2.
4. Толоконников В.А. Интегральная технология: от философии к практике // Двигатель. – 1999. – № 3. – С. 20-23.

Поступила в редакцию 02.10.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Я. Мовшович, Харьковский НИИ технологии машиностроения, Харьков.

УДК 621.431.75

И.А. КРИВОШЕЕВ*Уфимский государственный авиационный технический университет, Уфа, Россия*

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ И ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИ СИСТЕМНОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ В СОСТАВЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Рассматривается возможность формализации и компьютерной поддержки системного проектирования двигателя в составе модели летательного аппарата. Приводятся разработанные методы и средства системного имитационного моделирования, поддержки принятия решений.

проектирование двигателя, поддержка принятия решения, модель компрессора

В НИЛ САПР-Д УГАТУ развивается методология, разрабатываются методы и средства информационной поддержки жизненного цикла (ЖЦ) двигателей и энергоустановок. Работа ведется на основе объединения традиционных подходов и методов CALS с вновь разрабатываемыми средствами открытой технологии формирования многоуровневых многоаспектных сетевых имитационных моделей (ИМ) [1], а также средствами поддержки принятия решений (СППР) в различных проектно-доводочных и эксплуатационных ситуациях.

В отличие от традиционного деления процесса проектирования на этапы (ТЗ, ТП, ЭП, РКД, ...) предложено рассматривать на разных этапах взаимосвязь процессов функционального, конструкторско-технологического проектирования, производства, испытаний. При этом, например, на IDEF-диаграммах итерационные возвраты изображают доводку. Формируемые и развивающиеся в процессе проектирования взаимосвязанные модели изделия различаются по аспекту моделирования. На верхнем уровне различаются аспекты – функциональный (термогазодинамика, кинематика, механика и т.д.), конструкторский (возможность сборки, материалы, прочность, допуски,...), технологический (виды, режимы и последовательность обработки,...). Формирование ИМ ведется средствами развиваемой МетаСАПР/Framework САМСТО [2]. В рамках

соответствующих «приложений» в виде специализированных СИМ (систем имитационного моделирования типа DVIG, KOMPR) процессор (решатель) обрабатывает многоуровневую ИМ, являющуюся одновременно и «деревом проекта» (как это принято в технологии PDM). Для формирования и развития ИМ при этом заранее создаются (на предприятии, в отрасли) и наращиваются многоуровневые библиотеки моделей структурных элементов (СЭ) – соответственно функциональных (ФЭ), конструкторских (КЭ) и технологических (ТЭ) элементов.

Под системным понимается согласованное внешнее и внутренне проектирование двигателя в составе модели его надсистемы (ФЭ 2 уровня – транспортного или иного средства), на основе заданных по надсистеме ограничений и признаков для оптимизации (весовых коэффициентов для параметров-частных критериев).

Разработанная методология апробирована на примере проектирования двигателя для штурмовика. При используемом объектном подходе, хотя речь идет о проектировании двигателя, в дереве проекта обязательно должны присутствовать СЭ (объекты) вышестоящих уровней, начиная с самолета, внешней среды, источника энергии и т.д. При этом формализован процесс принятия структурных решений и подбор режимно-конструкторских параметров на

основе моделей ФЭ при проектировании двигателя для штурмовика. В соответствии с разработанной методологией, принятие решений по каждому СЭ (объекту) принимается с использованием СППР в рамках базы статистической информации (БД_{СТ}) надсистемы. Тем самым обеспечивается опора на критерии оптимизации (заданные для отдельных параметров весовые коэффициенты b_i) и параметры надсистемы и статистику по достижению критериев эффективности для разных альтернатив. В то же время основные строки в БД_{СТ} соответствуют значениям альтернатив из классификатора СЭ. По мере принятия структурных решений по каждому СЭ производится поэтапное формирование и развитие его модели, определяются (в очередном приближении) его параметры, они добавляются в БД_{СТ} и учитываются при принятии очередных решений по объекту. В итоге это позволяет однозначно сформировать внутреннюю структуру СЭ из моделей СЭ-подсистем (которые выделяются из библиотеки объекта), т.е. построить его модель – функциональную, конструкторскую или технологическую.

Так, в рассматриваемом примере, вначале строится БД_{СТ} для СЭ первого уровня (страта 1) – *Система вооружений*, для принятия решений по одному из ФЭ в ее составе – «Надсистеме» с использование классификатора последней.

Экспертная информация по эффективности системы вооружений по частным критериям при разных вариантах ФЭ данного типа в ее составе заполняется Экспертами или по результатам статистики, численного моделирования.

На рис. 1 схематично показана последовательность принятия решений (с помощью СППР) и построение модели ФЭ 2 уровня (страты), который по отношению к Двигателю условно назван «Надсистема».

Как видно, после конкретизации на уровне надсистемы структурных признаков (Вид = ЛА, тип = самолет,...) с использованием библиотеки моделей ФЭ 3 уровня (в составе объекта «Надсистема») формируется и присоединяется к «дереву проекта» (в

среде PDM) функциональная имитационная модель (ИМ) внутренней структуры изделия (самолета) на уровне ФЭ-подсистем самолета (рис. 1). В соответствии с рассматриваемыми в данном примере аспектами моделирования здесь показана связь СУ с планером – потоками типа ГАЗ (газодинамический), ГЕОМ (геометрический) и СИЛЫ (силовой). Связь с ФЭ «планер» других ФЭ типа «нагрузка», «шасси», «экипаж и система жизнеобеспечения» осуществляется с помощью потоков типа ГЕОМ и СИЛЫ.

Одновременно уточняется ИМ «Надсистемы» (самолета) – номенклатура параметров в ее БД, заполнение в ней столбцов, в т.ч. весовых коэффициентов оптимизации (b_i) по отдельным параметрам самолета (на основе аналогичных признаков по системе вооружений). Эта модель позволяет с помощью Планировщика и Решателя СИМ, на основе решения траекторной задачи (с табуляцией пройденного расстояния L вдоль траектории, интегрированием израсходованного топлива и т.д.), с использованием базовых параметров по прототипу (в т.ч. безразмерной поляры планера, предварительных эмпирических зависимостей по двигателю), с оптимизацией указанных параметров (с помощью весовых коэффициентов) получить в первом приближении параметры двигателя (и других ФЭ).

Добавление вновь полученных параметров и данных по ним в БД_{СТ} по надсистеме (самолету) с использованием классификатора СУ позволяет с помощью СППР принять решения по СУ (вид двигателя = ВРД, число двигателей = 2, расположение в фюзеляже, а точнее в гондолах, закрепленных на фюзеляже,...).

Схема принятия таких решений показана на рис. 2. Здесь особенностью является то, что Движитель (как общий ФЭ в составе СУ и Планера) является нагрузкой для двигателя и приходится устанавливать с этим ФЭ информационную связь и учитывать принятые по Движителю решения при выборе вида двигателя.

Все перечисленное позволяет достроить функциональное дерево проекта и соответствующую ИМ до уровня 3, где детализируется внутренняя струк-

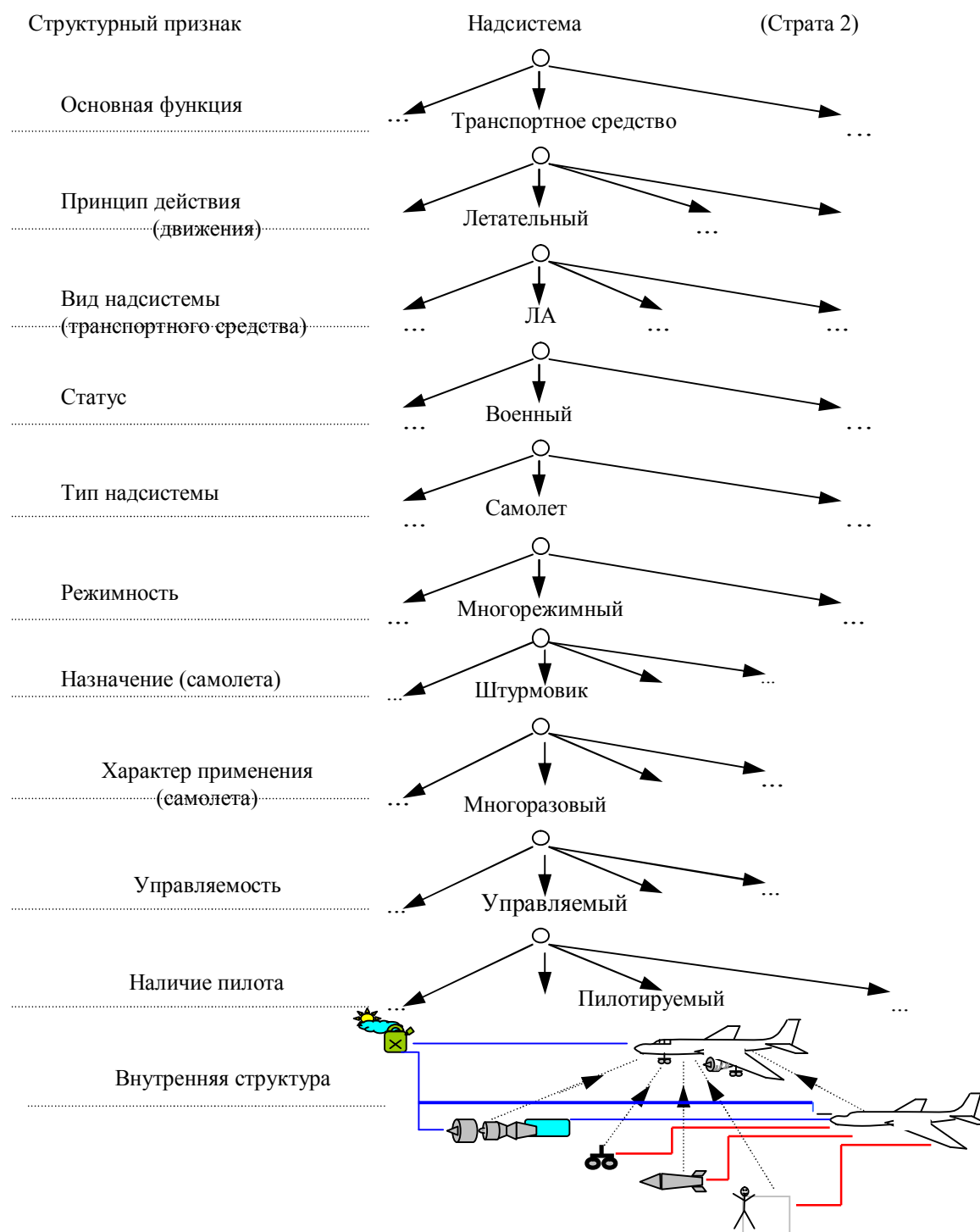


Рис. 1. Схема принятия решений в процессе формирования внутренней структуры ФЭ 2 уровня «Надсистема» (в данном случае ЛА) в составе ФЭ 1 уровня «Система вооружений»

тура СУ (рис. 3) с конкретизацией:

вид двигателя = ВРД, число двигателей=2

(что учитывается в модели в вертикальных аддитивных связях), расположение – в гондолах (закрепленных прямо на фюзеляже). Здесь добавляется новый вид информационного потока – ГИДР (гидравлический), в данном случае он передает параметры пото-

ка топлива (от двигателя к САУ, а от нее к топливной системе).

На этом этапе параметрические задачи по выбору параметров СУ (уже во втором приближении), с помощью Планировщика и Решателя, лучше всего также решать в составе модели ФЭ «Самолет» (рис. 3), т.е. как траекторные задачи.

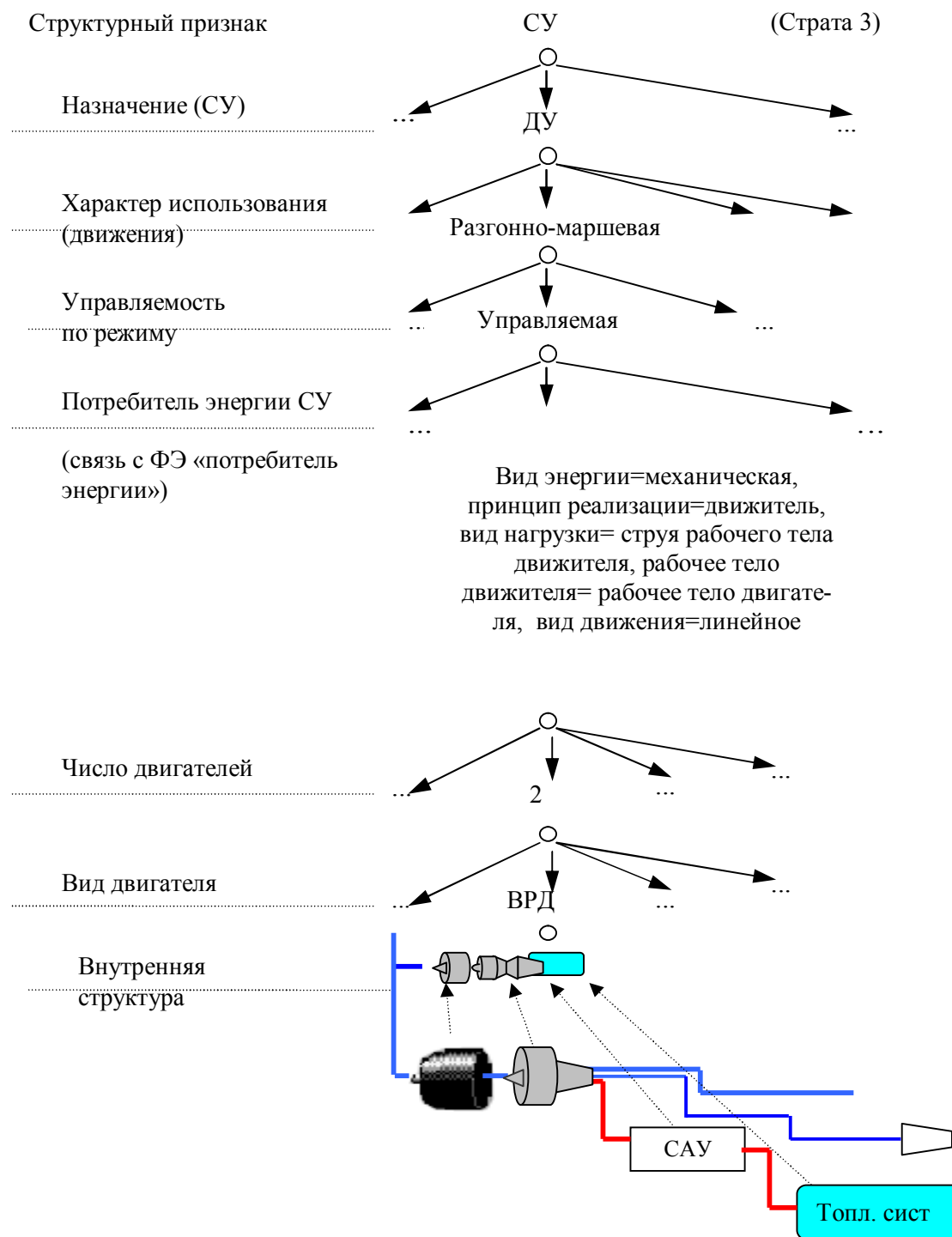


Рис. 2. Схема принятия решений при формировании внутренней структуры ФЭ 3 уровня «Силовая установка» в составе ФЭ 2 уровня «самолет»

Как и выше, решение получается с использованием базовых параметров по прототипу (в т.ч. безразмерной полярности планера, предварительных эмпирических зависимостей по двигателю вида ВРД), с оптимизацией указанных параметров (с помощью весовых коэффициентов) получить во втором при-

ближении параметры двигателя (и других ФЭ СУ – ВЗ, САУ и Топливной системы). Добавление вновь полученных параметров и данных по ним в БДСТ по СУ (ДУ) с использованием классификатора СУ позволяет с помощью СППР принять решения по Двигателю (Тип двигателя = ТРД(Д),

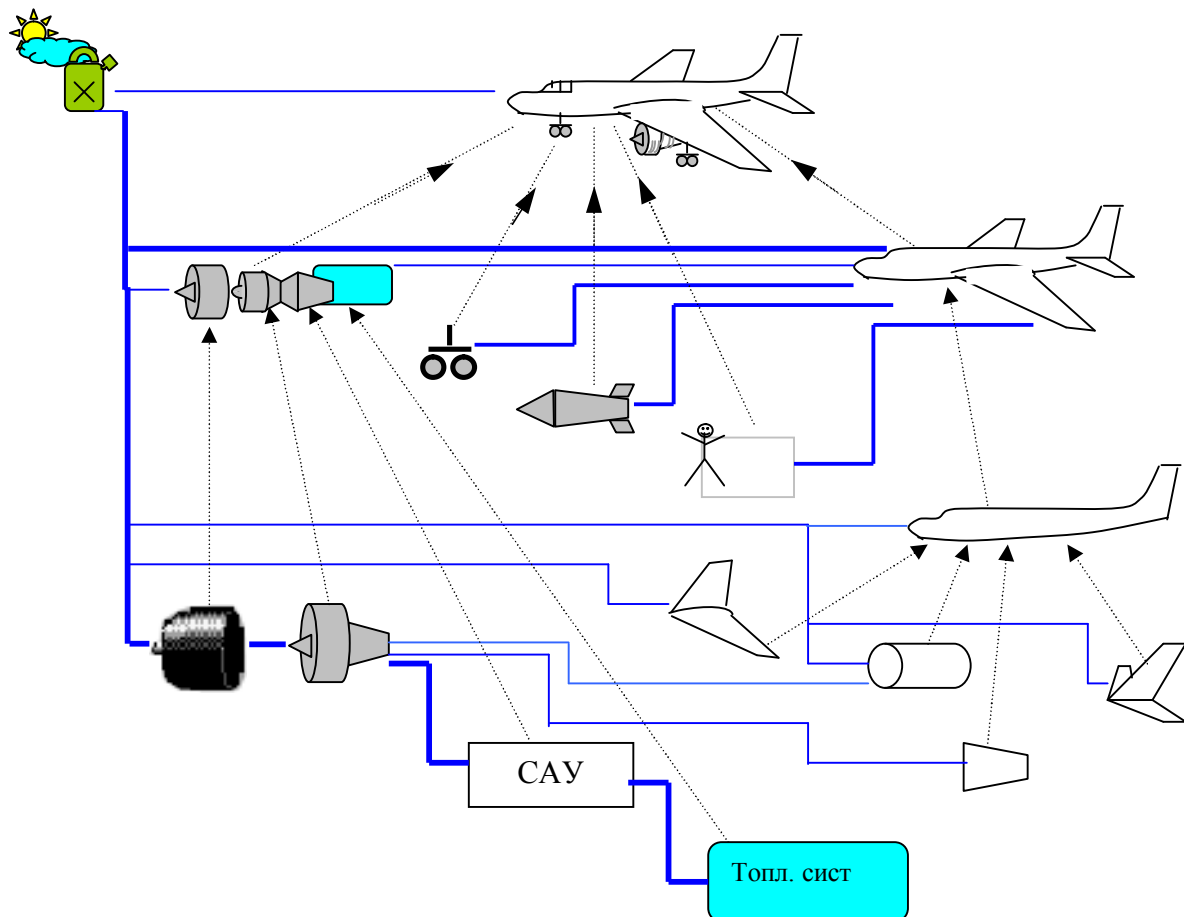


Рис. 3. Трехуровневая имитационная (функциональная) модель-дерево проекта самолета с СУ на основе ВРД (два двигателя), расположенных в гондолах

число роторов = 2, схема последовательная и т.д.). Порядок принятия таких решений показана на рис. 4 и 5. Здесь особенностью является то, что внутренняя структура ФЭ «Двигатель» показана не на уровне узлов, а сразу выделены роторы и каскады.

