

УДК 629.12:678.512.92

А.В. ГАЙДАЧУК¹, Н.В. ГУРЬЕВ², Е.К. ОСТРОВСКИЙ¹, М.В. СЛИВИНСКИЙ³¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *ННЦ «Институт метеорологии», Харьков*³ *ОАО «УкрНИИТМ», Днепрпетровск*

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПОЛЯРИЗОВАННЫХ ЗАРЯДОВ В ДИЭЛЕКТРИКАХ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ СОТОВОГО ЗАПОЛНИТЕЛЯ ИЗ ПОЛИМЕРНОЙ БУМАГИ

Рассмотрена физико-математическая модель силового взаимодействия поляризованных зарядов в жидком диэлектрике связующего с заряженной поверхностью полимерной бумаги при изготовлении сотового заполнителя для изделий авиационно-космической техники. Получено интегральное уравнение для электрической силы взаимодействия зарядов. Методом численного интегрирования проведен анализ уравнения для электрической силы. Показано, что величина электростатической силы сравнима с силами поверхностного натяжения жидкость – газ, твердое тело – газ, жидкость – твердое тело и влияет на площадь поверхности растекания связующего на заряженной поверхности полимерной бумаги.

сотовый заполнитель, полимерная бумага, диэлектрик, электростатическая сила, поверхностное натяжение, полимерное связующее, авиационно-космическая техника

Введение

Общая постановка проблемы и её связь с научно-практическими задачами. Технология изготовления сотового заполнителя (СЗ) из полимерной бумаги предусматривает растяжение «дольки» СЗ, которая подвергается аппретированию в спиртово-растворимом полиамиде, а затем после сушки пропитывается в составе связующего (бакелитовый лак + бофос + спирт). Конечный контроль готового изделия обнаруживает неравномерный по толщине слой пропитки на панели сотового заполнителя, что является неблагоприятным фактором, влияющим на качество изделия. Одной из возможных причин такого поведения полимерной бумаги (ПБ) в контакте с составом пропитки может быть образование зарядов статического электричества на ПБ как на технологических участках изготовления панелей, так и непосредственно на участке пропитки и сушки панелей [1].

Обзор публикаций и анализ нерешенных проблем. В экспериментах по растеканию жидкой кап-

ли состава пропитки на заряженной и незаряженной горизонтальной поверхности полимерной бумаги [2] было установлено значительное увеличение фактора растекания при наличии статического заряда на ПБ. Причину такого явления следует искать в появлении дополнительной электростатической силы, возникающей при взаимодействии между поляризованными зарядами в жидком диэлектрике со статическим зарядом на поверхности ПБ.

В [3] рассмотрена задача расчета напряженности электрического поля на границе пятна пропитки. Полученное в этой работе интегральное уравнение для горизонтальной составляющей напряженности E_{rk} учитывает только поляризованные заряды в слое жидкого диэлектрика с поверхностной плотностью $-\sigma'$. Эти заряды лежат на плоскости ПБ, учитывая, что сама ПБ заряжена положительно.

В работе [4] показано, что такое рассмотрение является упрощенным и для точного решения необходимо учитывать поле поляризованных зарядов обратного знака с поверхностной плотностью $+\sigma'$ на противоположной верхней поверхности жидкого слоя

пропитки. Математическое моделирование электрического поля поляризованных зарядов с плотностями $\pm\sigma'$ подтвердило справедливость предложенной модели кольцевого макродиполя для расчета напряженности поля, создаваемого поляризованными зарядами вблизи границы слоя жидкого диэлектрика.

Цель работы – получить математическое уравнение для расчета горизонтальной составляющей электрической силы взаимодействия между поляризованными зарядами в жидком диэлектрике состава пропитки с заряженной поверхностью полимерной бумаги; методами численного интегрирования провести компьютерный анализ полученного интегрального уравнения для силы с целью определить ее величину и сравнить с силами поверхностного натяжения, влияющими на фактор растекания состава пропитки на заряженной поверхности ПБ.

Формирование следа капли связующего на незаряженной горизонтальной поверхности ПБ

Рассмотрим механизм взаимодействия жидкой капли при её растекании на горизонтальной поверхности ПБ. При соприкосновении капли жидкости с поверхностью ПБ в каждой точке периметра капли сходятся три пограничные поверхности: твердое тело – газ, жидкость – газ, твердое тело – жидкость, (рис. 1, а).

Следовательно, по периметру окружности действуют три силы поверхностного натяжения, направленные по касательной к поверхностям: $\bar{f}_{mz}$, $\bar{f}_{жг}$ и $\bar{f}_{тж}$. Каждая сила поверхностного натяжения пропорциональна длине периметра окружности пятна капли ($f \sim \ell$) и равна

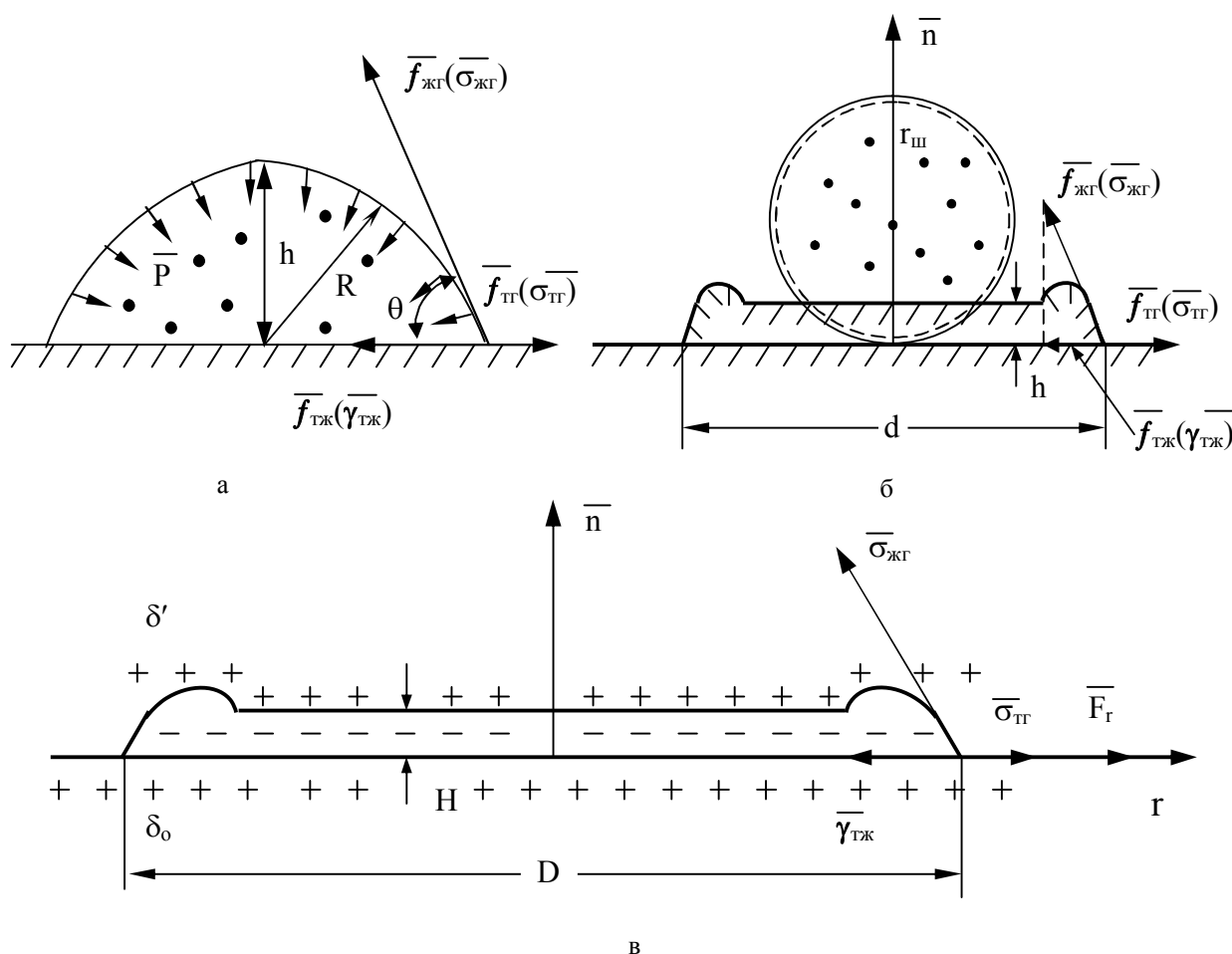


Рис. 1. Форма капли, направление добавочного давления $\bar{P}$ и сил поверхностного натяжения: а – смачивающая жидкость; б – сечение застывшей капли на незаряженной поверхности; в – сечение застывшей капли на заряженной поверхности

$$\bar{f} = \bar{\sigma} \cdot \ell, \quad (1)$$

где $\sigma \left[\frac{H}{M} \right]$ – коэффициент пропорциональности или коэффициент поверхностного натяжения.

По периметру смачивания твердого тела каплей состава пропитки действует три поверхностных натяжения: $\bar{\sigma}_{тг}$ – твердое тело – газ; $\bar{\sigma}_{жг}$ – жидкость – газ; $\bar{\gamma}_{тж}$ – твердое тело – жидкость. В соответствии с уравнением Юнга условие равновесия на плоскости можно записать в виде

$$\sigma_{жг} \cdot \cos\theta = \sigma_{тг} - \gamma_{тж}, \quad (2)$$

где θ – краевой угол смачивания [5]. Значения краевых углов могут быть определены экспериментально.

Если $\gamma_{тж} < \sigma_{тг} - \sigma_{жг} \cdot \cos\theta$, то имеем случай смачивания твердого тела жидкостью, при этом угол $\theta < \frac{\pi}{2}$, т.е. острый.

Любая искривленная поверхность жидкости оказывает добавочное давление на жидкость. В случае выпуклой поверхности это добавочное давление направлено в сторону жидкости и равно

$$P = \frac{2\sigma_{жг}}{R}, \quad (3)$$

где R – радиус кривизны поверхности.