Дальнейшая детализация в рамках общей модели затруднительна не только по машинным ресурсам, но даже модель сложно показать на одном листе.

Поэтому хотя дерево проекта строится и далее для модели самолета в целом – с детализацией по линии Двигатель-Узлы (и регулятор подачи топлива и проходных сечений) – ступени – лопаточные венцы – ..., ниже показаны только соответствующие фрагменты (локальные модели).

Это не приводит к потере информации, т.к. связь с объектом «Внешняя среда» потоком типа ГАЗ на них показана, а передача весовых коэффициентов оптимизации «сверху вниз» производится с помо-

щью алгоритмов M_2 на основе сетевого представления моделей ФЭ (объектов).

Так, на рис. 7 показана модель двухвального ТРД с детализацией на 7 уровне по лопаточным венцам. Как указано выше, число ступеней выбрано с помощью СППР – на основе выделенных весовых коэффициентов оптимизации и полученных в первом приближении режимно-конструкторских параметров узлов и двигателя в целом.

Добавление вновь полученных параметров и данных по ним в БД_{СТ} по ФЭ «Двигатель» с использованием классификаторов по узлам (или каскадам) позволяет с помощью СППР принять решения по узлам двигателя (или сразу по каскадам для лопаточных машин). Такая детализация позволяет привлечь новые базовые параметры (прототипа), повторить решение траекторных задач с оптимизацией, и, получив новые данные и добавив их в БД_{СТ} ФЭ

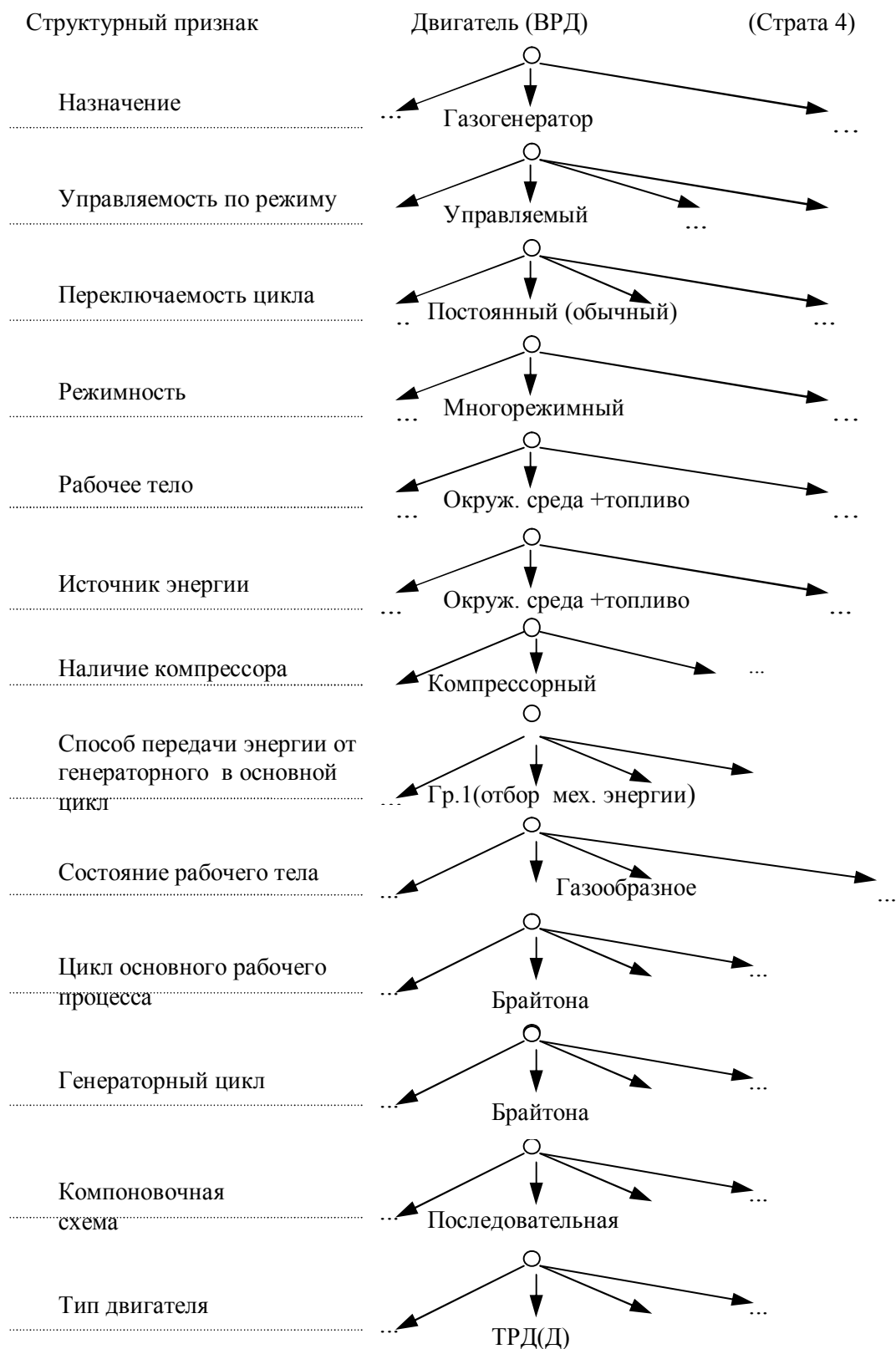


Рис. 4. Схема принятия решений по ФЭ Двигатель (продолжение – рис. 5)

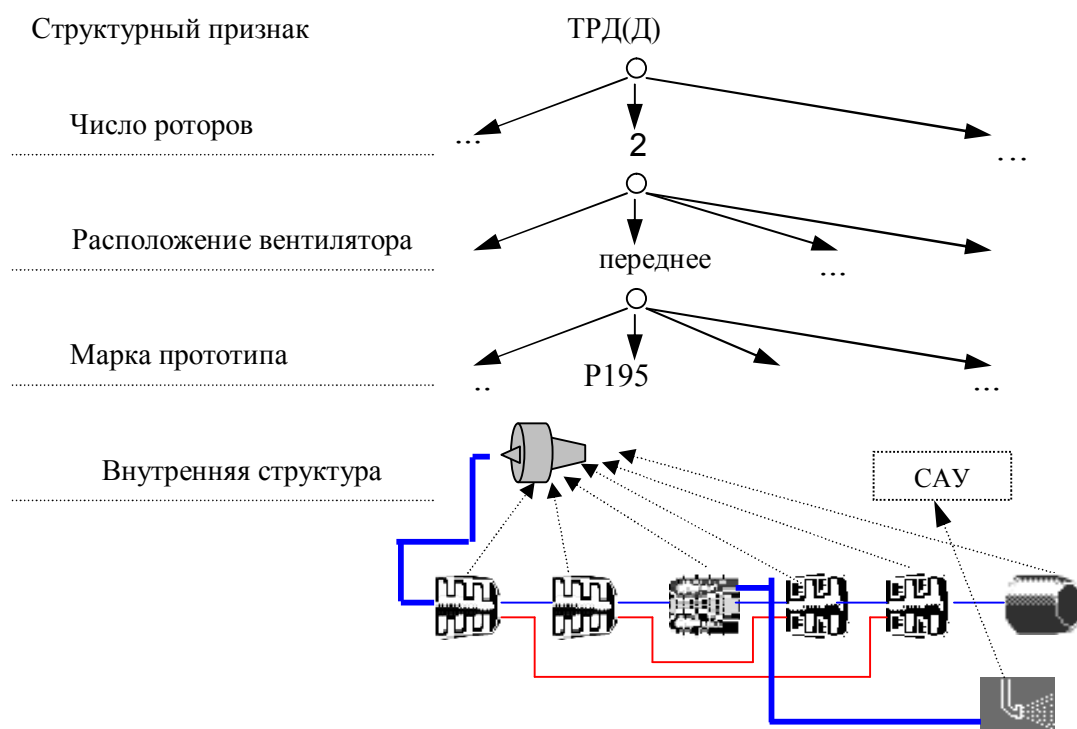


Рис. 5. Схема принятия решений по внутренней структуре ФЭ Двигатель (начало – рис. 4)

«Самолет» (или в БД_{СТ} ФЭ «СУ»), принять с помощью СППР решения по ФЭ «Двигатель»: тип двигателя = ТРД (или ТРДД), число роторов = 2.

В свою очередь, такая конкретизация позволяет построить дерево проекта вдоль ветви «двигатель» до уровня 4 – с детализацией по подсистемам двигателя типа ФЭ «Узлы», в том числе регулятор подачи топлива. Решение оптимизационной траекторной задачи с использованием такой модели позволяет обоснованно выбрать режимно-конструкторские параметры двигателя (его узлов), подобрать не только программу управления (в т.ч. регулирования), но и характеристики регулятора, учесть динамические характеристики двигателя. Получение этих характеристик позволяет вновь нарастить и заполнить данными БД_{СТ} ФЭ «СУ» (или БД_{СТ} ФЭ «Двигатель») и с помощью СППР выбрать значения структурных признаков узлов. Так, выбирается вид компрессоров (каскадов): КНД и КВД – лопаточные, осевые, тип компрессоров: КНД – сверхзвуковой, КВД – дозвуковой, выбирается число ступеней: КНД=3, КВД=5. Аналогично выбирается вид камеры сгорания =

кольцевая, вид каскадов турбин = лопаточные, осевые, тип охлаждения: ТНД = охлаждаемая, ТВД = неохлаждаемая. Это позволяет далее нарастить дерево проекта, произведя детализацию объектов «каскады» компрессоров – КНД и КВД на уровне 6 – ступени.

При этом решение с помощью Планировщика и Решателя СИМ оптимизационных задач по параметрам КНД и КВД в составе Двигателя производится с использованием на первом этапе безразмерных характеристик базового варианта (прототипа и т.д.), позволяет добавить эти параметры (и их предварительные значения) в БД ФЭ «Двигатель» (или в БД ФЭ «КНД» и «КВД»), что позволяет формализовано принять решения по наличию ВНА, типу ступеней, режиму работы ступеней, их числу и т.д.

После такого достраивания дерево проекта (в PDM) и ИМ изделия приобретает вид, показанный на рис. 7. Здесь для механического соединения ступеней (рабочих колес) использованы ФЭ типа «соединение валов».

Аналогичным образом производится принятие

структурных решений по КС (камере сгорания) – когда вначале определяются в составе модели двигателя ее основные параметры, а затем достраивается (с учетом классификатора КС) БДСТ по ФЭ

“Двигатель” для принятия решений по КС. Цепочка принятых решений: Схема = кольцевая, характер движения газа = Прямоточная, тип фронтального устройства = с форсункой и двумя завихрителями.

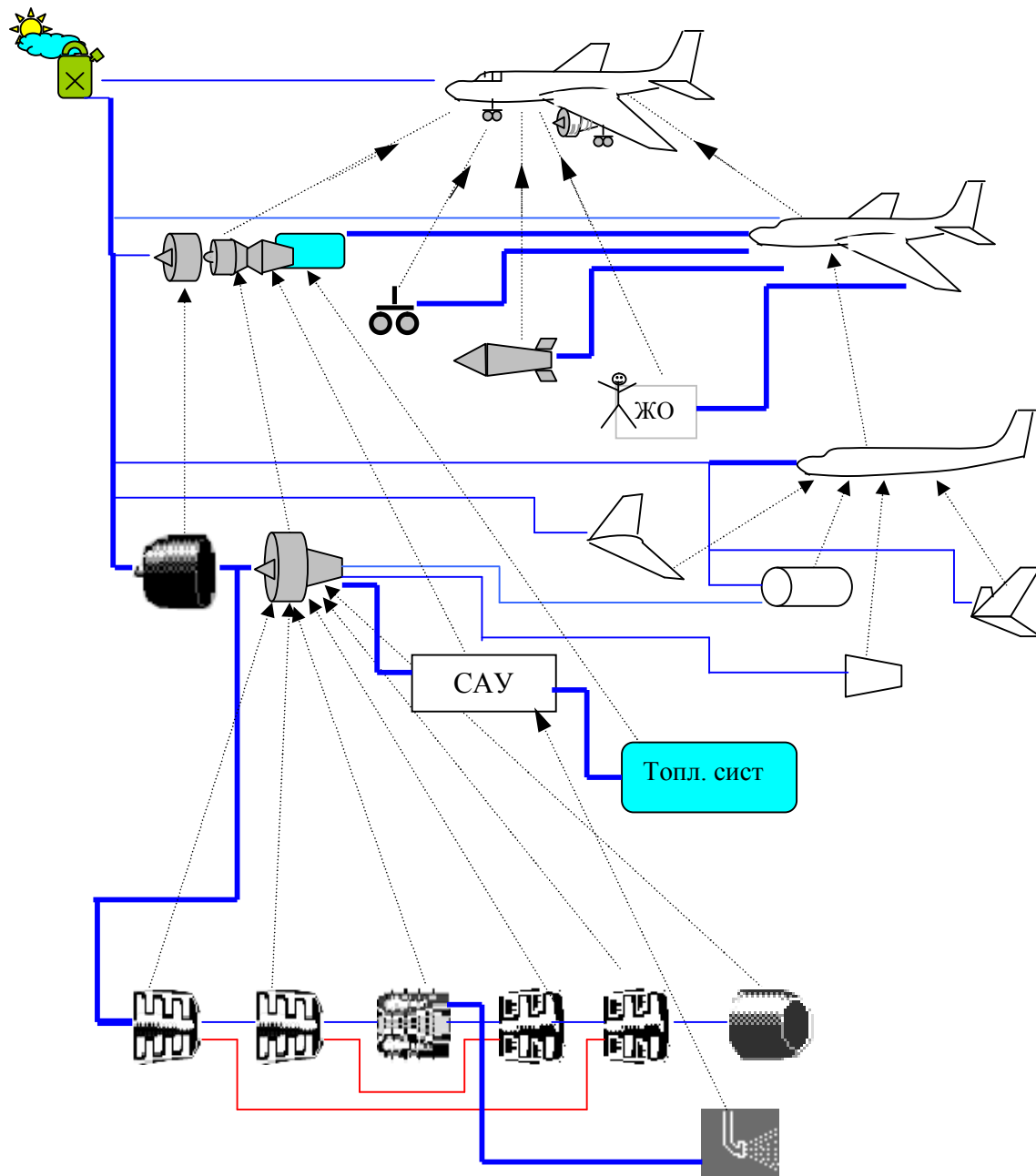


Рис. 6. Четырехуровневая имитационная (функциональная) модель - дерево проекта самолета с СУ на основе ВРД - два двигателя типа 2-х вальных ТРД, расположенных в гондолах, с выделением на уровне 4 ФЭ – узлов и регулятора подачи топлива

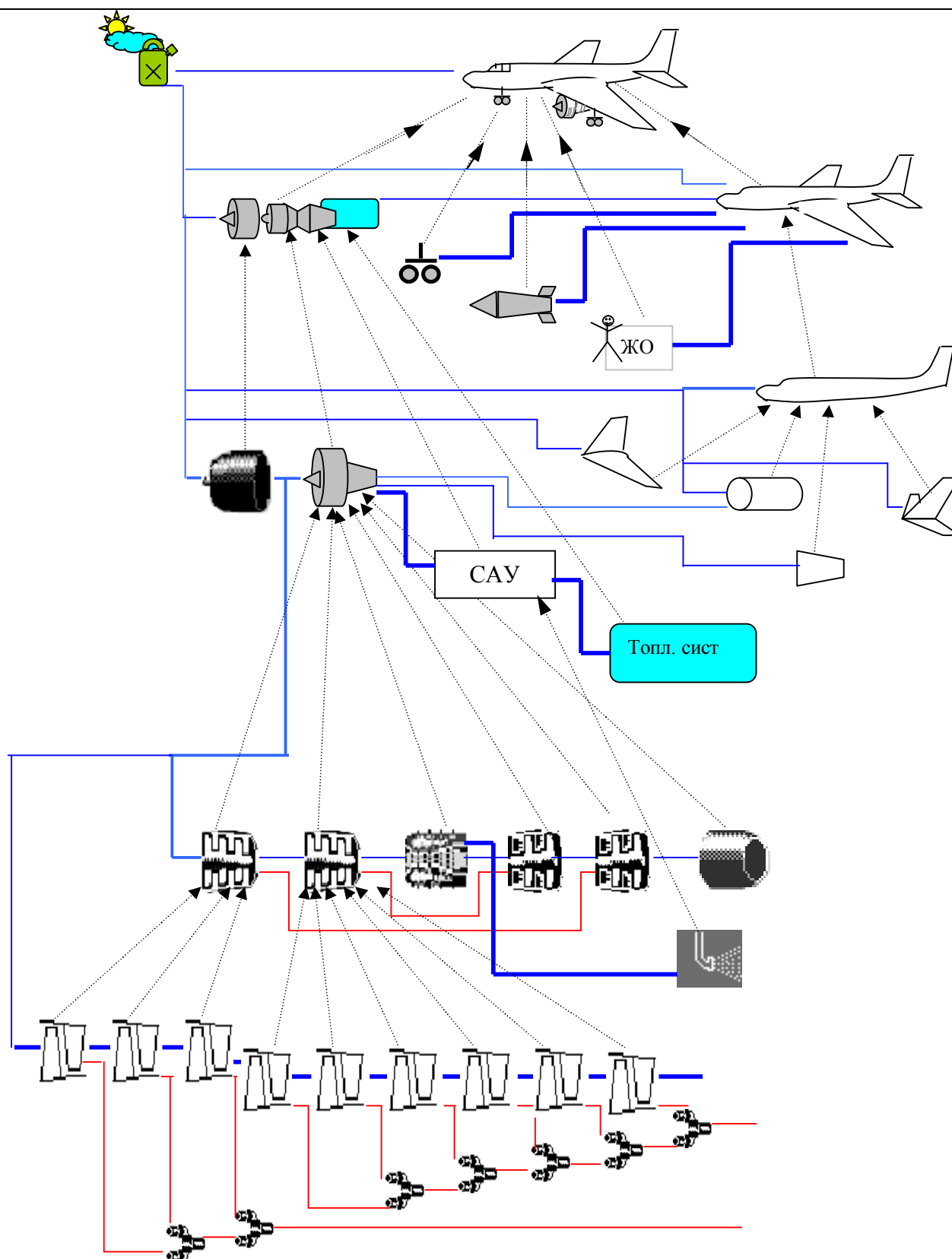


Рис. 7. Пятиуровневая имитационная (функциональная) модель самолета с СУ на основе двух двигателей типа 2-х валных ТРД, расположенных в гондолах, с выделением на уровне 6 ФЭ – ступеней каскадов НД и ВД компрессоров и регулятора подачи топлива

На основе этого однозначно строится функциональная модель КС из ФЭ типа Корпус, Жаровая труба, Входной диффузор, Фронтное устройство, Вы-

ходной конфузор. Связи между ними моделируются информационными потоками ГАЗ, СИЛЫ, ГЕОМ.