Приведенная на рис. 1, а классическая форма капли при смачивании горизонтальной поверхности твердого тела жидкостью не совсем отвечает реальной форме капли состава пропитки на полимерной бумаге, показанной на рис. 1, б. На этом рисунке показана сферическая капля в момент падения её на незаряженную поверхность ПБ. Под ней показано сечение застывшего следа капли после растекания. Как видно, капля на рис. 1, а имеет максимальную высоту h в центре. Это относится к жидкостям с большим коэффициентом поверхностного натяжения $\sigma = (0,075 \div 0,54) \frac{H}{M}$ (вода, глицерин, ртуть).

В случае жидкостей с малыми коэффициентами поверхностного натяжения $\sigma < 0,05 \frac{H}{M}$ в центре

капли наблюдается провал под действием избыточного давления, определяемого формулой (3). С таким случаем встречаются при растекании капли эфира с $\sigma = 0,017 \frac{H}{M}$. Используемый состав пропитки ПБ содержит 75% этилового спирта и имеет коэффициент поверхностного натяжения, близкий к спирту $\sigma = 0,02 \frac{H}{M}$, что и определяет провал в центре капли с толщиной h (рис. 1, б).

Формирование следа капли связующего на заряженной горизонтальной поверхности ПБ

На заряженной ПБ к уже рассмотренным силам, формирующим пятно капли на незаряженной поверхности, добавляется еще электростатическая сила $\bar{F}_{rd}$, которая приложена к единице длины периметра пятна и направленная вдоль плоскости (рис. 1, в). Эта сила действует в том же направлении, что $\bar{\sigma}_{тг}$, и к моменту окончательного формирования следа пятна увеличивает его диаметр D больше, чем d (рис. 1, в). За счёт этого уменьшается толщина пленки H в середине пятна ($h > H$).

Остановимся подробнее на природе дополнительной электростатической силы $\bar{F}_{rd}$. Состав пропитки ПБ – диэлектрик. Все диэлектрики, помещенные во внешнее электрическое поле, поляризуются. В нашем случае внешнее электростатическое поле создает заряженная поверхность полимерной бумаги с поверхностной плотностью заряда $+\sigma_0 \frac{K_l}{M^2}$. Вектор напряженности электрического поля $\bar{E}_0$, создаваемый зарядом $+q_0 = +\sigma_0 \cdot S$, перпендикулярен заряженной поверхности. Поляризация жидкого слоя состава пропитки на такой заряженной поверхности приводит к появлению противоположных по знаку связанных зарядов с плотностями $\pm \sigma'$ на противоположных гранях жидкого слоя в пределах пятна пропитки.

Поверхностная плотность зарядов на ПБ $+\sigma_0$ связана с плотностью поляризованных связанных зарядов $\pm\sigma'$ на границах жидкого слоя выражением

$$\sigma' = \frac{\varepsilon - 1}{\varepsilon} \sigma_0, \quad (4)$$

где $\varepsilon = 27$ – диэлектрическая проницаемость спиртового состава пропитки.

Как видно из (4), плотность поляризованных зарядов на границах жидкого слоя приблизительно равна плотности заряда $+\sigma_0$ на поверхности ПБ. Так как заряды на ПБ с поверхностной плотностью $+\sigma_0$ находятся на непроводящей поверхности с большим удельным сопротивлением, они не могут свободно перемещаться по поверхности ПБ под действием собственных сил кулоновского расталкивания, а, следовательно, являются неподвижными.

Поляризованные заряды $+\sigma'$ и $-\sigma'$ жестко связаны с молекулами жидкости. Так как жидкость обладает минимальной сдвиговой прочностью, поляризованные молекулы жидкости имеют степень свободы в направлении от центра следа пятна по радиусу. Под действием дополнительной электрической силы $\bar{F}_{rd}$ увеличивается растекание состава пропитки.

Электрическая сила на границе пятна пропитки

Поляризованные заряды на нижней грани слоя пропитки с плотностью $-\sigma'$, притягиваясь к неподвижному положительному заряду плотностью $+\sigma_0$, расположенному на ПБ за периметром пятна пропитки, заставляют молекулы жидкого слоя двигаться в направлении от центра пятна вдоль r , тем самым увеличивая смачиваемость поверхности ПБ. Противоположный связанный заряд на верхней грани воздух – жидкость с плотностью $+\sigma'$ отталкивается от заряда плотностью $+\sigma_0$. Так как расстояние между поляризованными зарядами $\pm\sigma'$ равно толщине жидкой пленки H , а сила взаимодействия изменяется обратно

пропорционально квадрату расстояния между зарядами, преобладает электрическая сила притяжения между зарядами с плотностями $-\sigma'$ и $+\sigma_0$, определяющая растекание капли состава пропитки.

В выбранной цилиндрической системе координат r, φ, z начало отсчета $r, z = 0$ расположено на плоскости Q , совпадающей с плоскостью полимерной бумаги, в центре окружности пятна растекающейся капли пропитки. Заряженный диск с плотностью поляризованных зарядов $-\sigma'$ расположен на плоскости Q , а симметричный ему заряженный диск с плотностью поляризованных зарядов $+\sigma'$ на плоскости P , параллельной Q и удаленной от нее на расстояние толщины слоя пропитки H (рис. 2).

В рассматриваемой физической модели электрическая сила дискового макродиполя F_{rd} , действующая на единицу длины периметра пятна капли, выражается в размерности $\left(\frac{H}{m}\right)$, подобно силам поверхностного натяжения $\bar{\sigma}_{жг}$, $\bar{\sigma}_{тг}$ и $\bar{\gamma}_{тж}$.

Расчет силы F_{rd} в некоторой точке 1 на поверхности положительно заряженной ПБ сводится фактически к определению напряженности электрического поля, создаваемого дисковым макродиполем в виде двух заряженных дисков с плечом H . Точка 1 при этом находится за периметром пятна капли на расстоянии $r' = r_0 + a_0$ от центра пятна капли. Тогда полная сила взаимодействия со всеми зарядами на ПБ за периметром капли запишется в виде

$$F_{rd} = \frac{F_r}{2\pi r_0} = \frac{1}{2\pi r_0} \int_{r_0}^{\infty} E_{rd} dq_0, \quad (5)$$

где dq_0 – заряд в пределах бесконечно узкого кольца на полимерной бумаге за периметром пятна капли с поверхностной плотностью заряда $+\sigma_0$; E_{rd} – напряженность электрического поля, создаваемая поляризованными зарядами с плотностью $\pm\sigma'$, расположенными в пятне капли радиусом r_0

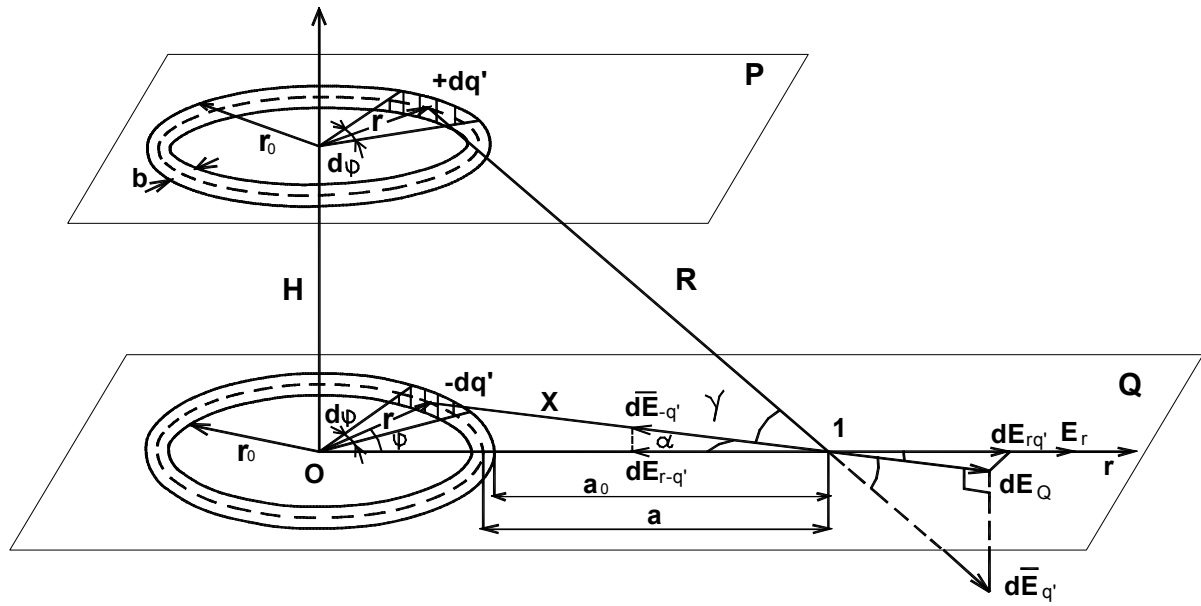


Рис. 2. Схема расчета напряженности электрического поля макродиполя

в точках расположения бесконечно узкого кольца зарядов dq_0 с радиусом r' .

Выражая dq_0 как

$$dq_0 = 2\pi r' dr' \sigma_0, \quad (6)$$

запишем F_{rd} в виде интеграла

$$F_{rd} = \frac{\sigma_0}{r_0} \int_{r'=r_0}^{\infty} E_{rd} r' dr'. \quad (7)$$

При расчетах с помощью уравнения (7) радиус капли r_0 будем считать постоянным. Так как

$r' = r_0 + a_0$, то $dr' = da_0$.

Это позволяет переписать интеграл (7) через новую переменную a_0 :

$$F_{rd} = \frac{\sigma_0}{r_0} \int_{a_0=0}^{\infty} E_{rd}(r_0 + a_0) da_0. \quad (8)$$

Как показано в работе [2], электрическое поле поляризованных зарядов за периметром жидкого пятна состава пропитки E_{rd} может быть выражено в виде

$$E_{rd} = \frac{b\sigma' \left(r_0 - \frac{b}{n}\right)}{2\pi\epsilon_0} \int_0^{\pi} \frac{\left[\left(r_0 + a_0\right) - \left(r_0 - \frac{b}{n}\right) \cos \varphi \right] \left[X^3 - \left(\frac{16r_m^6}{9r_0^4} + X^2 \right)^{3/2} \right]}{\left(\frac{16r_m^6}{9r_0^4} + X^2 \right)^{3/2} X^3} d\varphi, \quad (9)$$

где $X = \left[\left(r_0 + a_0\right)^2 + \left(r_0 - \frac{b}{n}\right)^2 - 2\left(r_0 - \frac{b}{n}\right)(r_0 + a_0) \cos \varphi \right]^{1/2}$.