Решения по двухкаскадной турбине принимаются

аналогично, как и по компрессору – для чего БД_{СТ} ФЭ “Двигатель” достраивается на основе классификатора турбины и предварительно подобранных параметров турбины для принятия структурных решений по последней. Цепочка этих решений для рассматриваемого примера варианта: Назначение турбины = основная, Вид = лопаточная, Тип = осевая, Регулируемость = нерегулируемая, Способ регулирования = разделение на каскады, Наличие охлаждения = Да, Какой каскад охлаждается = ТВД, Число каскадов=2 (ТВД+ТНД). В результате в дереве проекта двигателя (точнее, самолета с глубокой проработкой вдоль линии “Двигатель”) однозначно формируется функциональная модель турбины из двух ФЭ – ТВД и ТНД, как это и показано на рис. 6. Дополнительно в модели (чего не видно на рис. 7) имеются потоки типа ГАЗ с подводом к ТВД и ТНД охлаждающего воздуха. Основные связи для ФЭ ТВД и ТНД – типа ГАЗ, СИЛЫ и GEOM.

Таким же образом принимаются решения по структурным признакам каскадов турбины – ТВД и ТНД. Для этого БД_{СТ} ФЭ “Двигатель” или “Турбина” достраивается для принятия этих решений на основе классификатора каскада турбины и подобранных с помощью модели предварительных параметров ТВД и ТНД. Цепочка принятых решений по ТВД в данном примере: Вид (каскада турбины)=лопаточная, Тип = осевая, Регулируемость = нет, Какая ступень регулируется = нет, Число ступеней =1, Наличие охлаждения = да, какая ступень охлаждается =1. Могут быть добавлены признаки типа охлаждения, форма ПЧ (проточной части) и т.д. В итоге в дереве проекта добавляется функциональная модель ТВД (рис. 8), которая представлена одним ФЭ типа “Осевая охлаждаемая ступень турбины”

После формирования внутренней структуры ФЭ КНД, КВД, ТВД и ТНД на уровне 7 (ступени) с помощью полученных моделей – либо для каскадов отдельно, либо в составе двигателя ведется (с помощью Планировщика и Решателя) подбор режим-

но-конструкторских параметров ступеней. При этом для каждой ступени задаются свои базовые значения (прототипа и т.д.), характеристики в БД_р (в первом и последующих приближениях, вначале безразмерные), эмпирические зависимости (σ , ξ , ... от ϕ , b , π_{CT} , λ_1 , W_1 , u , ΔW , ...) и т.д.

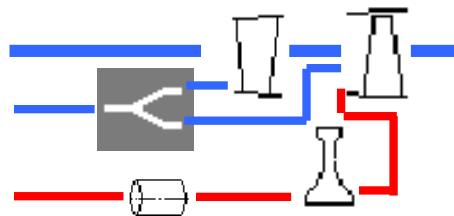


Рис. 8. Имитационная (функциональная) модель ФЭ 8 уровня “Осевая охлаждаемая ступень турбины” с детализацией на ФЭ 8 уровня (лопаточные венцы) в дереве проекта двигателя

Структурные признаки ступеней выбираются либо в составе ФЭ “Двигатель” (что предпочтительнее), либо в составе ФЭ “Узел”, либо в составе ФЭ “Каскад”. Последовательность принятых решений для ступени КНД на этапе функционального проектирования может иметь вид: Вид = лопаточная, Тип = осевая, Парциальность по окружности = Нет, Регулируемость = Нет, Характер течения в рабочей решетке = сверхзвуковая, распределение работ по венцам = реактивная, Меридиональная форма ПЧ = (профилированная втулка + переменный наружный диаметр), Состав (внутр. структура) = {рабочий ЛВ, НА, Осевой зазор, Радиальный зазор, внеш. поверхность втулки, внутр. поверхность корпуса}.

Последовательность принятых решений для ступени турбины (ТВД) несколько сложнее и на этапе функционального проектирования может иметь вид: Вид = лопаточная, Тип = осевая, Регулируемость = Нет, Парциальность по окружности = Нет, Наличие охлаждения = охлаждаемая, Что охлаждается = (СА+диск+лопатки РК); Тип охлаждения = (конвективное с дефлектором и штырьками в лопатке РК); Характер течения в косом срезе СА = сверхзвуковой, распределение работ по венцам = реактивная,

Меридиональная форма ПЧ= переменные диаметры, Состав (внутр. структура) = {СА, рабочий ЛВ РК, Осовой зазор, Радиальный зазор, Подвод охлаждающего воздуха, Внешняя поверхность втулки, Внутренняя поверхность корпуса, Дефлектор, Штырьки}.

Решения по лопаточным венцам принимаются либо в рамках ФЭ “Каскад (компрессора или турбины)” либо в рамках ФЭ “Ступень”. Цепочка принимаемых решений для рабочего лопаточного венца КНД на этапе функционального проектирования может иметь вид: Тип канала = диффузор; Форма меридионального сечения = ($D=\text{const}$), Шаг по окружности = const , Ориентация линии центров тяжести сечений пера = наклонная (с выносами); Тип профилей = Дозвуковой; Вид кривых спинки и корыта: параболы; Вид кривых средней линии профилей := параболы; Вид кривых кромок = дуги окружности; наличие трактовых полок = да; Состав (внутренняя структура) = перья лопаток, поверхности

трактовых полок, внутренняя поверхность внешнего кольца (корпуса).

Алгоритмы ФЭ в составе лопаточных машин – типа “ступень” и “ЛВ (лопаточный венец)” строятся с использованием описания кинематики газового потока на основе векторных соотношений (понятия треугольников скоростей для перехода от относительного движения к абсолютному и обратно).

Дополнительно можно предложить новый взгляд, дающий полезную информацию для анализа рабочего процесса в ФЭ типа “Лопаточная машина” и ее элементах, который открывается с использованием компьютерной анимации течения в лопаточных венцах. Рассмотрим это сначала на упрощенном примере.

На рис. 9 показано, что в составе ФЭ “Ступень”, входящего в ФЭ “Каскад компрессора” выделяются ФЭ “МЛК (межлопаточный канал)” РК, “МЛК (межлопаточный канал)” НА и ФЭ “условный эквивалентный канал” течения в осевом зазоре (ОЗ).

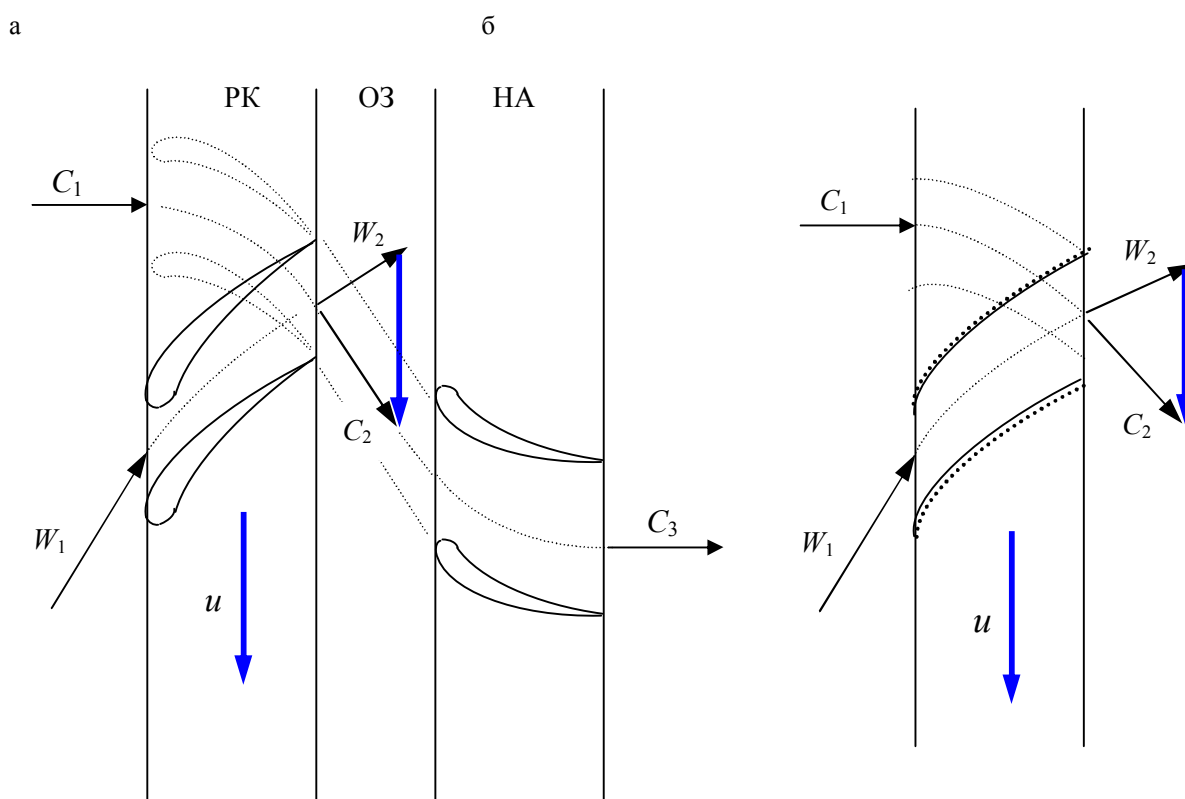


Рис. 9. Схема ФЭ 9 уровня МЛК (межлопаточных каналов) в составе ФЭ “Ступень каскада компрессора”: а – схема ступени с «эквивалентным каналом», б – схема межлопаточного и «эквивалентного» канала в РК

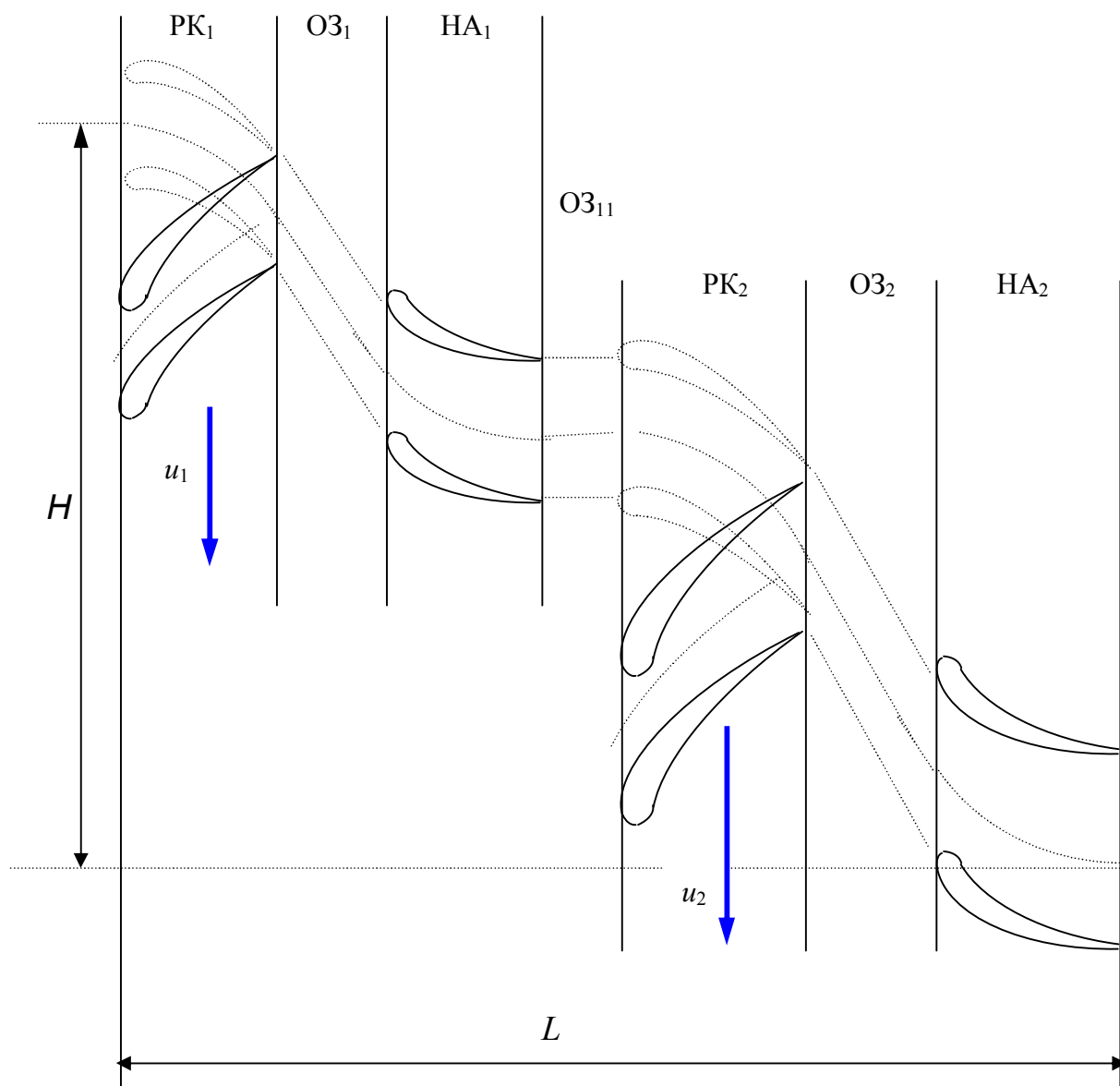


Рис. 10. Схема «эквивалентного канала», составленного из ФЭ типа «МЛК» и ЭК, позволяющего анализировать течение в компрессоре в абсолютном и относительном движении одновременно

Для ФЭ «МЛК РК» имеется два представления: в относительном и в абсолютном движении. Если в относительном движении форма МЛК РК однозначно задана геометрией ФЭ – лопаточного венца, то геометрия «эквивалентного канала» (ЭК) в абсолютном движении подвижна, ее трансформация дополнительно определяется кинематическими параметрами – векторами C и u на входе, выходе и в промежуточных сечениях МЛК. Можно показать, что форма ЭК определяется соотношением $u/C_{\text{аср}}$. Кроме того, видно, что если в относительном движении МЛК РК диффузорный, то в абсолютном движении

ЭК конфузорный. На расчетном режиме ЭК в ОЗ предполагается постоянного сечения, т.е. неискривленный.

Изменение термогазодинамических параметров в ЭК в РК (в абсолютном движении) соответствует неизоэнтропическому (и неизотермическому) течению: в упрощенной постановке $H_T = u \Delta C_u$;

$$\Delta T^* = \frac{u \Delta C_u}{c_p} \text{ или для элементарного участка течения}$$

$$dT^* = \frac{u \cdot d C_u}{c_p}. \text{ Газ в ЭК РК находится под воздейст-}$$

вием мощного окружного градиента давления, что и вызывает требуемое ускорение в окружном направлении. С другой стороны, необходимость получения этого градиента давления (волны давления перед лопаткой и разрежения за ней) и определяет в каждом сечении МЛК (и ЭК) величину рассогласования по окружной скорости ($u - C_u$) между газом C_u и лопаткой u и требуемое смещение ядра потока относи-

тельно средней линии МЛК, отставание потока по углу в абсолютном Θ , а затем и в относительном движении δ . Условный “эквивалентный канал” (ЭК) течения (на расчетном и нерасчетном режимах) в абсолютном движении может быть построен для лопаточной машины в целом (рис. 11 и 12) для условно выделенного вдоль всей ПЧ «единичного» МЛК.

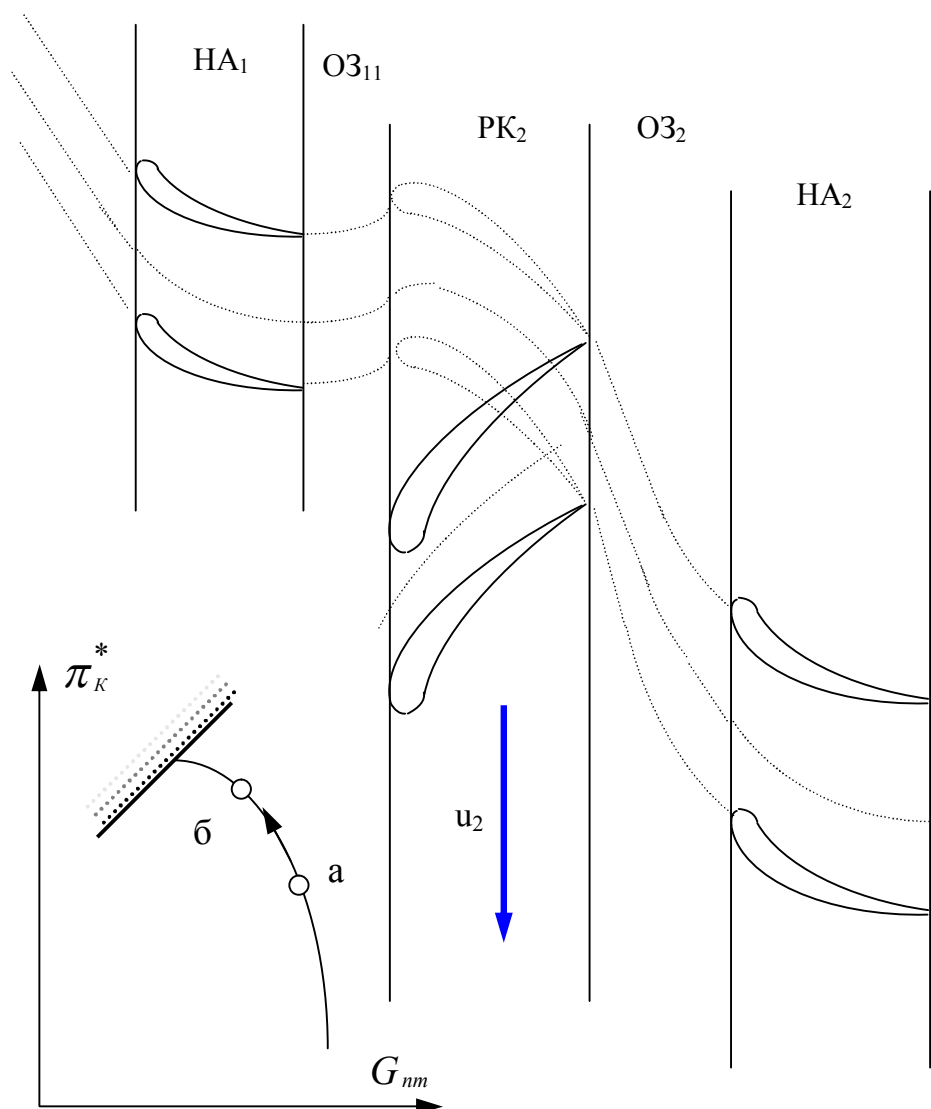


Рис. 11. Схема течения в эквивалентном канале на режиме повышенной напорности (уменьшение $\bar{c}_a$)

Нетрудно увидеть, что форма ЭК (рис. 11 и 12) определяется параметрами L – длина ПЧ лопаточной машины и H – условная высота, связанная с изменением окружной составляющей и с теоретическим (и фактическим) напором в компрессоре. Расстояние между траекториями одной и той же частицы в ок-

ружном направлении в абсолютном и относительном движении $\Delta H = \int \frac{ds}{\bar{c}_a} \approx \frac{\Delta s}{(\bar{c}_a)_{cp}}$, где Δs – интервал вдоль оси ЛМ (вдоль измерения ширины лопаточных венцов). При этом начальную точку можно взять перед первым рабочим колесом. Форма ЭК

может характеризовать лопаточную машину и режим ее работы. Действительно, на нерасчетных режимах форма ЭК в РК и ОЗ изменяется: при увеличении напора (за счет изменения u или C) величина H возрастает, кривизна ЭК в РК увеличивается, в ОЗ за РК возникают короткие кривые (безлопаточные)

диффузоры (рис. 11), что и вызывает увеличение потерь и срыв потока, приводящий к помпажу; при уменьшении напора уменьшается величина H , кривизна ЭК в РК уменьшается, в ОЗ возникают короткие кривые конфузоры, это также приводит к увеличению потерь, но без срыва потока и без помпажа.

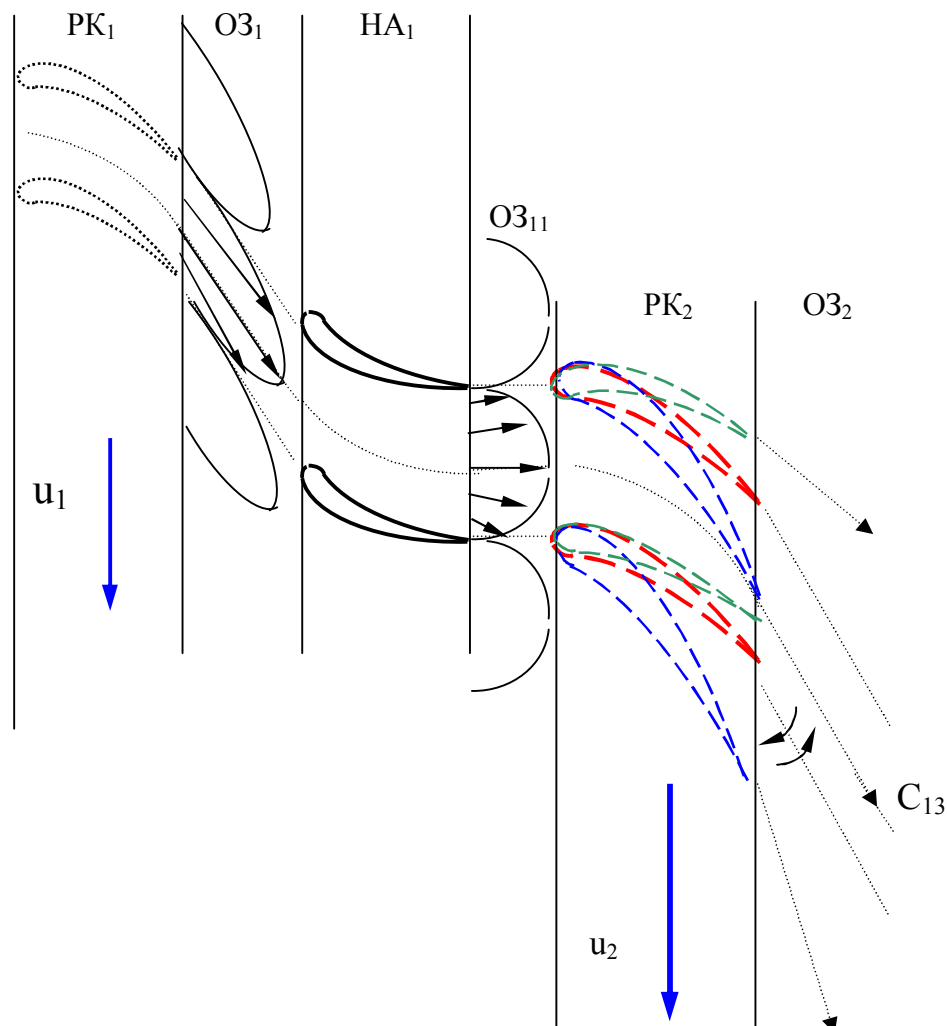


Рис. 12. Схема колебаний формы и положения ЭК в РК в связи с девиацией вектора скорости на входе – на выходе из предыдущего ЛВ (лопаточного венца)

Кроме того, из рис. 12 видно, что на режиме повышенной напорности в ОЗ за НА возникают короткие кривые (безлопаточные) конфузоры. Это также увеличивает потери, но условия для срыва в ОЗ за НА не возникают – они возникают именно в ОЗ за РК.

На переходных режимах в лопаточных машинах проходят волны деформации условного канала, что аналогично волнам деформации в пружине в механической системе. Даже на стационарном режиме в

лопаточной машине имеют место возбуждающие периодические колебания – за счет девиации потока по направлению и величине вектора скорости за лопаточными венцами. Это также вызывает периодические колебания кривизны и положения ЭК в РК (рис. 13).

Такие колебания вызывают периодические колебания эквивалентного канала лопаточной машины и величины H (рис. 13). Можно связать относительное изменение δH с относительными изменениями воз-

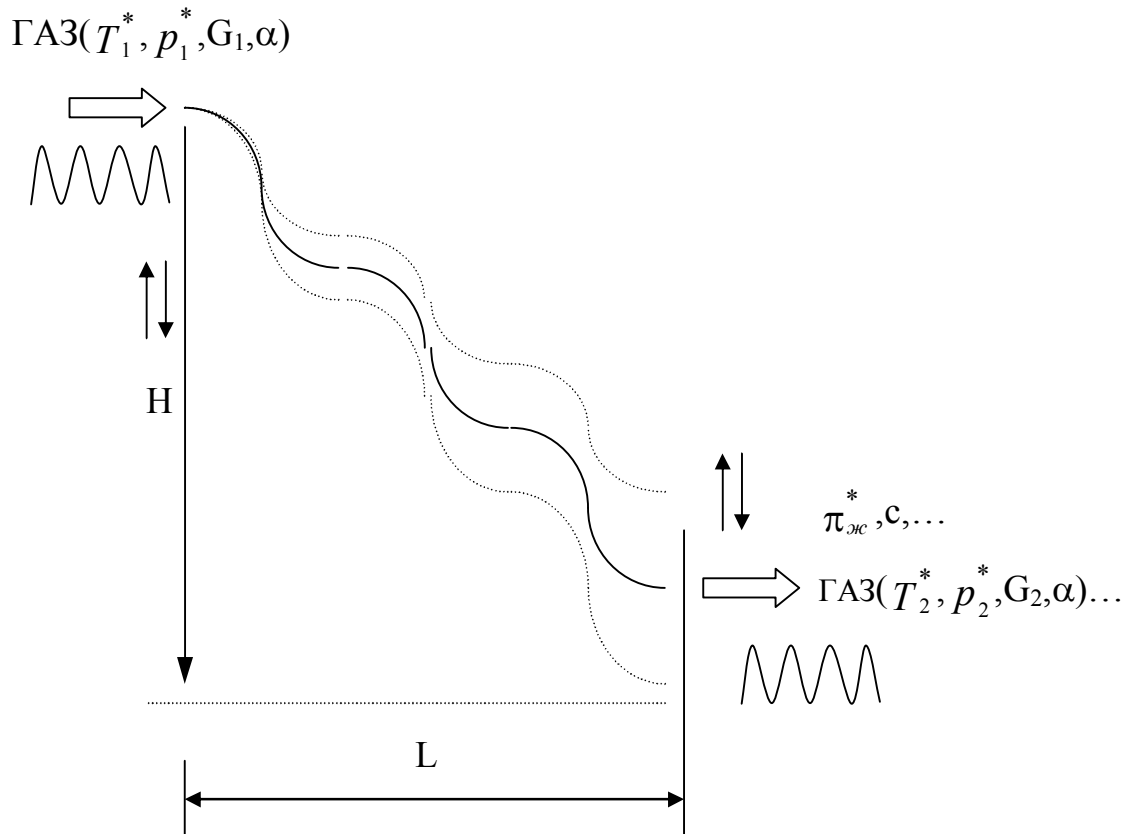


Рис. 13. Схема колебаний эквивалентного канала (за счет возбуждения, например, девиации вектора скорости за лопаточными венцами и т.д.)

действий δn , δG , δc , с изменением $\delta \pi_k^*$, $\delta \eta_k^*$, ... через изменение времени $d\tau$ и параметры: π_{k0}^* , число ступеней n_{CT} , напорность ступеней π_{cti}^* , осевую c_a и окружную u скорости. Это позволит получить передаточную функцию: $W(s) \delta H = K_n \delta n + K_G \delta G + K_c \delta c$. Таким же образом выражается связь и для выходных параметров: $\delta \pi_k^*$, $\delta \eta_k^*$ и т.д. В свою очередь, параметры передаточной функции вида: $W(s) = \delta n / \delta H = K_n / (T^2 p^2 + 2T\zeta p + 1)$ позволяет определить характеристики возникновения резонанса (в т.ч. помпажа) в газодинамической системе, которую моделирует эквивалентный канал. Сама передаточная функция выводится на основе дифференциальных уравнений – неразрывности, энергии, импульсов, записанных для ЭК в осевом и тангенциальном направлениях. При этом может использоваться приближенное соотношение

$$H \approx \frac{L}{2} \frac{(c_{u2})_{cp}}{(c_a)_{cp}} = \frac{L}{2} (\operatorname{ctg} \alpha_2)_{cp}, \text{ которое вытекает из}$$

кинематического условия:

$$H = \int_0^{\tau_k} c_u d\tau; L = \int_0^{\tau_k} c_a d\tau;$$

где τ_k – время пребывания газа в лопаточной машине.

Конфигурация ЭК связана с кинематическим расчетом ступени и лопаточной машины в целом. В самом деле, если задаться шириной лопаточных венцов S , законом изменения осевой скорости $c_a(x)$, законом изменения закрутки $\Delta c_u(x)$, то получим за-

$$\text{кон изменения } \Delta T^*(x) = \frac{[\Delta c_u(x)]^2}{2 c_p} \text{ и текущего зна-}$$

$$\text{чения } \pi^*(x) = \sigma(x) \left[1 + \frac{[\Delta c_u(x)]^2}{2 c_p} \frac{k}{k-1} \right].$$

Поскольку

$$\operatorname{ctg} \alpha(x) = \frac{c_u}{c_a} = \frac{dy}{dx} \text{ и } \operatorname{ctg} \beta(x) = \frac{u - c_u}{c_a} = \frac{d y_w}{dx},$$

где y – координата траектории в абсолютном движении, y_w – координата траектории в относительном движении, то нетрудно увидеть, что расстояние между точками А и D равно

$$\Delta y \Big|_D^A = \int \frac{u}{c_a(x)} dx \approx \frac{u}{c_{a,m}} S.$$

Сами же траектории определяются по закону

$$y = \int_{x_1}^x \frac{c_a(x)}{c_a(x)} dx \text{ и } y_w = \int_{x_1}^x \frac{u - c_a(x)}{c_a(x)} dx \text{ соответственно.}$$

Таким образом, траектория в абсолютном движении (кривая АВ) определяется значениями α_1 и α_2 , требуемой степенью повышения давления в ступени π_{cm}^* , шириной S венца и характером распределения

$$\frac{c_a(x)}{c_a(x)}, \text{ которое определяет } \alpha(x) \text{ и } \frac{dy(x)}{dx}.$$

Переход к относительной траектории (кривой DB) однозначно определяется величиной окружной скорости u . С ее использованием получаем

$$\frac{w_a(x)}{c_a(x)} = \frac{u - c_a(x)}{c_a(x)} \text{ и законы } \beta(x) \text{ и } \frac{d y_w}{dx}(x). \text{ Чем}$$

больше $\frac{u}{c_{acc}} S$, тем больше размер $\Delta y \Big|_D^A$ по фрон-

ту венца, тем больше реактивность ступени (в данном сечении) ρ . При уменьшении $\frac{u}{c_{acc}} S$ может по-

лучиться $\Delta y \Big|_D^A = \Delta y \Big|_B^A$ и $\Delta y \Big|_B^D = 0$, что характеризует конфигурацию, соответствующую активной рабочей решетке.

В первом приближении динамику ЭК можно описать из простых геометрических соображений. Поперечный снос потока в ЭК РК, характеризующий работу ступени $H_{PK} = S \left(\frac{u}{c_{a-p}} - \operatorname{ctg} \gamma \right)$, где γ – угол установки лопатки в РК.

Аналогично для всей лопаточной машины поперечный снос потока, характеризующий производимую работу $H_{LM} = \sum H_{PK i} + \sum (S_{HA} \operatorname{ctg} \gamma_{HA})_i$, где i – номер ступени. Более точно характеризует работу ступени суммарный снос потока во всех РК лопаточной машины $H = \sum H_{PK i}$. Во всех случаях H однозначно связано с величиной $\frac{u}{c_{a-p}}$ и они изменяются в одном направлении.

Модель ЭК может строиться и анализироваться в двумерной (2d) постановке – в декартовых (для развертки) и цилиндрических координатах и в трехмерной (3d) постановке. Кроме того, можно рассматривать ЭК не для условно выделенного одного МЛК, а для кольцевых сечений и ПЧ лопаточной машины в целом. При этом надо учитывать, что вдоль ПЧ проходное сечение меняется (в компрессоре обычно уменьшается).

Интересные возможности открываются при рассмотрении ЭК для прогнозирования помпажа. Выше показано, что при уменьшении $\frac{u}{c_{a-p}}$ ниже расчет-

ного значения в осевом зазоре (ОЗ) за РК в ЭК образуется короткий кривой диффузор. Нетрудно показать, что ему соответствует эквивалентный “плоский” диффузор с прямой осевой линией с углом раскрытия $\alpha = 2 \arctg \left[\frac{zt}{2 S_M} (\sin \alpha_{2л} - \sin \alpha_2) \right]$, где t – шаг

решетки РК, $\alpha_{2л}$ – “лопаточный” угол на входе в НА, z – число лопаток, α_2 – кинематический угол выхода газа из РК.

Полагая, что δ_2 – угол отставания потока (в относительном движении) на выходе из РК, получим $\alpha = 2 \arctg \left\{ \frac{zt}{2 S_M} [\sin \alpha_{2л} - \sin \{ \operatorname{arccctg} \left[\frac{u}{c_{2a}} - \operatorname{ctg}(\beta_{2л} - \delta_2) \}] \right] \right\}$, где $\beta_{2л}$ – “лопаточный” угол на выходе из РК. Умножение на z связано с тем, что поворот производится для всего кольцевого сечения в ОЗ. Если ЭК строится для условно выделенного *одного* МЛК (вдоль всего тракта ПЧ компрессора), то $z = 1$.

Полученное соотношение можно использовать при расчете потерь при течении газа в ЭК, в том числе с использованием зависимостей для потерь в диффузорах, которые даны Г.Н. Абрамовичем [3]. Например, с учетом его указания на то, что в осесимметричных диффузорах при углах раскрытия $\alpha \approx 60^\circ$ образуется мощная вихревая зона, с периодически срывающимися и возникающими вихрями, то в нашем случае с условно “плоским” диффузором можно прогнозировать возникновение помпажа по приближению α к этим значениям (или несколько выше), что может быть уточнено экспериментально или по литературным данным по продувкам плоских диффузоров. Очевидно, что контролировать имеет смысл этот параметр в РК первой и последней ступеней каскада. Представляет интерес проверить возникновение этих условий в концевом и среднем

сечениях, поскольку у втулки обычно $\alpha_{2Л}$ близко к 90° и влияние нерасчетности по α_2 мало ощущается.

Для проверки гипотезы проведен расчет для точки на границе помпажа в КНД двигателя Р-195. Расчет проводился для первой ступени – по параметрам выхода из РК и входа в НА. Используются следующие значения: параметры в точке помпажа, показанной на характеристике $n = 100,5\%$; $z=24$; $G_{ПП} = 62,2 \text{ кг/с}$; $\pi_K^* = 3,72$; $\eta_K^* = 0,79$; $\pi_{сmT}^* = 1,814 \div 1,86$. Учтено, что на расчетном режиме: $G_{ПП} = 65 \text{ кг/с}$; $\pi_K^* = 3,55$; $\pi_{сm}^* = 1,55$; $C_{1a}=210 \text{ м/с}$; $C_{2a}=200 \text{ м/с}$. Отсюда получено: $C_{2a}=129 \div 137,2 \text{ м/с}$. Угол отставания везде, с учетом выдвинутой гипотезы, принят условно равным $\delta_2=0^\circ$. Дополнительные исходные данные и результаты расчетов угла раскрытия эквивалентного диффузора для ЭК в ОЗ приведены в табл. 1.

Таблица 1

Дополнительные исходные данные и результаты расчетов угла раскрытия эквивалентного диффузора для ЭК в ОЗ

Сечение	t , мм	S_{OC} , мм	$\alpha_{2Л}$, град	$\beta_{2Л}$, град	u , м/с	α ед. МЛК	α кольц.
концевое	88,75	16	$56^\circ 41'$	$32^\circ 23'$	397,6	$64^\circ 35'$	173°
среднее	69,91	8	$49^\circ 39'$	$50^\circ 27'$	313,2	$80^\circ 10'$	$174^\circ 25'$
втулочное	43,59	12	$40^\circ 22'$	$94^\circ 31'$	195,3	$19^\circ 15'$	$151^\circ 55'$

Также непредставительны результаты при учете реального угла отставания δ_2 . Надо учесть и то, что на экспериментальных характеристиках каскадов и ступеней граница помпажа указывается обычно с широким допуском. Соответственно, для проверки данной гипотезы можно брать точки выше отмеченной границы.

Данные для ЭК, построенного для кольцевого сечения в целом, получились также непредставительными, т.к. после умножения на число лопаток предложенная формула становится нечувствительной к основным геометрическим параметрам. Поэтому для прогноза помпажа следует рассматривать ЭК для единичного МЛК и в формуле для α полагать $z = 1$ и $\delta_2 = 0$.

Из предложенного метода имеется целый ряд следствий. Одно из них говорит о том, что для повышения КПД и ГДУ компрессора целесообразно увеличивать (в известных пределах) величину S_{OC}/t , т.е. при заданной густоте решеток увеличивать осевые зазоры. Само профилирование РК может начинаться с профилирования ЭК, определения необходимого ускорения газа (и фазовой траектории) в окружном направлении, необходимого градиента давления, вытекающего из этого рассогласования окружных скоростей лопатки и газа в каждой точке, откуда определяется рассогласование по углу и определяется форма средней линии профиля. После этого, из условия минимума кромочных и других потерь на среднюю линию «надевается» профиль и из условия прочности

выбирается его относительная толщина. Еще более богатую информацию дает использование понятия ЭК при пространственном CAE-анализе (в дополнение к традиционным способам). Понятие ЭК в НИИ САПР-Д успешно используется при трехмерном моделировании течения в лопаточных машинах на этапе конструирования с использованием CAD/CAE-систем.

Отдельного рассмотрения требует моделирование обратных течений в ступенях и разгрузочных полостях двигателя. На рис. 14 условно показаны ступени компрессора (при барабанно-дисковой конструкции ротора). Там же показан фрагмент дерева проекта – схема ФЭ в соответствующей модели. В модели использованы ФЭ типа Конфузор (моделируют дроссели) и типа Разделитель и Смеситель.

В конфузоре, как показано выше, при обратном перепаде давления вычисляется значение расхода газа, G , отрицательное по величине. Вычисляется также коэффициент согласования K_G значения расхода G во входном потоке ФЭ и вычисленного в модуле (в данном случае отрица-

тельного). В алгоритмы ФЭ типа Смеситель и Разделитель также введена возможность отрицательного значения одного из расходов (отрицательная двухконтурность m). Поэтому за счет вариации двухконтурности (или расхода G по одному из контуров) Решатель достигает состояния модели, при котором $K_G = 1$. Наряду с другими условиями это позволяет моделировать обратные течения при расчете компрессора.