Для дальнейшего анализа величины электростатической силы F_{rd} важно установить зависимость напряженности поля E_{rd} вблизи границы пятна пропитки от расстояния a_0 .

Результаты проведенного численного интегрирования уравнения (9) в диапазоне $a_0 = 0 \div 10^{-2}$ м при

r_m – радиусе капли до падения $2 \cdot 10^{-3}$ м; r_0 – радиусе пятна растекающейся капли на ПБ $5 \cdot 10^{-3}$ м; b – ширине кольцевого макродиполя $1,5 \cdot 10^{-3}$ м; $n = 4000$ – числе, корректирующем положение центра эффективного заряда в кольцевом макродиполе, σ' – плотности поляризованных зарядов в растекающейся

ся капле $9,63 \cdot 10^{-8} \frac{\text{Кл}}{\text{м}^2}$, представлены на рис. 3. Как следует из графика зависимости $E_{rd} = f(a_0)$, напряженность электростатического поля быстро спадает при удалении от периметра пятна капли и на расстоянии $a_0 = 1,5 \cdot 10^{-3}$ м от границы пятна составляет 0,001% от максимального значения при $a_0 = 0$. Это позволяет без потери точности решения ограни-

чить верхний предел интегрирования в уравнении для силы (8) значением $a_0 = 10^{-2}$ м. Задача расчета силы взаимодействия поляризованных зарядов в пределах пятна пропитки с остальными зарядами на ПБ фактически сводится к необходимости нахождения двойного интеграла с переменными φ и a_0 , полученного подстановкой уравнения (9) в уравнение для силы (8).

$$F_{rk} = \frac{\sigma_0 b \cdot \sigma' \left(\pi_0 - \frac{b}{n} \right)}{2\pi \varepsilon_0 r_0} \int_{a_0=0}^{a_0=1 \cdot 10^{-2}} (r_0 + a_0) \cdot da_0 \cdot \int_0^\pi \frac{\left[\left(r_0 + a_0 \right) - \left(r_0 - \frac{b}{n} \right) \cos \varphi \right] \left[\left(\frac{16}{9} \frac{r_u^6}{r_0^4} + X^2 \right)^{3/2} - X^3 \right]}{\left[\frac{16}{9} \frac{r_u^6}{r_0^4} + X^2 \right]^{3/2} X^3} d\varphi, \quad (10)$$

$$\text{где } X = \left[(r_0 + a_0)^2 + \left(r_0 - \frac{b}{n} \right)^2 - 2 \left(r_0 - \frac{b}{n} \right) (r_0 + a_0) \cos \varphi \right]^{1/2}.$$

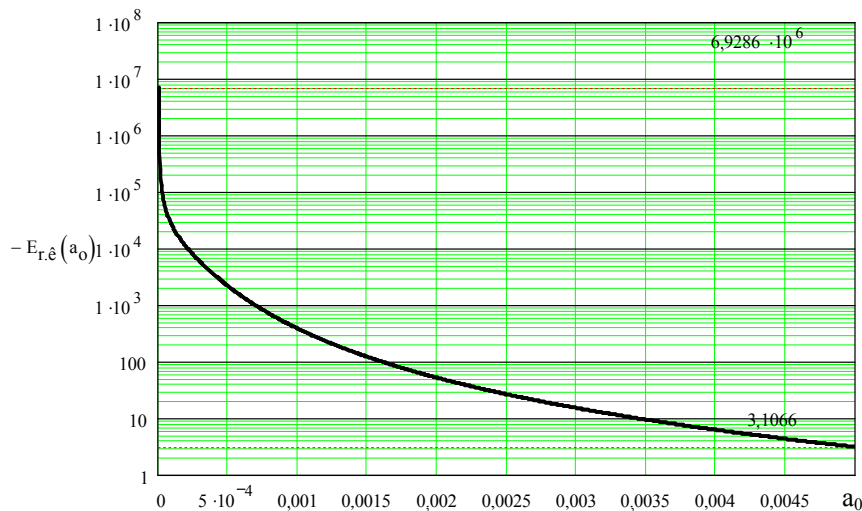


Рис. 3 Зависимость напряженности поля макродиполя от расстояния точки 1 до периметра пятна пропитки: $a_0 = (0 \div 5) \cdot 10^{-3}$ м; $\sigma' = 9,6296 \cdot 10^{-8}$ Кл/м²; $b = 1,5 \cdot 10^{-3}$ м; $r_{ш} = 2 \cdot 10^{-3}$ м; $r_0 = 5 \cdot 10^{-3}$ м

Остальные параметры в уравнении (10) определены ранее: $r_u = 2 \cdot 10^{-3}$ м; $b = 1,5 \cdot 10^{-3}$ м; $n = 4000$; $\sigma_0 = 10^{-7}$ Кл/м²; $\sigma' = 9,6296 \cdot 10^{-8}$ Кл/м²; $a_0 = 0 \div 1 \times 10^{-2}$ м; $r_0 = (5 \div 12) \cdot 10^{-3}$ м.

Решение интеграла (10) получено с помощью компьютерной математической программы Mathcad. Уравнение (10) позволяет рассчитать электростатическую силу F_{rk} , действующую на единицу длины

периметра пятна, для конкретно заданного радиуса пятна r_0 . Последовательно находя решения в диапазоне $r_0 = (5 \div 12) \cdot 10^{-3}$ м, получим зависимость электростатической силы на границе пятна пропитки от радиуса пятна r_0 при его растекании в процессе смачивания заряженной ПБ (рис. 4).

Диапазон изменения $r_0 = (5 \div 12) \cdot 10^{-3}$ м на этом графике соответствует экспериментально наблю-

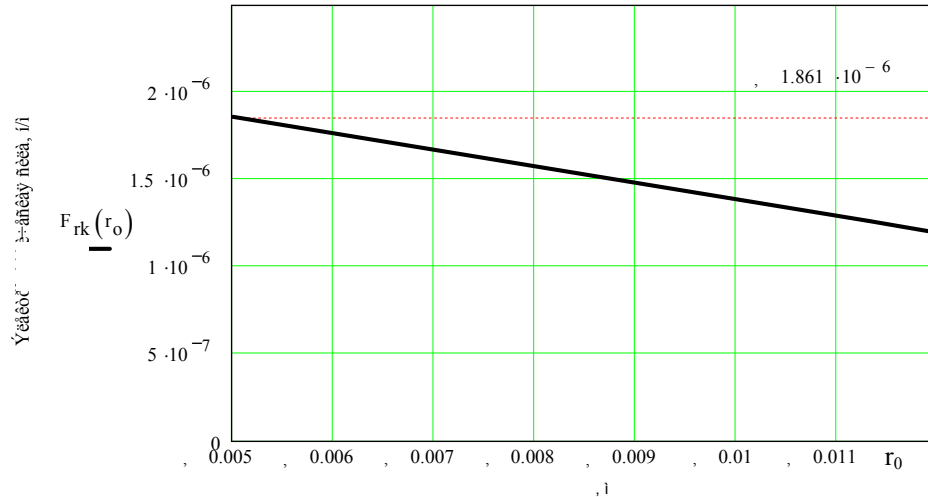


Рис. 4. Электростатическая сила на границе пятна пропитки при его растекании для значений параметров: $\sigma' = 9,6296 \cdot 10^{-8} \text{ Кл/м}^2$; $b = 1,5 \cdot 10^{-3} \text{ м}$; $r_{ш} = 2 \cdot 10^{-3} \text{ м}$; $\sigma_0 = 10^{-7} \text{ Кл/м}^2$; $r_0 = (5 \div 12) \cdot 10^{-3} \text{ м}$

даемым значением r_0 при растекании капли на горизонтальной заряженной поверхности ПБ. Ход зависимости $F_{rk} = f(r_0)$ показывает, что электрическая сила, увеличивающая смачивание, максимальна в момент падения капли и незначительно уменьшается к концу растекания пятна пропитки $r_0 = 1,2 \cdot 10^{-2} \text{ м}$ (рис. 4).

Предыдущие расчёты нами выполнены для значения $\sigma_0 = 10^{-7} \text{ Кл/м}^2$. Значения плотности заряда, реально получаемые при трении ПБ о «сильный»

диэлектрик – резину или полимерную пленку, в экспериментах колебались в зависимости от влажности воздуха в пределах $(2 \div 26) \cdot 10^{-6} \text{ Кл/м}^2$.

Полученные расчетные значения F_{rk} для других плотностей заряда σ_0 можно сравнить со значением коэффициента поверхностного натяжения для этилового спирта как основного компонента состава пропитки. Из справочных данных коэффициент поверхностного натяжения для спирта $\sigma_{ж.с.} = 0,022 \text{ Н/м}$. По данным расчета (рис. 5) элек-

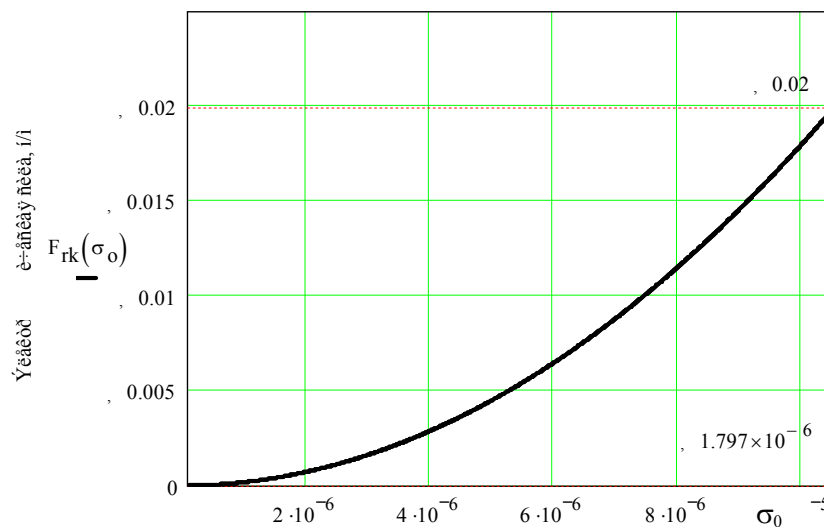


Рис. 5. Зависимость электростатической силы, действующей на единицу длины периметра пятна пропитки, от плотности заряда σ_0 на ПБ: $a_0 = (10^{-8} \div 10^{-2}) \text{ м}$; $\sigma' = 0,9296 \cdot \sigma_0 \text{ Кл/м}^2$; $b = 1,5 \cdot 10^{-3} \text{ м}$; $r_0 = 5 \cdot 10^{-3} \text{ м}$; $r_{ш} = 2 \cdot 10^{-3} \text{ м}$

тростатическая сила, равная этому значению, может быть получена при плотности заряда на поверхности ПБ $\sigma_0 = 1,5 \cdot 10^{-5}$ Кл/м².