Аналогично моделируется в составе ФЭ Двигатель на уровне узлов (каскадов) компрессор с учетом течения в ПЧ (проточной части) и обратных течений в разгрузочных полостях (РП). Фрагмент такой модели показан на рис. 15.

Здесь при моделировании с использованием ФЭ применен тот же принцип: дроссели (лабиринтные уплотнения) моделируются ФЭ типа Конфузор, путем вариации степени двухконтурности m в Разделителях обеспечиваются $K_G = 1$ в конфузорах, при этом с учетом обратного перепада давления на первом конфузоре (для РП₁) расход G окажется отрицательным. Сообщение РП₂ с атмосферой моделируется ФЭ типа Сопло.

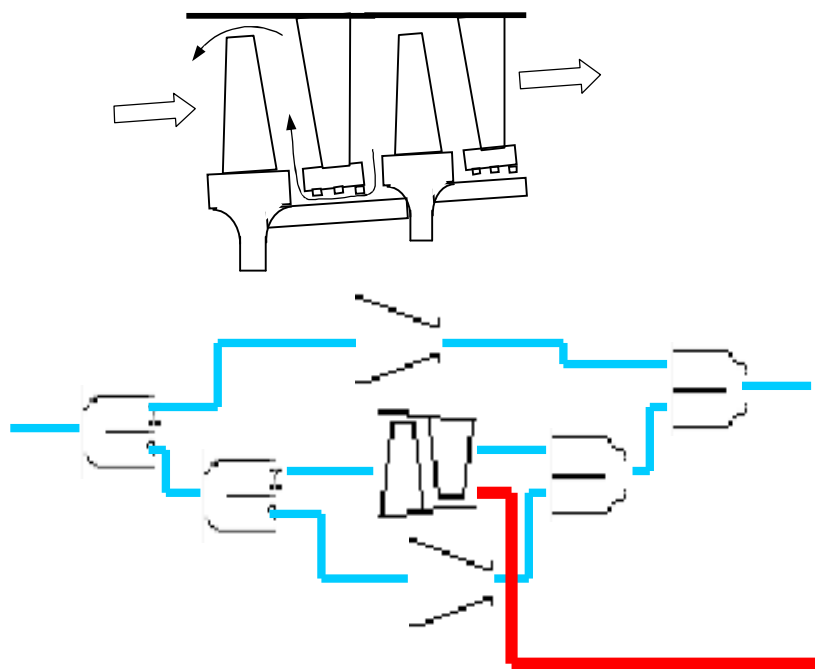


Рис. 14. Моделирование ступени компрессора с учетом обратных перетеканий в лабиринтных уплотнениях и через радиальный зазор

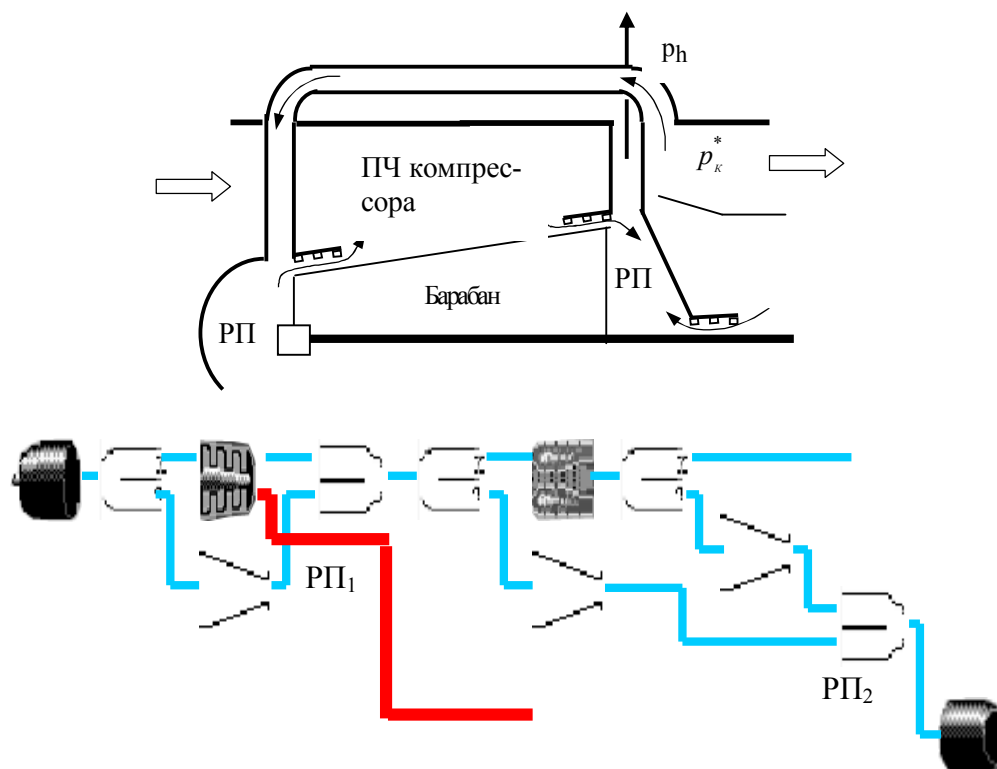


Рис. 15. Схема и фрагмент модели двигателя на уровне ФЭ узлов, где кроме ПЧ компрессора моделируется течение в разгрузочных полостях

Таким образом, разработанная открытая технология создания и развития систем имитационного моделирования (СИМ) на основе МетаСАПР/Framework, предложенный алгоритм и разработанная система поддержки принятия решений (СППР), в сочетании с традиционными средствами CALS (прежде всего PDM а также CAD/CAE), позволяет формализовать и автоматизировать системное проектирование сложных технических объектов. В данном случае это показано на примере проектирования двигателя в составе летательного аппарата.

Литература

1. Кривошеев И.А. Автоматизация системного проектирования авиационных двигателей: Автореф.

дис... д-ра техн. наук. – Уфа: Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т, 2000. – 32 с.

2. Ахмедзянов Д.А. Термогазодинамический анализ рабочих процессов ГТД в компьютерной среде DVGW / Д.А. Ахмедзянов, И.М. Горюнов, И.А. Кривошеев, Х.С. Гумеров, Д.Г. Кожинов, О.Н. Иванова. – Уфа: УГАТУ, 2003. – 162 с.

3. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1969. – 824 с.

Поступила в редакцию 15.10.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 621.3.072.6

О.М. ЧЕКУНОВА

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Україна

ФАЗОВИЙ ДЕТЕКТОР ІЗ НЕЛІНІЙНИМИ ЗАКОНАМИ АДАПТАЦІЇ СИСТЕМИ ФАЗОВОГО АВТОПІДСТРОЮВАННЯ СИНТЕЗАТОРА ЧАСТОТ

Досліджені властивості фазового детектору (ФД) з регулюванням коефіцієнта підсилення регульованого підсилювача за нелінійними законами регулювання виду: $\arctg(x)$ та $\sqrt{x}$, встановленого у ланцюгу зворотного зв'язку по фазі.

фазовий детектор, динамічно регулюємий зворотній зв'язок, система ФАП, нелінійний закон регулювання, коефіцієнт підсилення, динамічний діапазон ФМ

Вступ

Основною складовою удосконаленої системи фазового автопідстроювання (ФАП) синтезатора частот авіаційного засобу радіозв'язку є фазовий детектор з динамічно регулюємим зворотнім зв'язком (ФДДЗЗ) [4].

Створення процесу динамічного регулювання коефіцієнту підсилення РП саме за нелінійними законами регулювання дозволить принципово змінити характер перехідних процесів і властивості системи фазового автопідстроювання [3].

Мета даної статті полягає у дослідженні властивостей ФДДЗЗ, як складової удосконаленої системи ФАП, за нелінійними законами регулювання.

Викладення основного матеріалу

Фазовий детектор з динамічно регулюємим зворотнім зв'язком, на відміну від фазового детектора із зворотнім зв'язком, містить додатковий вхід регулювання коефіцієнту підсилення регульованого підсилювача (РП), що встановлений у ланцюгу зворотного зв'язку по фазі, і канал оцінки стану системи фазового автопідстроювання, що забезпечує динамічну зміну коефіцієнту підсилення регульованого підсилювача, а саме за $\arctg$ -ним та $\sqrt{x}$ законами регулювання.

На рис. 1 представлена функціональна схема моделі фазового детектора з динамічно регулюємим зворотнім зв'язком.

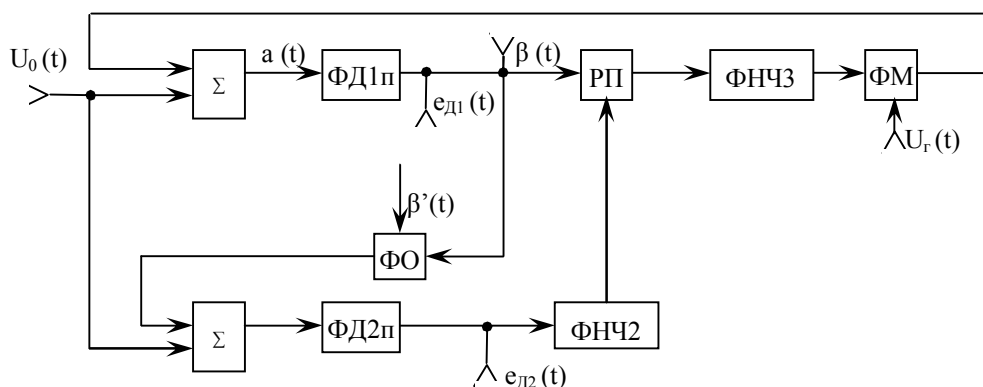


Рис. 1. Функціональна схема моделі ФДДЗЗ:

$a(t)$ – різниця фаз вхідного сигналу і сигналу з виходу ФМ;

$\beta(t)$ – різниця між фазою вхідного сигналу та фазою на виході ФДДЗЗ

Замінивши кожний функціональний елемент моделі ФДЦЗ відповідною групою ланцюгів чи самостійним ланцюгом з урахуванням функцій, що ним

виконуються, отримаємо структурну схему моделі ФДДЗЗ (рис. 2), яка відбиває всі перетворення, що в ній відбуваються.

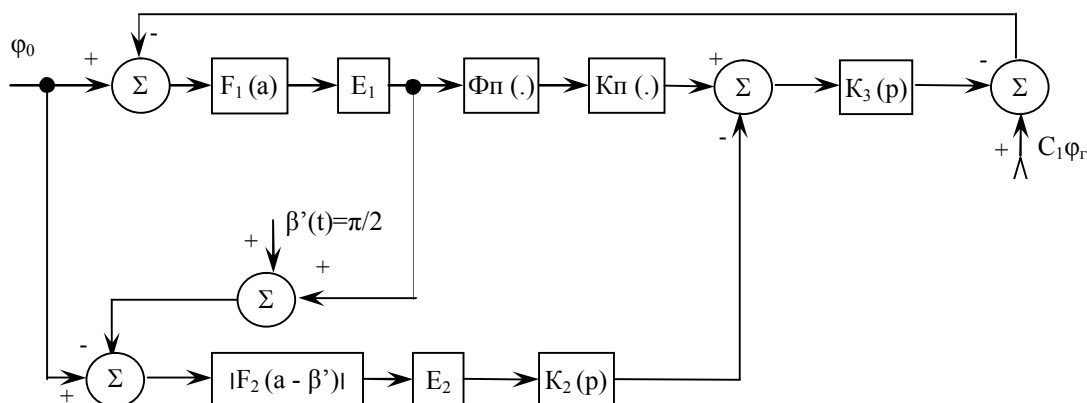


Рис. 2. Структурна схема моделі ФДДЗЗ

На рис. 2 прийняті такі означення: $F_1(a)$ – нормована характеристика ФД1; E_1 – максимальна напруга, яку видає ФД1; $\Phi n(.)$ – нелінійна функція характеристики підсилення РП; $K n(.)$ – нелінійна функція характеристики управління коефіцієнту підсилення РП; $K_3(p)$ – передаточна функція РП; $|F_2(a - \beta')|$ – нормована характеристика ФД2; E_2 – максимальна напруга, яку видає ФД2; $K_2(p)$ – передаточна функція ФНЧ2; β' – фазовий зсув сигналу у ФО; C_1 – коефіцієнт перетворення частоти ГКН.

Система рівнянь, що описує ФДДЗЗ відносно різниці фаз β , має такий вигляд:

- для $\arctg$ -ного закону адаптації:

$$\left. \begin{aligned} F_1(\beta) &= F_1 \left\{ \beta + \psi(K_0 - \right. \\ &\quad \left. - \arctg(|F_2(\beta)|K_3(p)))F_1(\beta)K(p); \right. \\ F_2(\beta) &= F_2 \left\{ \beta - \beta' + \psi(K_0 - \right. \\ &\quad \left. - \arctg(|F_2(\beta)|K_3(p)))F_1(\beta)K(p); \right. \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

— для $\sqrt{x}$:

$$\left. \begin{aligned} F_3(\beta) &= F_3 \left\{ \beta + \psi(K_0 - \right. \\ &\quad \left. - \sqrt{F_2(\beta)} K_3(p) F_1(\beta) K(p) \right\}; \\ F_4(\beta) &= F_4 \left\{ \beta - \beta' + \psi(K_0 - \right. \\ &\quad \left. - \sqrt{F_2(\beta)} K_3(p) F_1(\beta) K(p) \right\}; \end{aligned} \right\} \quad (1, a)$$

де ψ – максимальний динамічний діапазон ФМ; K_0 – максимальний коефіцієнт підсилення РП.

Дослідження здібностей ФДДЗЗ відносно різниці фаз β дозволить вивчити його здібності як самостійного елемента системи ФАП та допоможе пояснити фізику процесів, що відбуваються в ній.

Розглянемо на початку випадок квазістатистичної зміни різниці фаз β , коли $p \equiv 0$. Так як різниця фаз змінюється квазістатистично, то впливом фільтру ФНЧ2 каналу оцінки стану і фільтруючими здібностями ФНЧ3 можна знехтувати, тобто $K_2(p) = K_3(p) = 1$, тоді системи рівнянь (1) та (1, а) приймуть наступний вигляд:

$$\left. \begin{aligned} F_1(\beta) &= F_1 \{ \beta + \psi(K_0 - \\ &\quad - \arctg(|F_2(\beta)|)) F_1(\beta) \}; \\ F_2(\beta) &= F_2 \{ \beta - \beta' + \psi(K_0 - \\ &\quad - \arctg(|F_2(\beta)|)) F_1(\beta) \}, \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

$$\left. \begin{aligned} F_3(\beta) &= F_3 \left\{ \beta + \psi(K_0 - \sqrt{|F_2(\beta)|} F_1(\beta)) \right\} \\ F_4(\beta) &= F_4 \left\{ \beta - \beta' + \psi(K_0 - \sqrt{|F_2(\beta)|} F_1(\beta)) \right\} \end{aligned} \right\} \quad (2, a)$$

З урахуванням синусоїдальних нелінійностей F_1 і F_2 , а також того, що $\beta' = \pi/2$, отримаємо:

$$\left. \begin{aligned} F_1(\beta) &= \sin\{\beta + \psi(K_0 - \arctg(|\cos(\alpha)|))\sin(\alpha)\}, \\ F_2(\beta) &= \cos\{\beta + \psi(K_0 - \arctg(|\cos(\alpha)|))\sin(\alpha)\} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} F_3(\beta) &= \sin \left\{ \beta + \psi (K_0 - \sqrt{\cos(\alpha)} \sin(\alpha)) \right\} \\ F_4(\beta) &= \cos \left\{ \beta + \psi (K_0 - \sqrt{\cos(\alpha)} \sin(\alpha)) \right\} \end{aligned} \quad (3, a)$$

У (3) та (3, а) під знаком $\sin$ і $\cos$ записані вирази для α , внаслідок чого можливо отримати залежність $\beta(\alpha)$ відповідно для обох випадків:

$$\beta_1(\alpha) = \alpha - \psi \sin \alpha (K_0 - \arctg(\cos(\alpha))), \quad (4)$$

$$\beta_2(\alpha) = \alpha - \psi \sin \alpha (K_0 - \sqrt{\cos(\alpha)}). \quad (4a)$$

Подальші дослідження розіб'ємо на наступні етапи:

- 1) дослідження функцій $\beta_1(\alpha)$ та $\beta_2(\alpha)$;
- 2) отримання і дослідження статистичних характеристик $F_1(\beta)$ і $F_2(\beta)$.

Знайдемо похідні залежностей (4) та (4, а) $\beta_1'(\alpha)$ та $\beta_2'(\alpha)$:

$$\begin{aligned} \beta_1'(\alpha) &= 1 - \psi \cos \alpha (K_0 - \arctg(|\cos \alpha|)) - \\ &\quad - \frac{\psi \sin^2 \alpha}{1 + \cos^2 \alpha}; \end{aligned} \quad (5)$$

$$\beta_2'(\alpha) = 1 - \psi \cos \alpha (K_0 - \sqrt{|\cos \alpha|}) + \frac{\psi \sin \alpha}{2\sqrt{|\cos \alpha|}} \quad (5, a)$$

та дослідимо характер їх зміни. Виразимо K_0 через ψ . Отримаємо:

$$K_0 = \frac{1 + \psi \arctg(|\cos(\alpha)|) \cos(\alpha) - \frac{\psi(1 - \cos^2(\alpha))}{1 + \cos^2(\alpha)}}{\psi \cos(\alpha)}; \quad (6)$$

$$K_0 = \frac{\frac{\psi(1 - \cos^2(\alpha))}{2\sqrt{|\cos(\alpha)|}} + \psi \sqrt{|\cos(\alpha)|} \cos(\alpha) + 1}{\psi \cos(\alpha)}. \quad (6, a)$$

Проаналізувавши (6) та (6, а), можна стверджувати, що із-за наявності $|\cos \alpha| = \sqrt{1 - \sin^2 \alpha}$ виникнуть стрибки.

Видно також, що змінюється знак граничних значень похідної, внаслідок чого будуть існувати екстремуми.

Всі отримані результати дослідження $\beta'(\alpha)$ зручно розташувати на площині (K_0, ψ) .

На рис. 3 представлена залежність K_0 від ψ для виразу (6), де $K_0 = K_1$, на рис. 4 – для виразу (7) відповідно, де $K_0 = K_2$.