Сопоставление экспериментальных результатов и данных теоретических расчетов электростатической силы позволяет утверждать, что присутствие электростатического заряда на поверхности ПБ увеличивает фактор растекания состава пропитки на заряженной поверхности ПБ, что впервые установлено экспериментально и доказано математическими расчетами.

Заключение

В результате проведенных исследований можно сделать следующие выводы.

1. Предложена физико-математическая модель расчёта силового взаимодействия статического заряда на поверхности полимерной бумаги с поляризованными зарядами в слое жидкого диэлектрика материала пропитки ПБ.

2. Расчёт электрической силы, действующей на единицу длины периметра контакта жидкого диэлектрика пропитки с заряженной полимерной бумагой, сводится к численному решению двойного интеграла.

3. Впервые выполнены расчёты величины электрической силы на заряженной поверхности ПБ.

4. Показано, что электрическая сила сравнима по величине с силой поверхностного натяжения состава пропитки и увеличивает её растекание по заряженной поверхности ПБ.

Перспективы дальнейших исследований. Предлагаемая физико-математическая модель расчёта электростатической силы, возникающей при контакте жидкого диэлектрика материала пропитки с заряженной поверхностью ПБ, позволяет в дальнейшем учесть влияние электростатических зарядов на толщину формируемого слоя

пропитки, а, следовательно, на прочностные свойства изделий из полимерной бумаги, типа сотового заполнителя.

Литература

1. Гайдачук А.В., Островский Е.К., Сливинский М.В. Накопление электростатического заряда при производстве сотового заполнителя из полимерной бумаги «NOMEX» // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 2 (10). – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – С. 43 – 48.

2. Вамболь А.А., Сливинский М.В. Влияние статической электризации полимерной бумаги на качество сотового заполнителя на ее основе // *Міжнародна науково-технічна конференція „Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні – ІКТМ-2003”*: Тези доповідей. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського „ХАІ”. – 2003. – С. 57.

3. Гайдачук А.В., Сливинский М.В., Островский Е.К., Таран А.А. Электрическое поле заряженного кольца // *Системы обработки інформації*. – Х.: ХВУ. – 2004. – Вип. 5. – С. 42 – 48.

4. Гайдачук А.В., Сливинский М.В., Островский Е.К., Таран А.А. Математическое моделирование электростатических процессов на границе поляризованного диэлектрика // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов*. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – 2004. – Вып. 37 (2). – С. 7 – 16.

5. Зимон А.Д. Адгезия жидкости и смачивание. – М.: Химия, 1974. – 413 с.

Поступила в редакцию 22.05.05

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

УДК 658.012.4

С.Н. БЫЧКОВ, Е.А. ФРОЛОВ, А.В. МАРТЫНОВ

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

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ И ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ВНЕДРЕНИЯ ПРОЦЕССОВ ИМПУЛЬСНОГО ФОРМООБРАЗОВАНИЯ

Разработана концепция и критерии целесообразности и эффективности внедрения в аэрокосмической отрасли конкретных технологических процессов импульсной металлообработки.

концепция, возможность и технико-экономическая целесообразность внедрения, процессы импульсного формообразования

Введение

Тенденция к росту грузовых и пассажирских перевозок в мировой и отечественной авиации продолжает сохраняться. В связи с этим естественно возрастают требования к экономичности и надежности аэрокосмической техники, *актуальность и важность* которых являются несомненными. Решение этих задач реализуется как прогрессивными конструкторскими разработками, так и освоением новых прогрессивных технологий, обеспечивающих данные разработки.

При создании новых изделий существует необходимость использования новых конструктивных материалов (высокопрочных и труднодеформируемых), что создает необходимость использования принципиально новых и нетрадиционных методов обработки материалов. Изготовление листоштампуемых деталей, занимающих большой объем в конструкции изделия, возможно, кроме традиционных инструментальных прессовых технологий, за счет привлечения высокоэнергетических импульсных процессов. Это известные методы взрывной, электрогидравлической, пневмоударной, гидродинамической и др. штамповок.

Для каждого из этих методов существует своя определенная рациональная область применения, т.е. своя технологическая ниша [1 – 3].

Однако до настоящего времени не разработаны основные критерии, позволяющие в условиях рыночной экономики объективно определить оптимальную технологию для конкретных случаев, так как в современном производстве возникают сложные и противоречащие проблемы, среди которых можно выделить следующие: территориальная, технологическая, организационная, экономическая, социальная, экологическая, психологическая и др.

В течение последнего десятилетия отечественная аэрокосмическая промышленность, испытывая острый дефицит в новых высокоэффективных технологиях металлообработки, успешно предпринимает попытки освоения импульсных технологических процессов.

Однако отсутствие научно-обоснованных рекомендаций, позволяющих учесть специфические особенности новых высокоэффективных технологий металлообработки, является серьезным препятствием в практике внедрения, особенно в современных условиях при нехватке на предприятиях целевых инвестиций.

Поэтому предлагаемая методология анализа технико-экономической целесообразности внедрения конкретного технологического процесса импульсного формирования деталей сложной формы является *актуальной*.

Описание предлагаемой методологии

При замене существующего оборудования на новое для металлообработки в каждом конкретном случае необходимо проводить работы по следующей схеме.

1. *Отбор наиболее прогрессивных методов металлообработки.*

В этом случае возможность внедрения того или иного метода определяется анализом соотношения между потребными и располагаемыми параметрами, т.е. между физическими параметрами заготовки и детали с одной стороны и энергосиловыми возможностями конкретного метода импульсной обработки материалов с другой стороны.

Если анализ приводит к выводу, что физически возможны один или несколько вариантов, то необходимо перейти ко второму этапу выбора, т.е. выбору на основании сравнения основных технико-экономических показателей.

2. *Сравнение по технико-экономическим показателям [4].*

В этом случае целесообразность внедрения определяется в результате сравнения показателей. В число основных технико-экономических показателей, сравнение которых определит предпочтительность внедрения одной или физически возможных импульсных технологий, включаются:

- технологическая себестоимость продукции;
- производительность труда;
- эффективность капитальных вложений.

Среди многочисленных составляющих себестоимости продукции имеются такие, которые не зависят от вида технологического процесса изготовления продукции.

Поэтому при проведении сравнительного экономического анализа целесообразности внедрения технологий рассматривают не полную себестоимость продукции, а технологическую [1]:

$$C_T = M + 3 + \mathcal{E}o + A + \Pi + И, \quad (1)$$

где C_T – технологическая себестоимость; M – затраты на заготовку; 3 – зарплата производственных рабочих; $\mathcal{E}o$ – расходы по эксплуатации оборудования; A – амортизационные отчисления; Π , $И$ – затраты на изготовление, эксплуатацию и ремонт приспособлений и инструмента.

Технологическая себестоимость изделия – один из важнейших показателей, по которому производится сравнительная оценка технологичности конструкции изделия [2].

Здесь можно ориентироваться и на разработки Н.Е. Исаченкова в области системного подхода к экономической оценке уровня технологических процессов и выбору технологичных конструкций деталей [3], однако они предполагают наличие большого массива статистических данных, что для рассматриваемых условий не всегда реально.

Если физически возможны три варианта импульсной технологии, то предпочтительность внедрения одного из них, как видно из рис. 1, зависит от программы выпуска N (задание).

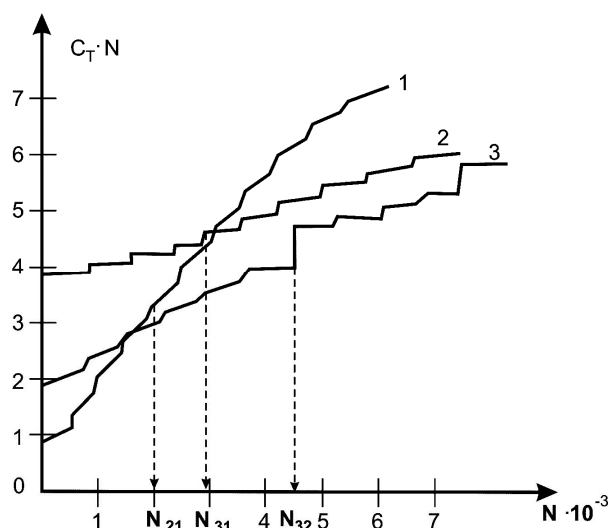


Рис. 1. Сравнительная оценка технологий по технологической себестоимости

3. *Сравнительная оценка по критерию производительности труда.*

При рассмотрении этого вопроса может быть использована методика Э.Н. Кандыбина [4]. Однако, в

дополнение к его разработкам предлагается рассматривать не только сравнение нового технологического процесса с базовым, но и сравнительный анализ нескольких новых вариантов на альтернативной основе как при наличии, так и при отсутствии базового варианта [5].

Сравнительная оценка по производительности труда в наиболее интегральной форме может быть сведена к сравнению по двум обобщенным показателям: а) прогрессивности технологии; б) уровню технологии.

Показатель прогрессивности технологии

$$P = \frac{H \cdot T^I}{T \cdot H^I}, \quad (2)$$

где H – объем выпуска продукции в натуральных или условных единицах (задание); H^I – то же в базовом варианте; T – планируемая численность рабочих; T^I – действительная численность рабочих в базовом варианте.

Если физически возможны несколько вариантов импульсной технологии, которые обозначим l, m, k, n , то при наличии базового варианта предпочтительность внедрения определяется неравенством

$$P_l = P_m \geq P_k \geq P_n. \quad (3)$$

При отсутствии базового варианта

$$\left(\frac{H}{T}\right)_l \geq \left(\frac{H}{T}\right)_m \geq \left(\frac{H}{T}\right)_k \geq \left(\frac{H}{T}\right)_n. \quad (4)$$

При фиксированной программе выпуска (при фиксированном варианте):

$$\frac{1}{T_l} \geq \frac{1}{T_m} \geq \frac{1}{T_k} \geq \frac{1}{T_n}, \quad (5)$$

Рост показателя прогрессивности технологии обозначает движение к созданию и внедрению технологий, не требующих вмешательства человека.

Показатель уровня технологии

$$U_T = P_u \cdot K_\theta \cdot \sum_{i=1}^n a_i \cdot K_i, \quad (6)$$

где P_u – часовая производительность оборудования; K_θ – коэффициент надежности технологи-

ческого оборудования, определяемый как отношение времени фактической работы к плановому фонду времени работы оборудования; a_i – относительный вес i -го показателя качества технологии и продукции; K_i – показатели качества технологии и продукции.

В число показателей качества технологии и продукции входят следующие коэффициенты: K_n – автоматизации; K_{um} – использования материала; K_n – потерь по причине брака продукции; K_θ – полезного действия технологического оборудования; K_o – эффективного использования производственных площадей; K_c – эффективного использования рабочего времени; K_p – технического ресурса детали, изготавливаемой на данном технологическом оборудовании, в составе узла или изделия; K – условий труда.

Все перечисленные коэффициенты (за исключением K) определяются как отношение полного расхода ресурса к полезному. Коэффициент K устанавливается экспертно с учетом факторов вредных воздействий (шум, вибрация, выделение вредных веществ и др.).

В настоящее время отсутствует обоснованная методика теоретического определения a_i , поэтому величина a_i определяется экспертами, с учетом того, что

$$\sum_{i=1}^n a_i = 1. \quad (7)$$

Стремление к созданию идеальной технологии означает, что технология не должна требовать вмешательства человека, должна быть экологически чистой, с высокой степенью надежности при автоматизации, с полным отсутствием отходов материала, с равенством работы пластической деформации располагаемой энергии источника и т.д.

Очевидно, что для идеальной технологии

$$K_c \sum_{i=1}^n a_i K_i \rightarrow 1. \quad (8)$$

На рис. 2 представлен характерный вид зависимости уровня импульсной технологии от времени (введены следующие обозначения: m – коэффициент роста уровня технологии; I – развитые страны; II – страны СНГ; δB – отставание по уровню технологии; δY_T – отставание во времени; D – экстраполированный уровень мировой технологии – базовое число для разработки технического задания на проектирование перспективных технологий).

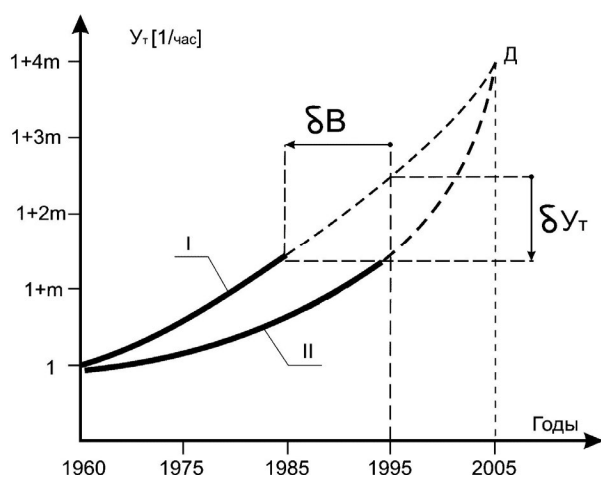


Рис. 2. Зависимость уровня технологии по годам

Если физически возможны несколько вариантов импульсной технологии, то предпочтительность их внедрения определяется неравенством

$$Y_{T(k)} \geq Y_{T(m)} \geq Y_{T(e)} \geq Y_{T(n)}, \quad (9)$$

4. Сравнительная оценка по критерию эффективности капитальных вложений.

Рост технико-экономической эффективности определяется как

$$PЭФ = \frac{П_{CH}}{П_{CB}} \cdot \frac{C_B}{C_H} \cdot \frac{R_H}{R_B}, \quad (10)$$

где $П_{CH}, П_{CB}$ – часовая производительность при внедрении новой технологии и в базовом варианте; C_H, C_B – стоимость новой и базовой технологии; R_H, R_B – ресурс технологического оборудования в новом и базовом вариантах, измеренный в количестве натуральных или условных единиц продукции.

По существу РЭФ показывает, какой ценой достигается повышение производительности труда.

Если физически возможны несколько вариантов импульсной технологии, то предпочтительность их внедрения определяется неравенствами:

– при наличии базового варианта

$$(PЭФ)_m \geq (PЭФ)_k \geq (PЭФ)_n \geq (PЭФ)_l; \quad (11)$$

– при отсутствии базового варианта

$$\left(\frac{П_q R}{C} \right)_m \geq \left(\frac{П_q R}{C} \right)_k \geq \left(\frac{П_q R}{C} \right)_n \geq \left(\frac{П_q R}{C} \right)_e. \quad (12)$$

Таким образом, если сравнительная оценка по всем трем показателям, т.е. себестоимости продукции, производительности труда и эффективности капитальных вложений показывает предпочтительность внедрения какой-либо одной импульсной технологии, то вывод однозначен: эта технология и подлежит внедрению.

Если сравнительная оценка по каждому из трех показателей отдает предпочтение различным видам импульсной технологии, то выбор технологии, подлежащей внедрению, осуществляется экспертно. При этом для проведения аргументированной экспертной оценки привлекается система дополнительных критериев [6].

Согласно предлагаемого авторами подхода к выбору эффективного процесса целесообразно учитывать еще и следующие дополнительные критерии (рис. 3):

- рыночная устойчивость всей технологической системы;
- безусловная экономия всех видов ресурсов;
- малооперационность;
- соблюдение экологических требований на всех уровнях.

Причем основная часть дополнительных критериев должна иметь качественную экспертную оценку, что в значительной мере будет влиять на выбор того или иного технологического процесса для внедрения в производство.



Рис. 3. Содержание принятого подхода к выбору технологической системы

Заключение

На основании проведенных исследований была разработана и апробирована методология по анализу и технико-экономическому обоснованию выбора методов импульсного формообразования при внедрении новых конкурентных изделий сложной формы аэрокосмической техники, что позволит при внедрении их резко сократить трудоемкость изготовления сложных деталей, затраты и сроки подготовки их производства.

Литература

1. Абибов А.Л., Бойцов В.В., Зернов И.А. Технология самолетостроения. – М.: Машиностроение, 1982. – 482 с.
2. Амиров Ю.Д., Ершов В.И., Мымрин В.Н. Технологичность конструкции изделия. – М.: Машиностроение, 1990. – 520 с.

3. Исаченков Н.Е. Технико-экономическая оценка уровня технологических процессов к выбору технологических конструкций // *Авиационная промышленность*. – 1980. – № 12. – С. 14 – 18.

4. Кандыбин Э.Н. Методики сравнительной оценки технологий по критерию производительности труда // *Авиационная технология*. – 1988. – № 1 (4). – С. 46 – 50.

5. Бычков С.А. Концепции применения и реализация импульсных технологий в условиях опытного и серийного производства транспортных самолетов: Дисс. ... д-ра техн. наук. – Х.: ХАИ, 1991. – 55 с.

6. Фролов Е.А. Показатели качества современных технологических систем импульсного формообразования сложнорельефных деталей // *Технологические системы*. – 2002. – № 3. – С. 29 – 32.

Поступила в редакцию 18.04.2005

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

УДК 629.7:519.876.5

В.Ю. КОЛОСКОВ¹, В.И. ШУЛЬГИН²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Научно-технический центр «ХАИ-Медика», Украина*

АСПЕКТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ФАКТОРОВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ПРОИЗВОДСТВА НА ЧЕЛОВЕКА

В производственной среде на человека действует комплекс факторов различной природы, что требует разработки и внедрения новых способов для оценки и прогнозирования их безопасности, основанных на моделировании воздействия и определении откликов организма на него. Для решения поставленной задачи необходимо выделить набор значимых откликов, значениями которых можно было бы определять биологический эффект воздействия. Предложенная работа посвящена анализу результатов моделирования адаптации сердечно-сосудистой системы человека к действию производственных факторов, проведенного с целью выявления особенностей происходящих при этом адаптационных процессов и определения набора значимых откликов для построения критериев безопасности.

система жизнеобеспечения, аэрокосмическое производство, адаптация, моделирование, производственный фактор

Введение

В условиях современного машиностроительного производства на человека действует широкий спектр производственных факторов различного происхождения, действие которых усиливается внешними факторами психофизической природы [1]. Одиночное действие какого-либо выделенного фактора, как правило, практически отсутствует – характерным является случай сочетанного воздействия нескольких факторов сходной или различной природы, например, «вибрация + шум», «вибрация + физическая нагрузка» и т.п.

Аэрокосмическое производство включает в себя все стадии производства техники, начиная от изготовления заготовок и полуфабрикатов, включая технологические операции с использованием активных химических веществ (например, изготовление компонентов конструкции из композиционных материалов) и заканчивая конечной сборкой и испытаниями готового изделия. При этом в производственном процессе присутствуют практически все из возможных факторов [1].

Задачу обеспечения безопасности человека в производственных условиях решает система жизнеобеспечения (СЖО) аэрокосмического производства. Одним из приоритетных направлений работы системы является прогнозирование откликов организма человека с целью предупреждения функциональных отклонений в его состоянии. На современном этапе оценка безопасности воздействий путем установления предельно допустимых уровней (ПДУ) физических факторов и концентраций (ПДК) химических веществ. Такой подход не позволяет учесть индивидуальные особенности организма человека, находящегося под действием факторов производственной среды.

Задача разработки и внедрения новых способов оценки и прогнозирования безопасности стоит сейчас особенно остро. Перспективным представляется применение новых критериев безопасности, основанных на моделировании воздействия производственных факторов по отдельности или в комбинации с последующим анализом возможного биологического эффекта.