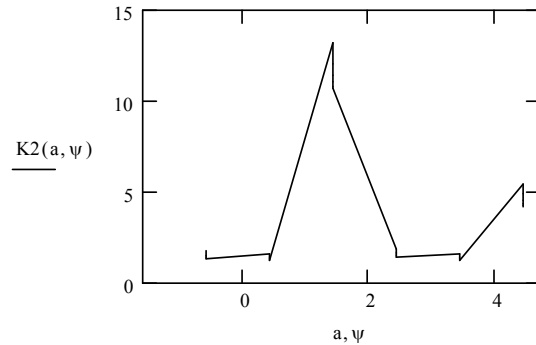


Рис. 3. Залежність коефіцієнту підсилення РП з $\arctg$ -ним законом адаптації від динамічного діапазону ФМ

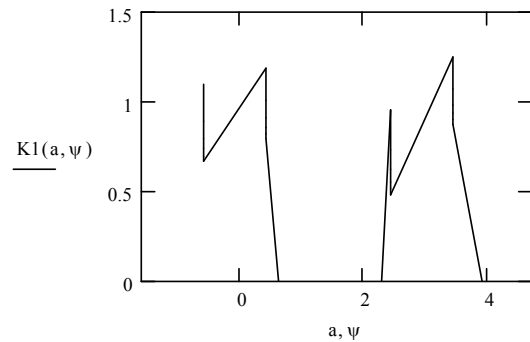


Рис. 4. Залежність коефіцієнту підсилення РП із законом адаптації $\sqrt{x}$ від динамічного діапазону ФМ

Отримані результати досліджень показують, що для $\arctg$ -ного закону адаптації коефіцієнт підсилення максимальний при $\psi = 3,5$, для закону адаптації $\sqrt{x}$ – при $\psi = 1,5$. Причому у випадку закону регулювання $\sqrt{x}$ коефіцієнт підсилення РП на порядок вищий.

Результати досліджень дозволяють стверджувати, що очікуваний характер статистичних характеристик ФДДЗЗ можливо отримати вибором оптимального коефіцієнту підсилення РП.

Розглянемо тепер поведінку ФДДЗЗ у динамічному режимі, тобто у процесі биття, коли різниця фаз між коливаннями вхідного сигналу і фазою на

виході генератора керованої напруги на протязі часу безперервно наростає. Для визначеності знак початкового розстроювання приймемо таким, щоб напрямки зміни фази у часі співпадали з напрямком осі абсцис.

На рис. 5 у загальному випадку представлена динамічна характеристика ФДДЗЗ.

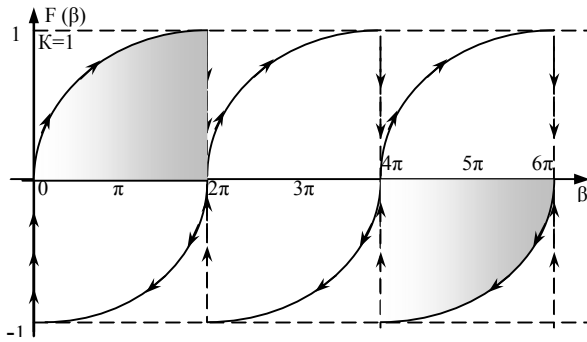


Рис. 5. Динамічна характеристика ФДДЗЗ

Дякуючи безперервному наростанню різниці фаз у часі, робоча точка системи ФАП при досягненні екстремального положення на ділянці характеристики з позитивною крутизною стрибком переходить на таку ж робочу ділянку характеристики. У результаті динамічна характеристика ФДДЗЗ стає у загальному випадку асиметричною.

Крім цього, на виході детектора, крім напруги биття, з'являється постійна складова позитивного знаку, що збільшується з ростом ψ .

Постійна складова пропорційна площині замальованої фігури.

Наявність постійної складової напруги на вході управляючого елементу приводить до зменшення початкового розстроювання по частоті до деякого компенсованого значення та дозволяє зменшити i при визначених ψ вирівняти смугу захоплення i смугу утримання у системі ФАП.

Розрахуємо постійну складову на виході ФДДЗЗ. Середнє значення $F_1(\beta)$ та $F_3(\beta)$ за період:

$$U_{01} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} F_1(\beta) d\beta, \quad U_{02} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} F_3(\beta) d\beta. \quad (7)$$

Рахування інтегралу проведено у межах від β_0 до β_3 , на яких функції неоднозначні. На ділянках, де функції $F_1(\beta)$ та $F_3(\beta)$ однозначні, інтеграли обертаються у нуль.

Рахування інтегралів на ділянці $[\beta_0; \beta_3]$ проведемо шляхом заміни змінної:

$$U_{01} = \int_{\beta_0}^{\beta_3} F_1(\beta_1) d\beta_1 = \int_{\alpha(\beta_0)}^{\alpha(\beta_3)} F[\beta_1(\alpha)] \frac{d\beta_1}{d\alpha} d\alpha = \int_{\alpha(\beta_0)}^{\alpha(\beta_3)} \sin \alpha \frac{d\beta_1}{d\alpha} d\alpha, \quad (8)$$

$$U_{02} = \int_{\beta_0}^{\beta_3} F_2(\beta_2) d\beta_2 = \int_{\alpha(\beta_0)}^{\alpha(\beta_3)} F[\beta_2(\alpha)] \frac{d\beta_2}{d\alpha} d\alpha = \int_{\alpha(\beta_0)}^{\alpha(\beta_3)} \sin \alpha \frac{d\beta_2}{d\alpha} d\alpha. \quad (8, a)$$

Результати розрахунків приведені залежностями U_{01} та U_{02} від ψ , де $\psi = i$ (рис. 6).

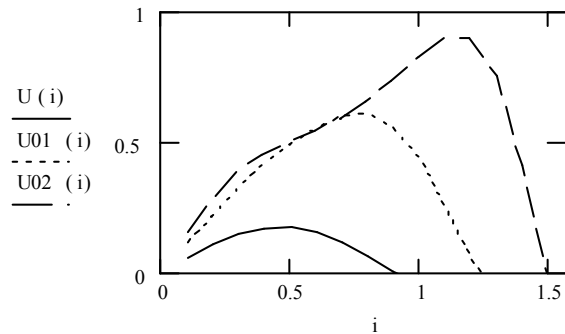


Рис. 6. Постійна складова ФДДЗЗ

Крім того, на рис. 6 суцільною лінією представлена залежність U від ψ для лінійного закону адаптації з метою порівняльного аналізу лінійних законів адаптації з нелінійними в ланцюгу додаткового зворотного зв'язку.

Приведені дослідження ФДДЗЗ показують, що його здібності суттєво залежать від величини параметрів K_0 і ψ . Із збільшенням динамічного діапазону ФМ буде розширятися динамічний діапазон характеристики ФДДЗЗ, тим самим змінювати форму його характеристики.

Тоді як збільшення K_0 призводить до звуження динамічного діапазону ФМ, а відповідно і динамічного діапазону характеристики самого ФДДЗЗ.

Постійна складова на виході фазового детектору з динамічно регулюєним зворотнім зв'язком у динамічному режимі з нелінійними законами адаптації більша, що свідчить про зменшення часу входження в синхронізм системи фазового автопідстроювання.

Висновок

Створення процесу динамічного регулювання коефіцієнту підсилення РП з нелінійними законами адаптації дозволило принципово змінити характер перехідних процесів і властивості системи фазового автопідстроювання синтезатора частот авіаційного засобу радіозв'язку.

Література

1. Макаров С.А., Подоляко К.В. Система фазової автопідстройки з колом зворотного зв'язку, параметри якого регулюються динамічно // 1-й Міжнародний радіоелектронний Форум «Прикладная радиоэлектроника. Состояние и перспективы развития»: Сб. научн. тр. – Х.: АН ПРЭ, ХНУРЭ, 2002. – С. 494-497.

2. Макаров С.А., Качан М.В., Новіков М.І. Якісні методи опису поведінки системи фазової автопідстройки з колом додаткового зворотного зв'язку //

Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2003. – Вип. 4 (4). – С. 70-73.

3. Макаров С.А., Семенякін С.І. Шляхи покращення динамічних властивостей аналогових систем фазової автопідстройки частоти. Збірник наукових праць. – Х.: Харківський інститут льотчиків ВПС, 1998. – Вип. 1. – С. 91-95.

4. Філянін І.В. Фазовий детектор з динамічним зворотнім зв'язком // Збірник наукових праць ХУПС. – Х.: ХУПС, 2005. – Вип. 1(1). – С. 85-88.

5. Чекунова О.М., Макаров С.А., Коваленко Р.В. Аналіз принципів побудови швидкодіючих синтезаторів частот на основі систем фазової синхронізації // Системи озброєння та військова техніка. – 2006. – Вип. 1 (5). – С. 122-126.

6. Нетудыхата Л.И., Стеклов В.К. Системы фазовой автоподстройки в устройствах связи // Техника. – К., 2003. – № 4. – С. 368-371.

7. Стеклов В.К. Комбинированные системы ФАП. – К.: Техника, 2003. – 323 с.

8. Чекунова О.М., Макаров С.А., Чечуй О.В. Дослідження системи ФАП з нелінійними законами адаптації на стійкість // Системи управління, навігації та зв'язку. – К.: ЦНДІ УіЗ, 2007. – № 3. – С. 137-140..

Надійшла до редакції 25.10.2007

Рецензент: д-р техн. наук О.В. Лемешко, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

УДК 629.735.05:621.3(045)

В.В. УЛАНСКИЙ¹, И.А. МАЧАЛИН²¹Университет Аль-Фатех, Ливия²Национальный авиационный университет, Украина

ОЦЕНКА ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ НАДЕЖНОСТИ ПЕРИОДИЧЕСКИ КОНТРОЛИРУЕМОЙ ОДНОБЛОЧНОЙ СИСТЕМЫ АВИОНИКИ ПРИ НАЛИЧИИ ЯВНЫХ И СКРЫТЫХ ОТКАЗОВ

Оценивается эксплуатационная надежность одноблочной системы авионики с учетом явных и скрытых отказов и достоверности многократного контроля работоспособности. Получены математические уравнения для расчета эксплуатационной вероятности безотказной работы, вероятности восстановления отказавшей системы и не отказавшей системы, признанной отказавшей. Выведены уравнения для установившегося режима при экспоненциальном распределении времени наработки до отказа.

система авионики, явные и скрытые отказы, достоверность многократного контроля работоспособности

Введение

В настоящее время воздушные суда (ВС) гражданской авиации используют авионику, удовлетворяющую требованиям ARINC 700 [1]. Авионика этих ВС представляет собой набор резервированных и легкозаменяемых блоков, называемых Line Replaceable Units (LRUs). Каждый LRU представляет собой одноблочную систему, состоящую из нескольких модулей (Shop Replaceable Units – SRUs), имеющую встроенное средство контроля (БСК). Каждый LRU функционирует до безопасного отказа, который регистрируется в течение полета или в базовом аэропорту после приземления ВС. Забракерованные LRUs заменяются в базовом аэропорту на запасные из обменного фонда, а затем восстанавливаются. Поскольку системы авионики являются резервированными, то отказ одного LRU не приводит к отказу соответствующей системы. Поэтому такая стратегия технического обслуживания (ТО) называется стратегией ТО до безопасного отказа. Для оценки эффективности этой стратегии ТО необходимо выбрать показатели эффективности, учитывающие конструктивное исполнение системы, ее

назначение и условия эксплуатации. Оценка эффективности ТО систем авионики, влияющих на безопасность полетов, обычно производится по критерию “надежность – затраты” [2].

Анализ последних исследований и публикаций. В работах [3 – 11] исследуются основные показатели эффективности ТО периодически контролируемых одноблочных систем, такие как коэффициент готовности, коэффициент технического использования, ожидаемые издержки и др., однако не рассматриваются показатели эффективности систем, влияющих на безопасность полетов. В работе [12] в качестве показателя безотказности используется апостериорная вероятность безотказной работы периодически контролируемой невосстанавливаемой одноблочной системы. В работе [2] рассматривается показатель безотказности восстанавливаемой одноблочной системы в виде эксплуатационной вероятности безотказной работы (ЭВБР). При этом под ЭВБР подразумевается вероятность безотказной работы на интервале (t_k, t) с учетом того, что в моменты $\overline{t_1, t_k}$ проводилось ТО, включающее контроль работоспособности (КР) и восстановление забраков-

ванных систем. Однако эта математическая модель учитывает только скрытые отказы системы и не учитывает явных отказов, которые также характерны для современных систем цифровой авионики.

Таким образом, *целью статьи* является разработка математической модели стратегии ТО с КР, позволяющей определить ЭВБР восстанавливаемой одноблочной системы авионики при наличии явных и скрытых отказов, а также с учетом достоверности многоразового КР.

Формулирование проблемы. Рассмотрим случай, когда система авионики является одноблочной, т.е. включает в себя один LRU. Пусть в момент $t = 0$ начинает функционировать система, наработка которой до скрытого отказа Ξ распределена по закону $F(\xi)$. Скрытый отказ системы можно обнаружить только по результатам КР. В системе может также возникнуть явный отказ. Функция распределения наработки до явного отказа R известна и равна $\Phi(\rho)$. При появлении явного отказа система отключается. Предполагается, что явные и скрытые отказы являются статистически независимыми.

Устанавливается следующий порядок восстановительных работ. Если при использовании по назначению в системе произошел явный отказ, то система отключается, и после посадки ВС начинается ее восстановление. Если при очередном КР обнаруживается скрытый отказ, то проводится восстановление работоспособности правильно забракованной системы. Наконец, если при КР произошел "ложный отказ", то проводится восстановление работоспособной системы.

Восстановление забракованной при КР отказавшей системы в пределах рассматриваемой модели будем называть "правильным". Восстановление "ложно" забракованной при КР системы будем называть "ложным". Восстановление после явного отказа назовем "внеплановым". Считается, что любой из видов восстановления полностью обновляет систему, и моменты окончания восстановительных

работ являются моментами регенерации.

Рассмотрим наиболее общий случай, при котором КР планируется проводить в моменты $0 < t_1 < t_2 < \dots < T_N < T$, если $T < \infty$ и в моменты $0 < t_1 < t_2 < \dots$, если $T = \infty$.

Под ЭВБР будем понимать вероятность безотказной работы LRU на интервале (t_k, t) с учетом того, что в моменты $\overline{t_1, t_k}$ проводилось ТО, включающее КР и восстановление забракованной системы (правильное или ложное), а после возникновения явных отказов проводилось внеплановое восстановление отказавшей системы. Требуется определить ЭВБР и вероятности различных типов восстановлений системы при произвольном и экспоненциальном законах распределения наработки до отказа.

Решение проблемы

Пусть $H(u)$ – функция восстановления процесса восстановления, образованного последовательностью интервалов времени между явными отказами системы. Введем следующие обозначения: $B_0(u)$ – событие, заключающееся во внеплановом восстановлении системы после явного отказа в момент u ; $\bigcup_{u \in (t_j, t_{j+1})} \Delta_u$ – событие, заключающееся в том, что из бесконечной последовательности событий Δ_u произойдет, по крайней мере, одно; $E_{ЛВ}(t_j)$ и $E_{ПВ}(t_j)$ – события, заключающиеся соответственно в "ложном" и "правильном" восстановлении системы в момент t_j ; $P_{ЛВ}(t_j)$ и $P_{ПВ}(t_j)$ – соответственно вероятности событий $E_{ЛВ}(t_j)$ и $E_{ПВ}(t_j)$; $P_{ВВ}(t_j, t_{j+1})$ – вероятность внепланового восстановления системы на интервале (t_j, t_{j+1}) ; $P_{\Xi}(t_k, t)$ – ЭВБР на интервале (t_k, t) .

Событие $E_{ЛВ}(t_j)$ или $E_{ПВ}(t_j)$ произойдет в том случае, если при КР в момент t_j система будет

забракована. Обозначим через $E_B(t_j)$ событие, заключающееся в восстановлении системы в момент t_j . Очевидно, что

$$E_B(t_j) = E_{ЛВ}(t_j) \cup E_{ПВ}(t_j).$$

Введем в рассмотрение следующие показатели достоверности многоазового КР:

$$P_{ЛО}(\overline{t_{v+1}-t_v, t_{j-1}-t_v}; t_j - t_v | \xi) = \\ = P \left\{ \bigcap_{i=v+1}^{j-1} \Xi_i^* > t_i - t_v \cap \Xi_j^* \leq t_j - t_v \mid \Xi = \xi \right\}$$

– условная вероятность “ложного отказа”, определяемая как вероятность совместного наступления следующих событий: при КР в моменты $\overline{t_{v+1}-t_v, t_{j-1}-t_v}$ ($v=0, j-1$) система признавалась работоспособной, а при КР в момент $t_j - t_v$ была ложно забракована при условии, что $\Xi = \xi$ и $t_j < \xi$, где Ξ_i^* – случайная оценка наработки системы до отказа при КР в момент $t_i - t_v$; t_v – момент последнего восстановления системы;

$$P_{ПР}(\overline{t_{j+1}-t_j, t_{k-1}-t_j}; t_k - t_j | \xi) = \\ = P \left\{ \bigcap_{i=j+1}^k \Xi_i^* > t_i - t_j \mid \Xi = \xi \right\}$$

– условная вероятность события “система правильно признана работоспособной” при КР в момент $t_k - t_j$ при условии, что $\Xi = \xi$ и $t_k - t_j < \xi$, где t_j – момент последнего восстановления системы;

$$P_{НО}(\overline{t_{v+1}-t_v, t_{j-1}-t_v}; t_j - t_v | \xi) = \\ = P \left\{ \bigcap_{i=v+1}^j \Xi_i^* > t_i - t_v \mid \Xi = \xi \right\}$$

– условная вероятность “необнаруженного отказа” при КР в момент $t_j - t_v$, представляющая собой вероятность того, что при КР в моменты $\overline{t_{v+1}-t_v, t_j - t_v}$ система признавалась работоспособной при условии, что $\Xi = \xi$ и $\xi < t_j - t_v$, где t_v – момент последнего восстановления системы.

Общие выражения для расчета условных вероятностей

$$P_{ЛО}(\overline{t_{v+1}-t_v, t_{j-1}-t_v}; t_j - t_v | \xi),$$

$$P_{ПР}(\overline{t_{j+1}-t_j, t_{k-1}-t_j}; t_k - t_j | \xi),$$

$$P_{НО}(\overline{t_{v+1}-t_v, t_{j-1}-t_v}; t_j - t_v | \xi)$$

приведены в работах [13, 14].

Теорема. Справедливы выражения:

– для ЭВБР на интервале (t_k, t) :

$$P_{\Theta}(t_k, t) = \sum_{j=0}^k P_B(t_j) [1 - \Phi(t - t_j)] \times \\ \times \int_{t-t_j}^{\infty} P_{ПР}(\overline{t_{j+1}-t_j, t_{k-1}-t_j}; t_k - t_j | \Theta) \omega(\Theta) d\Theta + \\ + \sum_{j=0}^{k-1} \int_{t_j}^{t_{j+1}} [1 - \Phi(t - u)] \int_{t-u}^{\infty} P_{ПР}(\overline{t_{j+1}-u, t_{k-1}-u}; t_k - \\ - u | \Theta) \omega(\Theta) d\Theta dH(u) + \\ + \int_{t_k}^t [1 - \Phi(t - u)] \cdot [1 - F(t - u)] dH(u);$$

– для вероятности ложного восстановления в момент t_j :

$$P_{ЛВ}(t_j) = \sum_{v=0}^{j-1} \{ P_B(t_v) [1 - \Phi(t_j - t_v)] \times \\ \times \int_{t_j-t_v}^{\infty} P_{ЛО}(\overline{t_{v+1}-t_v, t_{j-1}-t_v}; t_j - t_v | \Theta) \omega(\Theta) \\ + \int_{t_v}^{t_{v+1}} [1 - \Phi(t_j - u)] \int_{t_j-u}^{\infty} P_{ЛО}(\overline{t_{v+1}-u, t_{j-1}-u}; t_j - \\ - u | \Theta) \omega(\Theta) dH(u) \};$$

– для вероятности правильного восстановления в момент t_j :

$$P_{ПВ}(t_j) = 1 - P_{ЛВ}(t_j) - \sum_{v=0}^{j-1} \{ P_B(t_v) \times \\ \times [1 - \Phi(t_j - t_v)] \left[\int_0^{t_j-t_v} P_{НО}(\overline{t_{v+1}-t_v, t_{j-1}-t_v}; t_j - \\ - t_v | \Theta) \omega(\Theta) d\Theta + \int_{t_j-t_v}^{\infty} P_{ПР}(\overline{t_{v+1}-t_v, t_{j-1}-t_v}; t_j - \right. \} \quad (3)$$

$$\begin{aligned}
& -t_v | \vartheta) \omega(\vartheta) d\vartheta \Big] + \int_{t_v}^{t_{v+1}} [1 - \Phi(t_j - u)] \times \\
& \times \left[\int_0^{t_j - u} P_{HO}(t_{v+1} - u, t_{j-1} - u; t_j - u | \vartheta) \omega(\vartheta) d\vartheta \times \right. \\
& \times \int_{t_j - u}^{\infty} P_{PP}(t_{v+1} - u, t_{j-1} - u; t_j - u | \vartheta) \omega(\vartheta) d\vartheta \Big] dH(u) \Big\}; \\
& \text{— для вероятности внепланового восстановления} \\
& \text{на интервале } (t_j, t_{j+1}):
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
P_{BB}(t_j, t_{j+1}) &= \sum_{v=0}^j \left\{ P_B(t_v) [\Phi(t_{j+1} - t_v) - \Phi(t_j - t_v)] \times \right. \\
& \times \left[\sum_{i=v}^{j-1} \int_{t_i - t_v}^{t_{i+1} - t_v} P_{HO}(t_{v+1} - t_v, t_{j-1} - t_v; t_j - t_v | \vartheta) \omega(\vartheta) d\vartheta + \right. \\
& + \left. \int_{t_j - t_v}^{\infty} P_{PP}(t_{v+1} - t_v, t_{j-1} - t_v; t_j - t_v | \vartheta) \omega(\vartheta) d\vartheta \right] + \\
& + \int_{t_v}^{t_{v+1}} [\Phi(t_{j+1} - u) - \Phi(t_j - u)] \times \\
& \times \left[\int_0^{t_{v+1} - u} P_{HO}(t_{v+1} - u, t_{j-1} - u; t_j - u | \vartheta) \omega(\vartheta) d\vartheta + \right. \\
& + \sum_{i=v+1}^{j-1} \int_{t_i - u}^{t_{i+1} - u} P_{HO}(t_{v+1} - u, t_{j-1} - u; t_j - u | \vartheta) \omega(\vartheta) d\vartheta + \\
& + \left. \int_{t_j - u}^{\infty} P_{PP}(t_{v+1} - u, t_{j-1} - u; t_j - u | \vartheta) \omega(\vartheta) d\vartheta \right] dH(u) \Big\}; \\
& \text{— для вероятности восстановления в момент } t_j:
\end{aligned}$$

$$P_B(t_j) = P_{ЛВ}(t_j) + P_{ПВ}(t_j). \quad (5)$$

Доказательство. По определению

$$\begin{aligned}
P_{\vartheta}(t_k, t) &= P \left\{ \bigcup_{j=0}^{k-1} [B(t_j) \cap R > t - t_j \cap \right. \\
& \cap \Xi > t_i - t_j \cap \left(\bigcap_{i=j+1}^k \Xi_i^* > t_i - t_j \right)] \cup \\
& \cup \left[\bigcup_{u \in (t_j, t_{j+1})} (B_0(u) \cap R > t - u \cap \right. \\
& \cap \Xi > t - u \cap \left. \left(\bigcap_{i=j+1}^k \Xi_i^* > t_i - u \right) \right] \Big\}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& \cup [B(t_k) \cap R > t - t_k \cap \Xi > t - t_k] \cup \\
& \cup \left\{ \bigcup_{u \in (t_k, t)} [B_0(u) \cap R > t - u \cap \Xi > t - u] \right\}.
\end{aligned}$$

Поскольку явные и скрытые отказы предполагаются статистически независимыми, то для нахождения вероятности $P_{\vartheta}(t_k, t)$ по формуле (1) достаточно показать, как определяется вероятность события

$$\bigcup_{u \in (t_j, t_{j+1})} \Delta_u,$$

где

$$\begin{aligned}
\Delta_u &= B_0(u) \cap R > t - u \cap \\
& \cap \Xi > t - u \cap \left(\bigcap_{i=j+1}^k \Xi_i^* > t_i - u \right).
\end{aligned}$$

Событие Δ_u заключается в том, что в момент u произошел последний явный отказ, и после внепланового восстановления система больше не отказывала, а при КР в моменты $t_{j+1} - u, t_k - u$ признавалась работоспособной.

Поскольку поток явных отказов образует процесс восстановления с функцией восстановления $H(u)$, то в соответствии с теорией восстановления и теоремой умножения вероятностей можно записать

$$\begin{aligned}
P(\Delta_u) &= [1 - \Phi(t - u)] \times \\
& \times \left[\int_{t-u}^{\infty} P_{PP}(t_{j+1} - u, t_{k-1} - u; t_k - u | \vartheta) \omega(\vartheta) d\vartheta dH(u). \right.
\end{aligned}$$

Интегрируя по всем возможным $u(t_j \leq u \leq t_{j+1})$, находим

$$\begin{aligned}
P\left(\bigcup_{u \in (t_j, t_{j+1})} \Delta_u\right) &= \int_{t_j}^{t_{j+1}} [1 - \Phi(t - u)] \times \\
& \times \int_{t-u}^{\infty} P_{PP}(t_{j+1} - u, t_{k-1} - u; t_k - u | \vartheta) \omega(\vartheta) d\vartheta dH(u). \quad (6)
\end{aligned}$$

Далее, применяя к выражению (6) теоремы сложения и умножения вероятностей, получаем утверждение 1. Остальные утверждения доказываются аналогично.

Следствие 1. Если

$$\omega(\xi) = \lambda e^{-\lambda \xi}, \Phi(\rho) = \lambda_0 e^{-\lambda_0 \rho}, \quad (7)$$

то справедливы соотношения:

$$P_{\Sigma}(t_k, t) = \sum_{j=0}^k P_B(t_j) e^{-(\lambda+\lambda_0)(t-t_j)} (1-\alpha)^{k-j} + \\ + \frac{\lambda_0}{(\lambda+\lambda_0)} \sum_{j=0}^{k-1} \left[e^{-(\lambda+\lambda_0)(t-t_{j+1})} - e^{-(\lambda+\lambda_0)(t-t_j)} \right] \times \\ \times (1-\alpha)^{k-j} + \frac{\lambda_0}{(\lambda+\lambda_0)} \left[1 - e^{-(\lambda+\lambda_0)(t-t_k)} \right]; \quad (8)$$

$$P_{ЛВ}(t_j) = \alpha \sum_{v=0}^{j-1} \left\{ P_B(t_v) e^{-(\lambda+\lambda_0)(t_j-t_v)} + \right. \\ \left. + \frac{\lambda_0}{(\lambda+\lambda_0)} \left[e^{-(\lambda+\lambda_0)(t_j-t_{v+1})} - e^{-(\lambda+\lambda_0)(t_j-t_v)} \right] \right\} \times \\ \times (1-\alpha)^{j-v-1}; \quad (9)$$

$$P_{ПВ}(j\tau) = (1-\beta) [1 - P_{ЛВ}(j\tau)/\alpha]. \quad (10)$$

Доказательство. При экспоненциальном законе распределения наработки до скрытого отказа системы условные вероятности

$$P_{ЛО}(\overline{t_{v+1}-t_v, t_{j-1}-t_v; t_j-t_v} | \xi),$$

$$P_{ПР}(\overline{t_{j+1}-t_j, t_{k-1}-t_j; t_k-t_j} | \xi),$$

$$P_{НО}(\overline{t_{v+1}-t_v, t_{j-1}-t_v; t_j-t_v} | \xi)$$

определяются по следующим формулам [10]:

$$P_{ЛО}(\overline{t_{v+1}-t_v, t_{j-1}-t_v; t_j-t_v} | \xi) = \\ = \alpha(1-\alpha)^{j-v-1}, \quad j = \overline{1, k}, v = \overline{1, j-1}; \quad (11)$$

$$P_{ПР}(\overline{t_{j+1}-t_j, t_{k-1}-t_j; t_k-t_j} | \xi) = \\ = (1-\alpha)^{k-j}, \quad k = 1, 2, \dots; \quad (12)$$

$$P_{НО}(\overline{t_{v+1}-t_v, t_{j-1}-t_v; t_j-t_v} | \xi) = (1-\alpha)^{i-v} \beta^{j-i}, \\ i = \overline{v, j-1}, t_i - t_v < \xi \leq t_{i+1} - t_v, \quad (13)$$

где α — условная вероятность "ложного отказа" при КР системы с помощью ВСК;

β — условная вероятность "необнаруженного отказа" при КР системы с помощью ВСК.

Далее, как известно [15], при экспоненциальном законе распределения наработки до явного отказа системы функция восстановления

$$H(t) = \lambda_0 t. \quad (14)$$

Для доказательства утверждений (8) – (10) достаточно подставить в выражения (1) – (4) плотности (7), условные вероятности (11) – (13) и функцию восстановления (14), и провести несложные преобразования.

Следствие 2. Если $t_k = k\tau$, где τ — периодичность КР, и выполняются условия (7), то справедливы соотношения:

$$P_{\Sigma}(k\tau, t) = \sum_{j=0}^k P_B(j\tau) e^{-(\lambda+\lambda_0)(t-j\tau)} (1-\alpha)^{k-j} + \\ + \frac{\lambda_0}{\lambda+\lambda_0} \left[e^{(\lambda+\lambda_0)\tau} - 1 \right] \sum_{j=0}^{k-1} e^{-(\lambda+\lambda_0)(t-j\tau)} (1-\alpha)^{k-j} \\ + \frac{\lambda_0}{\lambda+\lambda_0} \left[1 - e^{-(\lambda+\lambda_0)(t-k\tau)} \right];$$

$$P_{ЛВ}(j\tau) = \alpha \sum_{v=0}^{j-1} \left\{ P_B(v\tau) + \frac{\lambda_0}{\lambda+\lambda_0} (1 - e^{-(\lambda+\lambda_0)\tau}) \right\} \times \\ \times e^{-(\lambda+\lambda_0)(j-v-1)\tau} (1-\alpha)^{j-v-1}; \quad (16)$$

$$P_{ПВ}(j\tau) = [1 - P_{ЛВ}(j\tau)/\alpha] \cdot (1-\beta), \quad (17)$$

где $k\tau < t < (k+1)\tau$.

Доказательство. Подставляя в выражения (8) – (10) $t_k = k\tau$, после несложных преобразований получаем утверждения (15) – (17).

Следствие 3. Если $t_k = k\tau$ и

$$\omega(\xi) = \lambda e^{-\lambda \xi}, \Phi(\rho) = 0,$$

т. е. в системе возможны только скрытые отказы, то

$$P_{\Sigma}(k\tau, t) = \sum_{j=0}^{k-1} P_B(j\tau) e^{-\lambda(t-j\tau)} (1-\alpha)^{k-j} + \\ + P_B(k\tau) e^{-\lambda(t-j\tau)}; \quad (18)$$

$$P_{ЛВ}(j\tau) = \alpha \sum_{v=0}^{j-1} P_B(v\tau) e^{-(j-v)\lambda\tau} (1-\alpha)^{j-v-1}, \quad (19)$$

а вероятность $P_{ПВ}(j\tau)$ определяется из выражения (17).

Доказательство. Подставляя в выражения (15) и (16) значение $\lambda_0 = 0$, после несложных преобразований получаем формулы (18) и (19).

Пример 1. Построить зависимость ЭВБР от наработки при $\lambda = 2 \times 10^{-4} \text{ ч}^{-1}$, $\tau = 5 \text{ ч}$, $\alpha = \beta = 0,01$. Зависимость ЭВБР от наработки системы показана на рис. 1.

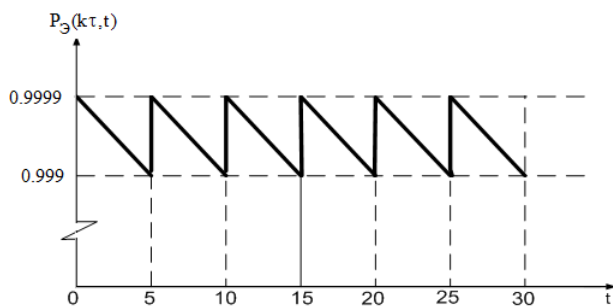


Рис. 1. Зависимость ЭВБР от наработки системы

При длительной эксплуатации системы целесообразно использовать установившиеся значения показателей (17) – (19), определяемые следующим образом:

$$P_{\mathcal{E}}^*(\tau) = \lim_{k \rightarrow \infty} P_{\mathcal{E}}[k\tau, (k+1)\tau] = \frac{(1-\beta)e^{-\lambda\tau}}{1-\beta e^{-\lambda\tau}}; \quad (20)$$

$$P_B^*(\tau) = \lim_{j \rightarrow \infty} P_B(j\tau) = \frac{(1-\beta)[1-(1-\alpha)e^{-\lambda\tau}]}{1-\beta e^{-\lambda\tau}}; \quad (21)$$

$$P_{LB}^*(\tau) = \lim_{j \rightarrow \infty} P_{LB}(j\tau) = \frac{\alpha(1-\beta)e^{-\lambda\tau}}{1-\beta e^{-\lambda\tau}}; \quad (22)$$

$$P_{LVB}^*(\tau) = \lim_{j \rightarrow \infty} P_{LVB}(j\tau) = \frac{(1-\beta)(1-e^{-\lambda\tau})}{1-\beta e^{-\lambda\tau}}. \quad (23)$$

Пример 2. Вычислить установившиеся значения вероятностей (20) – (23) при следующих значениях параметров: $\lambda = 10^{-4} \text{ ч}^{-1}$, $\alpha = 0,005$, $\beta = 0,005$ и $\tau = 5 \text{ ч}$.

Подставляя исходные данные в выражения (20) – (23), получаем $P_{\mathcal{E}}^*(\tau) = 0,9995$, $P_B^*(\tau) = 0,0055$, $P_{LB}^*(\tau) = 0,005$, $P_{LVB}^*(\tau) = 0,0005$.

Как видно из примера 2, вероятность восстановления ложно забракованной системы на порядок выше вероятности восстановления отказавшей системы. Полученный результат хорошо согласуется со статистическими данными зарубежных авиакомпаний,

согласно которым от 40 до 85% демонтированных LRUs систем авионики на самом деле являются работоспособными [16, 17]. Это приводит к большим потерям авиакомпаний из-за так называемых неподтвержденных дефектов (*No Fault Found* – NFF).

Заключение

Получены обобщенные математические выражения для расчета эксплуатационной вероятности безотказной работы и вероятностей различных восстановлений одноблочной системы авионики при произвольном и экспоненциальном законе распределения времени безотказной работы и наличии явных и скрытых отказов, учитывающие также достоверность многократного контроля работоспособности в процессе эксплуатации. При экспоненциальном законе распределения времени безотказной работы выведены формулы для установившихся значений этих вероятностей, позволившие установить связь между показателями достоверности, периодически контроля и интенсивностью скрытых отказов одноблочной системы. Показано на числовом примере, что для восстанавливаемых одноблочных систем авионики при малой периодичности проверок вероятность восстановления ложно забракованной системы может быть на порядок выше вероятности восстановления отказавшей системы, что подтверждается статистическими данными зарубежных авиакомпаний. Данные результаты позволяют оценить эффективность обслуживания ответственных систем авионики и обосновать требования к достоверности встроенных средств контроля. Их использование целесообразно как на этапе проектирования, так и в процессе эксплуатации ВС.

Литература

1. 700 Series ARINC Characteristics, Aeronautical Radio, Inc., USA [Электрон. ресурс]. – Режим доступа: <http://www.arinc.com>.

2. Уланский В.В., Конахович Г.Ф., Мачалин И.А. Организация системы технического обслуживания и ремонта радиоэлектронного комплекса Ту-204: Учебн. пос. – К.: КИИГА, 1992. – 103 с.
3. Nakagava T. Maintenance theory of reliability. – N.Y.: Springer Verlag. – 2005. – 258 p.
4. Nakagava T., Mizutani S., Igaki N. Optimal inspection policies for a finite interval // The Second Euro – Japan Workshop on Stochastic Risk Modeling, Insurance, Production and Reliability. – 2002. – P. 334-339.
5. Newby M., Dagg R. Optimal inspection and perfect repair // Journal of Management Mathematics. – 2004. – № 15 (2). – P.175-192.
6. Rausand M., Hoyland A. System reliability theory: models, statistical methods and applications. – N.Y.: John Wiley & Sons, Inc. – 2004. – 458 p.
7. Blischke W.R., Murthy Prabhaker D.N. Reliability: modeling, prediction, and optimization. – N.Y.: John Wiley & Sons, Inc. – 2000. – 812 p.
8. Yale T.H., Tzvi R. Further results in the optimal policy for imperfect inspection in discrete time // Production Planning & Control. – 1997. – Vol. 8, №4. – P. 377-384.
9. Kaio N., Osaki S. Optimal inspection policy with two types of imperfect inspection probabilities // Microelectronic Reliability. – 1986. – Vol. 26. – P. 935-942.
10. Уланский В.В., Мачалин И.А. Математическая модель процесса эксплуатации легкозаменяемых блоков систем авионики // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 6(32). – С. 74-80.
11. Ulansky V.V., Machalin I.O. Optimization of post warranty maintenance of avionics systems // International Conference on Aeronautical Science and Air Transportation (ICASAT2007). – Tripoli, Libya. – 2007. – P. 619-628.
12. Уланский В.В. Оценка апостериорной надежности дискретно контролируемых технических систем // Проблемы повышения эффективности эксплуатации авиационного и радиоэлектронного оборудования воздушных судов гражданской авиации: Сб. науч. тр. – Киев: КИИГА, 1987. – С. 19-31.
13. Уланский В.В. Достоверность многократного контроля работоспособности невосстанавливаемых радиоэлектронных систем // Ресурсосберегающие технологии обслуживания и ремонта авиационного и радиоэлектронного оборудования воздушных судов гражданской авиации. Сб. науч. тр. – К.: КИИГА. – 1992. – С.14-25.
14. Уланский В.В., Мачалин И.А. Математические модели многопараметрического контроля систем авионики // Вісник Державного університету інформаційно-комунікаційних технологій. – 2006. – № 4, Том 4. – С.289-297.
15. Cox D. R. Renewal theory. – London: Methuen. – 1960. – 247 p.
16. William R., Banner J., Knowles I., Dube M., Natishan M., Pecht M. An investigation of “cannot duplicate” failures // Quality and Reliability Engineering International. – 1998. – Vol. 14. – P. 331-337.
17. Thomas D.A., Ayers K., Pecht M. The “trouble not identified” phenomenon in automotive electronics // Microelectronics Reliability. – 2002. – Vol. 42. – № 4. – P. 641-651.

Поступила в редакцию 5.10.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Г.Ф. Конахович, Национальный авиационный университет, Киев.