В работе [2] сформулирован концептуальный подход к построению интегрированной системы прогнозирования и обеспечения безопасности производственной жизнедеятельности (БПЖД), основанный на синтезе эмпирического, кибернетического и механического подходов. На основе последнего разработана модель релаксационных процессов [3, 4] в организме человека, рассматриваемом как биологическая система (БС), включающая в себя несколько регуляторных систем, обеспечивающих адаптацию системы к любым внешним воздействиям. Основными из них являются нервная и сердечно-сосудистая системы. На основании анализа моделирующей функциональной зависимости предложены критериальные параметры оценки безопасности воздействия: адаптационный предел отклика ε_{∞} и характерное время релаксации t_n . Имея значения этих параметров, можно прогнозировать развитие адаптации в том или ином случае. В работе [5] введена классификация релаксационных процессов с разделением на три группы:

- 1) устойчивая релаксация;
- 2) неустойчивая релаксация;
- 3) срыв адаптации.

В ходе численных экспериментов [5 – 7] для пары действующих факторов «вибрация + шум» были выделены значимые отклики БС. Из предлагаемых в литературе для оценки биологического эффекта параметров, устойчивую релаксацию давали показатели, определяющие реакцию нервной системы на внешнее воздействие – пороги зрительной и слуховой чувствительности, а также время реакции на зрительный раздражитель. Однако для показателей, связанных с функционированием сердечно-сосудистой системы (частота сердечных сокращений (ЧСС), артериальное давление и пр.) был получен вывод о неустойчивом характере адаптации. В то же время эти показатели широко используются при функциональной диагностике организма человека, например, ЧСС является универсальным индикатором

изменений, происходящих в организме человека в различных условиях.

Полученные в численном эксперименте результаты ведут к необходимости углубленного изучения процесса адаптации для сердечно-сосудистой системы человека с целью определения специфических особенностей исследуемых процессов, выделения значимых откликов, доступных для динамической оценки состояния БС, а также получения критериальных параметров для оценки безопасности воздействия.

Методика проведения эксперимента

Для решения поставленной задачи был проведен натурный эксперимент, моделирующий отклик сердечно-сосудистой системы человека на действие производственных факторов. Для повышения достоверности результатов в качестве действующего фактора был выбран эволюционно адекватный исследуемым адаптационным процессам – физическая нагрузка. В качестве количественных откликов БС были приняты ЧСС, как интегральный показатель адаптации, и длительность кардиоинтервала t_{R-R} – промежуток времени между двумя соседними точками R электрокардиограммы (ЭКГ). Этот показатель может быть использован для оценки мгновенного состояния БС. Зная t_{R-R} , можно определить мгновенное значение ЧСС:

$$ЧСС_t = \frac{60}{t_{R-R}} [\text{уд/мин}], \quad (1)$$

показывающее значение ЧСС, вычисленное исходя из мгновенных характеристик сердечно-сосудистой системы.

Такой выбор исследуемых показателей связан с тем, что ЧСС представляет собой усредненный показатель, определяемый для достаточно большого промежутка времени (в нашем эксперименте 2 мин), а значит его значение не включает в себя мгновенных значений откликов в нестационарных адапта-

ционных процессах. Однако при стабильном режиме функционирования БС (нагрузка, покой) ЧСС характеризует средний уровень адаптации.

Таким образом, для рассматриваемой задачи были приняты следующие значения параметров имитационной модели [8]:

- количество действующих факторов $n = 1$;
- количество откликов БС $p = 2$;
- количество критериев безопасности БС $P = 1$

(адаптационный критерий).

Было проведено две серии измерений параметров сердечной деятельности с регистрацией ЭКГ в каждой из них. Первая серия определялась как одиночные нагрузки физической нагрузкой средней интенсивности с последовательным увеличением времени воздействия. Вторая серия состояла из трех кратковременных (5 мин) нагрузок высокой интенсивности с последовательным увеличением длительности отдыха между ними – 10 и 20 мин соответственно.

Регистрация ЭКГ осуществлялась при помощи системы холтеровского мониторинга «Кардиосенс», выпускаемой НТЦ радиоэлектронных медицинских приборов и технологий ХАИ-МЕДИКА [9]. Достоинством этой системы является возможность регистрировать ЭКГ в режиме реального времени при помощи датчиков, налагаемых на контрольные точки тела человека, с записью полученных значений на электронный носитель, что позволяет достаточно свободно моделировать производственные ситуации в эксперименте без привязки к стационарному медицинскому оборудованию и узкому набору положений тела.

Анализ результатов эксперимента

На рис. 1 и 2 показаны графики-ритмограммы сердечной деятельности человека и распределения вероятностей R–R интервалов под действием физической нагрузки (а), в период адаптации после снятия нагрузки (б) и в состоянии покоя (в). Пунк-

тирной линией показана прогностическая адаптационная кривая, моделирующая процесс адаптации для данного примера.

Ритмограмма представляет собой последовательность значений t_{R-R} в координатах «порядковый номер сокращения – t_{R-R} , с». На графиках показаны также засечки, соответствующие контрольным значениям времени в эксперименте. Плотность времени по оси абсцисс ритмограммы не постоянна и зависит от интенсивности сердечных сокращений. Регистрируемые артефакты (ошибочные сигналы) объясняются смещениями электродов при резких движениях во время физической нагрузки. Графики распределения вероятностей выполнены в координатах « t_{R-R} , с – количество интервалов этой длительности (N)». Ордината на графиках представлена также значениями доли интервалов в их общем количестве ($p, \%$). Соотношение N и p зависит от интенсивности сердечной деятельности.

Анализ графиков показывает, что сердцебиение как в состоянии покоя, так и под действием физической нагрузки характеризуется достаточно большим разбросом в значениях t_{R-R} , а значит, и ЧСС. Этот разброс количественно характеризуется показателями вариабельности сердечного ритма (BСР) [10]. Значения показателей, полученные в эксперименте, приведены в табл. 1.

Анализ полученных результатов показывает, что при приложении интенсивной физической нагрузки не только сужается кардиоинтервал и повышается ЧСС, но также уменьшается вариативность сердечных колебаний – уменьшается $\Delta(t_{R-R})$.

Объясняется это тем, что адаптационное напряжение регуляторных систем БС выражается не только в повышении интенсивности сердечных сокращений, но и в вариативной мобилизации сердечной мышцы. В состоянии покоя сердце отдыхает за счет вариативности кардиоинтервала. Такое расслабление и представляет собой адаптационный резерв организма человека, за счет которого

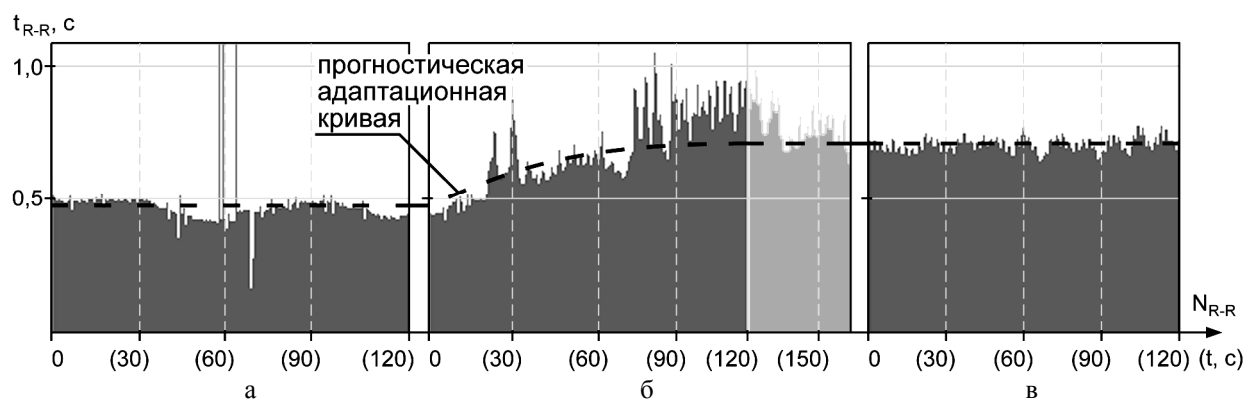


Рис. 1. Ритмограммы сердечной деятельности под действием физической нагрузки (а), в период адаптации после снятия нагружения (б) и в состоянии покоя (в)

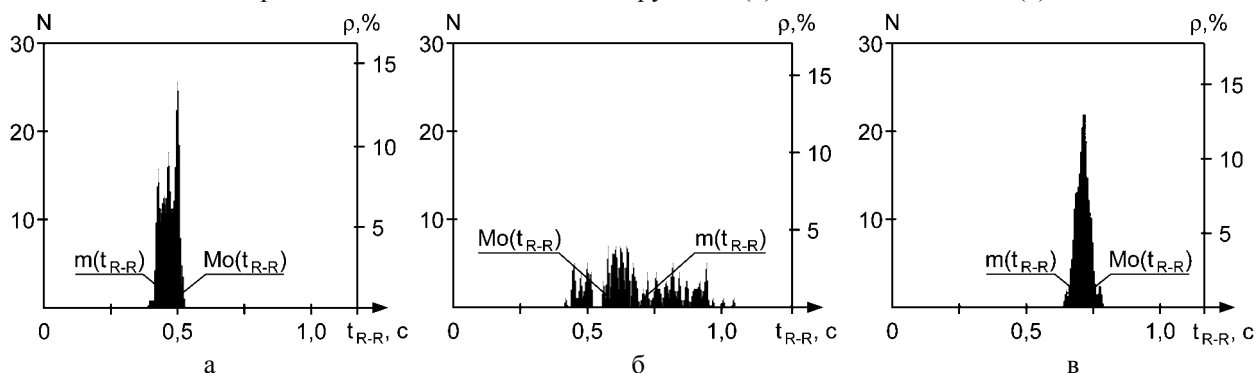


Рис. 2. Распределения вероятностей R-R интервалов под действием физической нагрузки (а), в период адаптации после снятия нагружения (б) и в состоянии покоя (в)

Таблица 1

Показатели variability сердечного ритма

№ п/п	Показатель	Значение			Физиологический смысл
		нагру- жение	адапт. период	покой	
Статистические показатели					
1	ЧСС, уд./мин	126,05	84	84,27	Средний уровень функциониро- вания сердечно-сосудистой сис- темы
2	Математическое ожидание $m(t_{R-R})$, мс	476	716	712	
3	Среднее квадратическое откло- нение $\sigma(t_{R-R})$, мс	26,4	144	26,4	Суммарный эффект вегетатив- ной регуляции
4	Коэффициент вариации $V(t_{R-R})$, %	5,5	20,1	3,7	Нормированный показатель суммарного эффекта
Геометрические показатели					
5	Мода $Mo(t_{R-R})$, мс	500	578	711	Наиболее вероятный уровень функционирования
6	Амплитуда моды $AMo(t_{R-R})$, %	14	4	13	Степень стабилизации цен- трального регулирования адап- тационных процессов
7	$\min(t_{R-R})$, мс	422	410	641	Границы диапазона регулятор- ных влияний
8	$\max(t_{R-R})$, мс	523	1053	781	
9	Вариационный размах $\Delta(t_{R-R})$, мс	102	644	141	Максимальная амплитуда регу- ляторных влияний
10	Индекс напряжения ИН, у.е.	133	5,4	66	Степень напряжения регулятор- ных систем

возможно дополнительное повышение работоспособности в состоянии стресса.