УДК 004.415:681.3

В.В.СКЛЯР¹, В.Б.ОСТРОУМОВ², Н.Ф.СИДОРЕНКО², В.С. ХАРЧЕНКО¹¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Научно-техническое специальное конструкторское бюро «Полисвит», Украина*

ТРЕБОВАНИЯ К РАЗРАБОТКЕ, ВЕРИФИКАЦИИ, СЕРТИФИКАЦИИ И СОПРОВОЖДЕНИЮ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ БОРТОВОЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ: ОПЫТ СОЗДАНИЯ И ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СТАНДАРТА ПРЕДПРИЯТИЯ

Изложен опыт разработки и использования стандарта предприятия СТП 522-120-2004, содержащего требования к разработке, верификации, сертификации и сопровождению программного обеспечения бортовой авиационной техники. Проведен обзор структуры и содержания данного стандарта. Сделан вывод о целесообразности выпуска на основе СТП 522-120-2004 отраслевого авиационного стандарта.

верификация, сертификация, программное обеспечение, бортовая авиационная техника

Введение

В научно-техническом специальном конструкторском бюро (НТ СКБ) «Полисвит» был разработан и используется стандарт предприятия СТП 522-120-2004 «Система программной документации. Порядок разработки, верификации, сертификации и сопровождения программного обеспечения бортовой техники». Этот стандарт создавался совместно со специалистами кафедры компьютерных систем и сетей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», имеющими опыт в разработке отраслевых и государственных нормативно-технических документов и проведения экспертизы критического программного обеспечения объектов атомной энергетики и космических систем (в качестве экспертов государственных регулирующих органов).

Проблемы формирования требований к критическим компьютерным системам и программному обеспечению (ПО), а также общие вопросы стандартизации и обеспечения качества в программной инженерии исследуются в работах [1 – 11]. В них, в частности, анализируются:

– риски, связанные с использованием информационных технологий в целом и программного обеспечения, в частности, в компьютерных системах для критических приложений – атомной энергетики,

аэрокосмической техники [1 – 3];

– методическое обеспечение решения задач систематизации и применения стандартов [3 – 6], профилирования и управления требованиями к ПО [7, 8];

– методы и средства оценки и обеспечения качества и надежности ПО, инструментальной поддержки верификации и экспертизы ПО [9 – 11].

Однако, в известных работах не рассмотрены вопросы, посвященные непосредственной разработке стандартов для промышленных предприятий. Кроме того, отсутствует анализ, позволяющий обобщить опыт стандартизации отдельных предприятий и распространить его для отрасли в целом.

Цель данной статьи:

– изложение опыта разработки стандарта СТП 522-120-2004, который может быть полезен специалистам в области нормативного регулирования компьютерных систем для аэрокосмических и других критических приложений;

– обзор структуры и содержания стандарта СТП 522-120-2004;

– анализ опыта использования стандарта на предприятии и целесообразности выпуска на его основе отраслевого авиационного стандарта, содержащего требования к разработке, верификации, сертификации и сопровождению ПО бортовой авиационной техники.

Анализ нормативных документов в области программной инженерии для критических приложений

Необходимость верификации для ПО критических приложений установлена в различных нормативно-технических документах [11 – 14]. В качестве примеров стандартов, регламентирующих процессы разработки и верификации критического ПО, могут быть приведены [3]:

- для АЭС – стандарты МАГАТЭ (Международного агентства атомной энергии), в частности, стандарт NS-G-1.1 (2000) «Программное обеспечение для компьютерных систем, важных для безопасности АЭС. Руководство по безопасности»;

- для ракетно-космической техники – стандарты ECSS (European Cooperation for Space Standardization – Европейской кооперации по космической стандартизации), в частности, стандарт ECSS-E-10-02A (1998) «Разработка космических систем – Верификация»;

- для авиационной техники – стандарты RTCA (Radio Technical Commission for Aeronautics – Радиотехнической комиссии по авионавтике), в частности, стандарт DO-178 «Рассмотрение программного обеспечения при сертификации бортовых систем и оборудования».

Проведенный анализ позволил сделать следующие выводы. Указанные стандарты ориентированы на так называемый процессный подход к изложению требований, при котором требования к программному продукту декомпозируются по процессам жизненного цикла (ЖЦ). Это связано с тем, что все они в части структуры ЖЦ ПО базируются на положениях стандарта ИСО/МЭК 12207:1995 «Информационные технологии – Процессы жизненного цикла программного обеспечения», который является основополагающим в области программной инженерии (см. табл. 1). Следует отметить, что стандарт ИСО/МЭК 12207:1995 адаптирован в качестве государственного стандарта Украины ДСТУ 3918-1999. Кроме того, во всех указанных стандартах подчеркивается важность выполнения процедур

верификации на всех этапах ЖЦ ПО. Под верификацией подразумевается процесс, направленный на подтверждение соответствия ПО заданным требованиям путем различного рода проверок и обеспечения объективных доказательств.

Анализ исходных данных для разработки

При разработке СТП 522-120-2004 учитывались результаты:

- проведенного исследования содержания документов национальной и международной нормативной базы в области критической программной инженерии (информационно-управляющих систем АЭС, бортовых и наземных вычислительных комплексов и др.), созданной и динамично развиваемой международными организациями ИСО (Международная организация по стандартизации), МЭК, МАГАТЭ, ECSS;

- анализа действующего в Украине и СНГ авиационного стандарта КТ-178А «Квалификационные требования. Требования к программному обеспечению бортовой аппаратуры и систем при сертификации авиационной техники», который представляет собой переведенный и адаптированный стандарт RTCA DO-178А;

- обобщения многолетнего опыта коллектива предприятия и разработчиков стандарта в области разработки и верификации систем, аппаратуры и ПО при сертификации авиационной техники, а также опыта оценки систем и программного обеспечения для критических приложений. Принятый подход к разработке СТП 522-120-2004 включал следующую последовательность действий:

- критический анализ положений стандарта КТ-178А;

- адаптация положений стандарта КТ-178А с учетом специфики НТ СКБ «Полисвит»;

- разработка положений СТП 522-120-2004, отсутствующих в стандарте КТ-178А;

- проведение независимого аудита содержания СТП 522-120-2004.

Таблица 1

Процессы жизненного цикла программного обеспечения согласно стандарту ДСТУ 3918-1999

Основные процессы жизненного цикла	Процессы поддержки жизненного цикла	Организационные процессы жизненного цикла
Процесс заказа	Процесс документирования	Процесс управления
Процесс поставки	Процесс конфигурационного управления	Процесс создания и сопровождения инфраструктуры
Процесс разработки	Процесс обеспечения качества	Процесс усовершенствования
Процесс эксплуатации	Процесс верификации	Процесс обучения
Процесс сопровождения	Процесс валидации	
	Процесс совместного обзора	
	Процесс аудита	
	Процесс решения проблем	

Последнее из действий выполнялось силами специалистов кафедры компьютерных систем и сетей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е.Жуковского «ХАИ».

Проведение независимого аудита позволило повысить качество СТП 522-120-2004 и учесть при его разработке опыт нормативного регулирования в других критических отраслях, таких как атомная энергетика и ракетно-космическая техника [15 – 18].

Структура и содержание стандарта СТП 522-120-2004

Для разработки СТП 522-120-2004 структура ЖЦ ПО бортовой техники была уточнена с учетом рекомендации КТ-178А. На рис. 1 изображена общая модель ЖЦ ПО бортовой техники с указанием номеров соответствующих разделов СТП 522-120-2004. Выбранная структура ЖЦ ПО является основой для структуры стандарта. В табл. 2 приведена детализированная структура жизненного цикла ПО бортовой техники, которая уточнена путем указания действий для соответствующих процессов ЖЦ и ссылок на разделы СТП, КТ-178А и ДСТУ 3918.

Табл. 2 включает содержание СТП 522-120-2004 в части процессов ЖЦ ПО. Названия процессов и действий ЖЦ ПО являются названиями разделов и подразделов СТП 522-120-2004. Кроме того, СТП 522-120-2004 включает следующие общие разделы: 1. Область применения; 2. Нормативные ссылки; 3. Перечень принятых сокращений; 4. Термины и определения; 5. Общие положения.

СТП 522-120-2004 содержит следующие приложения: Приложение А. Рекомендуемое содержание работ к графику создания ПО бортовой техники; Приложение Б. Процедуры верификации ПО; Приложение В. Формы отчетных документов по верификации ПО.

Опыт использования стандарта на предприятии

В течение 2005-2007 годов стандарт предприятия СТП 522-120-2004 проходил опытную эксплуатацию в НТ СКБ «Полисвит», после которой был введен в действие как постоянный.

Проведенный анализ показал, что, несмотря на специализированность, характерную для стандартов предприятий, СТП 522-120-2004 (см. табл. 2) превосходит исходный стандарт КТ-178А по ряду критериев, таких как структурированность, логичность, полнота, непротиворечивость, ясность. Следует подчеркнуть, что в разработанном стандарте учтен передовой опыт, аккумулированный в последних стандартах по программной инженерии.

Заключение. Направление дальнейших работ

Результаты проведенных работ и опыта применения позволили сделать вывод о целесообразности выпуска на основе СТП 522-120-2004 отраслевого стандарта.

Для этого должны быть выполнены следующие работы и учтен ряд обстоятельств:

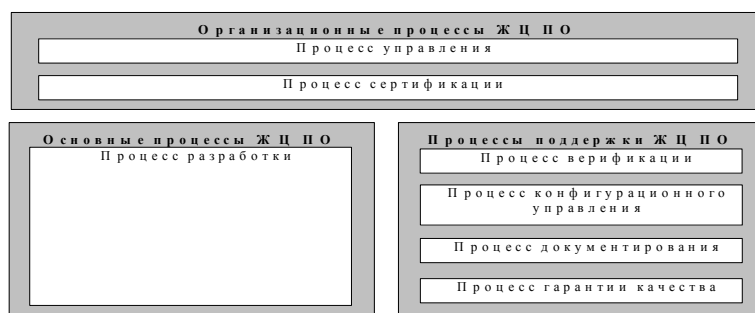


Рис. 1. Общая модель жизненного цикла программного обеспечения бортовой техники

Таблица 2

Детализированная структура жизненного цикла программного обеспечения бортовой техники

Процессы ЖЦ ПО	Действия процессов ЖЦ ПО	Раздел СТП 522-120-2004	Раздел КТ-178А	Раздел ДСТУ 3918
6. Процесс управления разработкой ПО	Общие положения	6.1	5	7.1.2
	Планирование разработки ПО	6.2	—	—
	Планирование верификации ПО	6.3	—	—
	Планирование управления конфигурацией ПО	6.4	—	—
	Планирование гарантии качества ПО	6.5	—	—
	Планирование сертификации ПО	6.6	—	—
7. Процесс разработки	Этап «Требования»	7.1	6.2.2.1	5.3.4
	Этап «Проектирование»	7.2	6.2.3.1	5.3.5, 5.3.6
	Этап «Программирование»	7.3	6.2.4.1	5.3.7
	Этап «Испытания»	7.4	6.1, 6.2.5.2.2, 6.2.5.2.3	5.3.8
	Этап «Завершение»	7.5	6.1	5.3.10
	Этап «Сопровождение»	7.6	6.4	5.5
8. Процесс верификации	Общие положения	8.1	—	6.4
	Проверка требований к ПО	8.2	6.2.2.2	6.4
	Проверка проекта ПО	8.3	6.2.3.2	6.4
	Проверка программных модулей ПО	8.4	6.2.4.2	6.4
	Определение требований к испытаниям	8.5	6.2.5.1	6.4
	Испытания программных модулей	8.6	6.2.5.2.1	5.3.7
	Испытания интегрированного ПО	8.7	6.2.5.2.2	5.3.9
	Испытания интеграции ПО и аппаратных средств	8.8	6.2.5.2.3	5.3.11
	Удостоверение эксплуатационной пригодности ПО	8.9	5.5	6.5
	Повторная верификация ПО	8.10	5.6, 6.2.7, 6.4	6.4
	Верификация инструментальных средств	8.11	6.2.8	6.4
9. Процесс управления конфигурацией ПО	Общие положения	9.1	7.1, 7.2.7	6.2
	Управление конфигурацией ПО на уровне одобренных версий	9.2	7.2.4	—
	Учет состояния конфигурации ПО	9.3	—	—
	Порядок внесения изменений в одобренную версию	9.4	—	—
	Контроль носителей	9.5	7.2.5	—
	Контроль за вносимыми изменениями в рабочие версии программных документов	9.6	—	—
	Требования по обзорности связей по отношению к предыдущей базовой версии	9.7	—	—
	Контроль загрузки исполняемой программы в память	9.8	—	—

Процессы ЖЦ ПО	Действия процессов ЖЦ ПО	Раздел СТП 522-120-2004	Раздел КТ-178А	Раздел ДСТУ 3918
	Документы, регламентирующие деятельность группы управления конфигурацией ПО	9.9	7.2.1, 7.2.2	–
	Маркировка	9.10	7.2.3	–
	Аудиторские проверки конфигурации ПО	9.11	7.2.6	–
10. Процесс документирования	Общие положения	10.1	8.2	6.1
	Требования к содержанию и оформлению документов	10.2	8.1	–
	Историческая документация	10.3	–	–
11. Процесс гарантии качества	Общие положения	11.1	–	6.3
	Гарантии качества верификации	11.2	6.2.2.3, 6.2.3.3, 6.2.4.3, 6.2.5.3	6.3
	Гарантии качества управления конфигурацией ПО	11.3	7.2.6	6.3
	Инспекционные проверки (совместные обзоры)	11.4	–	6.6
	Аудит	11.5	–	6.7
	Решение проблем	11.6	–	6.8
	Обучение персонала	11.7	–	7.4
	Общие положения	12.1	8.2	–
12. Процесс сертификации ПО	Мероприятия, выполняемые для обеспечения сертификации ПО	12.2	8.2	–
	Работы по сертификации ПО КИ АТ категории Б	12.3	8.2	–
	Работы по сертификации ПО КИ АТ категории А	12.4	8.2	–

– СТП 522-120-2004 был разработан на основе стандарта КТ-178А, который представляет собой перевод устаревшей версии стандарта RTCA DO-178А. В настоящее время действующим является стандарт DO-178В (1992) "Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification" ("Рассмотрение программного обеспечения при сертификации бортовых систем и оборудования"). Кроме того, в 2001 г. RTCA был выпущен документ DO-248В "Final Annual Report for Clarification of DO-178В Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification" (Отчет по разъяснению стандарта DO-178В), в котором учтен опыт применения DO-178В. Таким образом, при адаптации СТП 522-120-2004 в качестве отраслевого стандарта должны быть учтены положения нормативных документов RTCA DO-178В и DO-248В. Следовательно, целесообразно принять к сведению это обстоятельство и гармонизировать положения последних версий рассматриваемых нормативных документов для реальных условий Украины и перспектив разви-

тия ее авиационной отрасли;

– часть положений СТП 522-120-2004 отражает специфику предприятия и потому должна быть либо исключена, либо доработана;

– необходимо дополнительно проанализировать и обобщить позитивный опыт нормативного регулирования в области критического ПО в других областях, поскольку вопросы, связанные с применением информационных технологий и минимизацией рисков аварий по причинам дефектов ПО, имеют много общего как в части регулирующих требований, так и методов оценки и обеспечения их выполнения, что может быть, безусловно, полезно для авиационных приложений [11 – 13, 18].

Разработка и внедрение отраслевого стандарта для авиационных систем позволят не только продвинуть в нормативном плане современные индустриальные технологии проектирования, верификации и сертификации ПО, но и повысить, в конечном счете, надежность и безопасность авиационной техники.

Литература

1. Ястребенецкий М.А., Васильченко В.Н., Харченко В.С. Безопасность атомных станций: Информационные и управляющие системы. – К.: Техніка, 2004. – 472 с.
2. Харченко В.С., Ястребенецкий М.А., Скляр В.В. Новые информационные технологии и безопасность ИУС АЭС // Ядерная и радиационная безопасность. - 2003. – Т. 6, № 2. – С. 19-28.
3. Конорев Б.М. и др. Нормативная база программной инженерии в разработке систем с интенсивным использованием ПО. – Х.: ХАИ, 2001. – 162 с.
4. Смит Д., Симпсон К. Функциональная безопасность. Руководство по применению стандарта МЭК 61508. – М.: Издательский Дом «Технологии», 2004. – 208 с.
5. Moore J. Software Engineering Standards. A User's Map. – Los Alamos, CA, USA: IEEE Computer Society, 1998.
6. Johnson G. Comparison of IEC and IEEE Standards for Computer-Based Control Systems Important to Safety // Proceedings of CNRA/CSNI Workshop on Licensing and Operating Experience of Computer-based I&C Systems. – Hluboka nad Vltavou (Czech Republic). – 2001. – P. 109-115.
7. Скляр В.В. Стандарты в области критических информационных технологий и программной инженерии: Систематизация, профилирование, гармонизация требований // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2003. – Вип. 1. – С. 78-85.
8. Леффингуэлл Д., Уидриг Д. Принципы работы с требованиями к ПО. Унифицированный подход. – М.: Вильямс, 2002. – 448 с.
9. Липаев В.В. Обеспечения качества программных средств. Методы и стандарты. – М.: СИНТЕГ, 2001. – 380 с.
10. Харченко В.С., Скляр В.В., Тарасюк О.М. Методы моделирования и оценки качества и надежности программного обеспечения. – Х.: ХАИ, 2004. – 159 с.
11. Конорев Б.М., Харченко В.С., Чертков Г.Н. Концепция и принципы реализации интегрированной инструментальной системы для поддержки экспертизы и независимой верификации критического программного обеспечения (SAVExpert-System). – Государственный комитет ядерного регулирования Украины, 2003. – 60 с.
12. НП 306.5.02/3.035-2000. Нормы и правила по ядерной и радиационной безопасности. Требования по ядерной и радиационной безопасности к ИУС АЭС. – К.: Государственная администрация ядерного регулирования Украины, 2000. – 80 с.
13. ГНД 306.7.02/2.041-2000. Методика соответствия информационных и управляющих систем, важных для безопасности атомных станций, требованиям по ядерной и радиационной безопасности. – К.: Министерство экологии и природных ресурсов Украины, 2000. – 46 с.
14. Харченко В.С., Тарасюк О.М., Скляр В.В. О метрическом подходе к оценке качества и надежности программного обеспечения // Системи обробки інформації. – Х.: НАНУ, ПАНМ, ХВУ, 2002. – Вип. 6 (22). – С. 342-345.
15. Laprie J.-C. Dependability Handbook. LAAS Report n 98-346. – Toulouse: Laboratory for Dependability Engineering, 1998. – 365 p.
16. Lyu M.R. Handbook of Software Reliability Engineering. – McGraw-Hill Company, 1996. – 805 p.
17. Скляр В.В. Оценка CASE-инструментов с использованием иерархической модели характеристик // Збірник наукових праць ІПМЕ ім. Г.Є. Пухова. – К.: ІПМЕ НАНУ, 2003. – Вип. 22. – С. 183-187.
18. Харченко В.С., Скляр В.В., Ястребенецкий М.А. Экспертная оценка безопасности OTS компонент информационных и управляющих систем АЭС // Інформаційні технології в енергетиці: Збірник наукових праць ІПМЕ ім. Г.Є. Пухова. – К.: ІПМЕ НАНУ, 2003. – С. 12-19.

Поступила в редакцию 31.10.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Краснобаев, Харьковский национальный технический университет сельского хозяйства им. П. Василенко, Харьков.