Различие значений $Mo(t_{R-R})$ и $m(t_{R-R})$ под действием нагрузки демонстрирует активацию центральной регуляторной системы, определяющей стабилизирующее значение длительности кардиоинтервала. При напряжении регуляторных систем сердце выходит на усиленный режим функционирования с низкой вариативностью и высокой стабильностью за счет адаптационных механизмов. Однако длительное напряжение БС невозможно, свой вклад вносит также автономная регуляция. Для нашего массива данных мода в нагруженном состоянии отличается от матожидания на 4,8 %. При нормальном распределении и высокой стационарности процесса значения $Mo(t_{R-R})$ и $m(t_{R-R})$ практически совпадают.

Наиболее адекватным для описания адаптационного напряжения сердечно-сосудистой системы представляется показатель $ИН$ – индекс напряжения регуляторных систем. Он характеризует активность механизмов центрального контура регуляции и вычисляется по формуле [10]:

$$ИН = \frac{AMo(t_{R-R})}{2 \cdot Mo(t_{R-R}) \cdot \Delta(t_{R-R})}. \quad (2)$$

Вычисленный показатель включает в себя характеристики ВСР, определяющие уровень активации центральных адаптационных механизмов сердечно-сосудистой системы, а значит является интегральным показателем, пригодным для комплексной оценки адаптационных процессов в сердечно-сосудистой системе. Критерий безопасности в такой постановке имеет вид

$$K(ИН) \leq 1. \quad (3)$$

Индекс напряжения чрезвычайно чувствителен к усилению тонуса симпатической нервной системы. Небольшая нагрузка (физическая или эмоциональная) увеличивает $ИН$ в 1,5 – 2 раза. При значительных нагрузках он растет в 5 – 10 раз. В норме $ИН$ колеблется в пределах 80 – 150 условных единиц [9].

В нашем примере были получены значения $ИН = 66$ усл. ед. для состояния покоя и $ИН = 133$ усл. ед. для случая нагруженной БС – напряжение регуляторных систем выросло в 2 раза.

Релаксационный процесс после снятия нагружения может быть охарактеризован как сходный с принятой по механической аналогии моделью (рис. 1, б), однако при этом регистрируются большие отклонения мгновенных значений t_{R-R} от прогностической кривой, связанные с уменьшением стабилизирующего влияния центральной регуляторной системы и повышением ВСР. На этом участке показатели ВСР, получаемые для стационарных режимов БС, имеют низкую достоверность и не могут использоваться для оценки доброкачественности происходящих изменений, поскольку распределение вероятностей кардиоинтервалов в релаксационном процессе (рис. 2, б) не подчиняется нормальному закону. После окончания периода релаксации показатели ВСР стабилизируются и приходят к значениям, характерным для состояния покоя.

Таким образом, в динамике адаптации оценку безопасности можно производить лишь непосредственно по зависимости t_{R-R} от времени t с момента прекращения нагрузки. В то же время следует учитывать и значения отклонений от прогностической кривой. Окончание релаксации характеризуется как вхождением t_{R-R} в диапазон допустимых значений, так и выходом $\Delta(t_{R-R})$ на значение, характерное для состояния покоя.

В табл. 2 и 3 приведены значения откликов БС в состоянии адаптационной мобилизации (ε_0), а также стабилизации после релаксации (ε_∞'), вычисленные по формуле:

$$\varepsilon = \frac{m(t_{R-R}) - m^*(t_{R-R})}{m^*(t_{R-R})}, \quad (4)$$

где $m^*(t_{R-R})$ вычислено в базовом периоде покоя, а также значения $ИН$, поскольку эти процессы стационарные. Для переходных процессов вычислены

параметры α , β , γ , λ моделирующей зависимости [3, 4], определена точность аппроксимации S , а также вычислены значения критериальных параметров ε_∞ и t_n ($n = 10$).

Анализ данных в серии одиночных нагружений (табл. 2), показывает, что с увеличением длительности нагружения мобилизация резервов организма происходит намного слабее, чем для случая интенсивной физической нагрузки, а *ИН* не превышает значения, соответствующего состоянию покоя. При нагружении средней интенсивности регуляторные системы БС имеют запас прочности для корректировки параметров адаптации.

В серии нагружений высокой интенсивности (табл. 3) проявляется эффект накопления усталости регуляторных систем БС – с каждым нагружением растет отклик ε_0 , при этом *ИН* падает. Это означает ослабление влияния центрального контура регуляции. В то же время за счет оптимизации режима труда и отдыха – увеличения времени отдыха между нагружениями – в эксперименте была достигнута

релаксационная стабилизация на уровне, практически соответствующем равновесному.

Для большинства переходных процессов получены значения ε_∞ и t_n , соответствующие устойчивой адаптации. Сравнение с полученными в работе [7] результатами показывает, что сердечно-сосудистая система определяется меньшими значениями характерного времени релаксации t_n , чем нервная, – 1 – 2 и 15 – 20 минут соответственно. В то же время более устойчивый характер релаксации достигается при большем нагружении организма – точность аппроксимации выше, что объясняется большим напряжением адаптационных резервов. При этом значения S оказываются больше, чем для нервной системы, за счет влияния ВСР.

В целом анализ полученных данных показывает достаточную их сходимость с прогностическими зависимостями, однако суммарный критерий должен быть двупараметрической функцией

$$K(t_{R-R}, \Delta_{R-R}) \leq 1. \quad (5)$$

Таблица 2

Релаксация откликов после одиночных нагружений средней интенсивности

№ п/п	Нагружение		Адаптационный период							Отдых	
	ε_0	<i>ИН</i> , у.е.	α	β	γ	λ	S , %	ε_∞	t_n , с	ε'_∞	<i>ИН</i> , у.е.
1	-0,135	58	0	0,171	0,160	-0,200	13,80	0,023	84,10	-0,045	32
2	-0,073	58	0	0,037	0,057	-0,212	10,85	0,344	1093,2	0,107	28
3	-0,152	37	0	0,135	0,154	-0,206	15,64	0,081	110,81	0,062	19

Таблица 3

Релаксация откликов в серии нагружений высокой интенсивности

№ п/п	Нагружение		Адаптационный период							Отдых	
	ε_0	<i>ИН</i> , у.е.	α	β	γ	λ	S , %	ε_∞	t_n , с	ε'_∞	<i>ИН</i> , у.е.
1	-0,303	100	0	0,189	0,159	-0,246	5,34	0,093	77,00	0,073	15
2	-0,320	70	0	0,166	0,193	-0,207	7,71	0,081	71,92	0,045	26
3	-0,331	78	0	0,141	0,159	-0,142	7,50	0,004	102,85	0,022	43

Заключение

В результате эксперимента для сердечно-сосудистой системы человека определены значимые отклики – t_{R-R} и $\Delta(t_{R-R})$, а также критериальные параметры для построения критериев безопасности. Для стационарных процессов таким параметром может стать *ИН*. Критерий безопасности в такой постановке имеет вид (3). Для нестационарных процессов, в том числе адаптационных, критерий безопасности является двухпараметрической функцией от значимых откликов и имеет вид (5).

Для практического применения сформулированных критериев необходимо знать предельно допустимые значения критериальных параметров, определяющие границы безопасных состояний БС. Они, в свою очередь, определяют допустимые пределы влияния факторов аэрокосмического производства на человека, находящегося в производственной среде. При помощи сформулированных критериев безопасности может быть решена задача управления параметрами производственной системы с целью недопущения развития в организме человека, занятого в производственном процессе, профессиональных заболеваний.

Литература

1. Колосков В.Ю. Анализ опасностей условий аэрокосмического производства для оператора // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – Вып. 27 (4). – 2001. – С. 124 – 130.
2. Гайдачук А. В. Новый подход к оценке безопасности технологических процессов на ранних стадиях подготовки производства // Авиационно-космическая техника и технология. Труды Харьк. авиац. ин-та им. Н. Е. Жуковского за 1995 г. – Х.: ХАИ. – 1996. – С. 369 – 373.
3. Гайдачук А.В. О физических аналогах и математических моделях для биологических систем //

Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 1998. – Вып. 12. – С. 92 – 98.

4. Гайдачук А.В., Колосков В.Ю. Информационные аспекты моделирования откликов организма оператора на воздействия внешней среды // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.:ХАИ. – 2000. – Вып. 6. – С. 115 – 127.

5. Колосков В.Ю. Моделирование адаптации организма человека к воздействию факторов аэрокосмического производства // Космічна наука і технологія. Додаток. – Т. 8, № 1. – 2002. – С. 167 – 170.

6. Гайдачук А.В., Колосков В.Ю. Моделирование откликов организма оператора на воздействия внешней среды // Космічна наука і технологія. Додаток. – Т. 7, № 1. – 2001 – С. 172 – 176.

7. Колосков В.Ю. О точности механической модели усталостных и релаксационных процессов в организме оператора // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2000. – Вып. 20. – С. 107 – 112.

8. Колосков В.Ю. Имитационная модель системы жизнеобеспечения аэрокосмического производства // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосмич. ун-т «ХАИ». – 2003. – Вып. 18. – С. 87 – 93.

9. Шульгин В. И. КардиоСенс+. Методические рекомендации по работе с системой холтеровского мониторинга. – Х.: ХАИ, 2005. – 104 с.

10. Баевский Р. М., Иванов Г. Г., Чирейкин Л. В., Гаврилушкин А. П. и др. Анализ variability сердечного ритма при использовании различных электрокардиографических систем (методические рекомендации) // Вестник аритмологии. – № 24. – 2001. – С. 65 – 87.

Поступила в редакцию 16.05.05

Рецензент: канд. техн. наук, доцент Г.В. Мигаль, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 629.7: 519.63: 536.21

А.М. ПАШАЕВ, Д.Д. АСКЕРОВ, Р.А. САДЫХОВ, А.С. САМЕДОВ

Национальная академия авиации, Азербайджан

ЭФФЕКТИВНЫЕ МЕТОДЫ РАСЧЕТА ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОВЫХ ТУРБИН

Приведены новая математическая модель и эффективный численный метод расчета температурного поля конвективно охлаждаемых лопаток газовых турбин. Теоретическое обоснование метода доказано соответствующими теоремами. Граничные условия теплообмена определены из решения соответствующих интегральных уравнений и эмпирических соотношений. Достоверность разработанных методик подтверждена расчетно-экспериментальными исследованиями.

охлаждаемые лопатки, температурное поле, метод граничных интегральных уравнений

Одним из главных направлений повышения к.п.д. силовых установок и снижения расхода топлива является увеличение параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) и, в первую очередь, температуры и давления газа в турбинах. Наиболее сложной при этом является задача обеспечения надежности сопловых и рабочих лопаток газовой турбины (ГТ). В связи с этим выбор путей и средств тепловой защиты деталей турбин, обеспечивающих прирост экономичности ГТД, его заданная надежность и ресурс имеют большое научное и практическое значение. Наряду с достижениями в области современных и перспективных технологий, разработка эффективных систем охлаждения является приоритетным направлением исследований по тепловой защите элементов ГТ. Однако особенности условий теплообмена в ГТД не позволяют решить задачу разработки рациональной системы охлаждения в строгой постановке. В телах сложной формы с различными конфигурацией, количеством и расположением охлаждающих каналов, т.е. в многосвязных областях с переменными граничными условиями даже раздельное решение задач гидродинамики и теплообмена является сложной проблемой. Это, в свою очередь, требует разработки и применения достаточно эффективных математических моделей и численных методов для

проведения многократных и многовариантных расчетов с условиями многокритериальной оптимизации.

Дифференциальное уравнение теплопроводности, описывающее в общем случае нестационарный процесс распространения теплоты в многомерной области (уравнение Фурье–Кирхгофа) имеет вид [1–4]:

$$\frac{\partial(\rho C_v T)}{\partial t} = \text{div}(\lambda \text{grad } T) + q_v, \quad (1)$$

где ρ , C_v и λ – соответственно плотность, теплоемкость и теплопроводность материала; q_v – внутренний источник или сток тепла; T – искомая температура.

В двумерной постановке при стационарных условиях, допущении постоянства физических свойств и отсутствия внутренних источников (стоков) теплоты, температурное поле будет зависеть только от формы тела и от распределения температуры на контуре (границах) тела [1–5]. В этом случае уравнение (1) примет вид

$$\Delta T = \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} = 0. \quad (2)$$

Для определения конкретных температурных полей в элементах ГТ чаще задаются граничные условия третьего рода, характеризующие теплообмен между телом и средой на основе гипотезы Ньютона-Римана [1–5]:

$$\alpha_0(T_0 - T_{\gamma_0}) = \lambda \frac{\partial T_{\gamma_0}}{\partial n}; \quad (3)$$

$$-\lambda \frac{\partial T_{\gamma_i}}{\partial n} = \alpha_i(T_{\gamma_i} - T_i), \quad (4)$$

где $i = \overline{0, M}$ – количество контуров; T_i – температура среды (при $i = 0$ – температура газа, омывающего лопатку, при $i = \overline{1, M}$ – температура охладителя); T_{γ_0} и T_{γ_i} – температура на контуре i (при $i = 0$ – наружный контур лопатки, при $i = \overline{1, M}$ – контура охлаждающих каналов); α_0 и α_i – коэффициенты теплоотдачи от газа к поверхности лопатки (при $i = 0$) и от лопатки к охлаждающему воздуху (при $i = \overline{1, M}$); λ – коэффициент теплопроводности материала лопатки; n – внешняя нормаль на контуре исследуемой области.

Краевая задача (2) – (4) решается с применением таких численных методов, как метод конечных разностей (МКР), метод конечных элементов (МКЭ), метод граничных интегральных уравнений (МГИУ) (или его дискретный аналог – метод граничных элементов МГЭ), вероятностный метод или метод Монте-Карло и вариационный метод Треффтца (Спэрроу) [1 – 8].

Из перечисленных эффективным считается МГИУ (или метод теории потенциала – МТП), хорошо зарекомендовавший себя при рассмотрении многосвязных областей сложной конфигурации и обладающий рядом преимуществ [4, 7 – 9].

Рассмотрим применение МГИУ для решения задачи (2) – (4) в первой постановке [1, 2, 4, 5, 8].

Функция $T = T(x, y)$, непрерывная со своими производными до второго порядка, удовлетворяющая уравнению Лапласа в рассматриваемой области, включая ее контур $\gamma = \bigcup_{i=0}^M \gamma_i$, является гармонической. Следствием интегральной формулы Грина для исследуемой гармонической функции $T = T(x, y)$ является соотношение:

$$T(x, y) = \frac{1}{2\pi} \oint_{\gamma} \left[T_{\gamma} \frac{\partial(\ln R)}{\partial n} - \ln R \left(\frac{\partial T_{\gamma}}{\partial n} \right) \right] ds, \quad (5)$$

где R – переменное при интегрировании расстояние между точкой $K(x, y)$ и “бегущей” по контуру точкой k ; T_{γ} – температура на контуре γ .

Значение температуры в некоторой k -й точке, лежащей на границе, получается как предельное при приближении точки $K(x, y)$ к границе

$$T = T_k = \frac{1}{2\pi} \left[\oint_{\gamma} T_{\gamma} \frac{\partial(\ln R_k)}{\partial n} ds - \oint_{\gamma} \frac{\partial T_{\gamma_k}}{\partial n} \ln R_k ds \right]. \quad (6)$$

С учетом введенных граничных условий (3) – (4), после приведения подобных членов и ввода новых коэффициентов, соотношение (6) можно представить в виде линейного алгебраического уравнения, вычисляемого для точки k :

$$\varphi_{k1}T_{\gamma_{01}} + \varphi_{k2}T_{\gamma_{02}} + \dots + \varphi_{kn}T_{\gamma_{0n}} - \varphi_{k\gamma_0}T_0 - \varphi_{k\gamma_i}T_i - 2\pi T_k = 0. \quad (7)$$

где n – количество участков разбиения наружного контура лопатки ℓ_{γ_0} (ℓ_{γ_i} при $i = 0$) на малые отрезки ΔS_0 (ΔS_i при $i = 0$), m – количество участков разбиения наружных контуров всех охлаждающих каналов ℓ_{γ_i} ($i = \overline{1, M}$) на малые отрезки ΔS_i .

Неизвестными в уравнении (7) кроме искомого истинного значения T_k в точке k являются также средние на отрезках разбиения контуров ΔS_0 и ΔS_i температуры $T_{\gamma_{01}}, T_{\gamma_{02}}, \dots, T_{\gamma_{0n}}, \dots, T_{\gamma_{im}}$ (всего $n + m$).

Пользуясь формулой (5), из соотношения (7) получим искомую температуру для любой точки

$$T(x, y) = \frac{1}{2\pi} [\varphi_{k1}T_{\gamma_{01}} + \varphi_{k2}T_{\gamma_{02}} + \dots + \varphi_{kn}T_{\gamma_{0n}} + \dots + \varphi_{km}T_{\gamma_{im}} - \varphi_{k\gamma_0}T_{cp0} - \varphi_{k\gamma_i}T_{cp_i}], \quad (8)$$

где

$$\begin{aligned} \Phi_{kl} &= \int_{\Delta S_{0l}} \frac{\partial(\ell n R_k)}{\partial n} ds - \frac{\alpha_{0l}}{\lambda_l} \int_{\Delta S_{0l}} \ell n R_k ds; \\ &\dots \\ \Phi_{kn} &= \int_{\Delta S_{0m}} \frac{\partial(\ell n R_k)}{\partial n} ds - \frac{\alpha_{0m}}{\lambda_m} \int_{\Delta S_{0m}} \ell n R_k ds; \\ \Phi_{k\gamma_0} &= \frac{\alpha_{0l}}{\lambda_l} \int_{\Delta S_{0l}} \ell n R_k ds + \dots + \frac{\alpha_{0n}}{\lambda_n} \int_{\Delta S_{0n}} \ell n R_k ds; \\ \Phi_{k\gamma_{ii}} &= \frac{\alpha_{0l}}{\lambda_l} \int_{\Delta S_{il}} \ell n R_k ds + \dots + \frac{\alpha_{im}}{\lambda_m} \int_{\Delta S_{im}} \ell n R_k ds. \end{aligned}$$

В представленном виде решение краевой задачи (2) – (4) по расчету температурного поля конвективно охлаждаемой лопатки ГТ впервые дано О.И. Голубевой [5] и развито в работах Л.М. Зысиной-Моложен [1]. В этих работах дискретизация контуров $\gamma_i (i = \overline{0, M})$ производилась большим количеством дискретных точек, и интегралы, входящие в уравнения в виде логарифмических потенциалов, рассчитывались приближенно, заменяясь следующими соотношениями:

$$\int_{\Delta S_{\gamma_i}} \frac{\partial(\ell n R_k)}{\partial n} ds \approx \frac{\partial(\ell n R_k)}{\partial n} \Delta S_{\gamma_i}; \quad (9)$$

$$\int_{\Delta S_{\gamma_i}} \ell n R_k ds \approx \ell n R_k \Delta S_{\gamma_i}, \quad (10)$$

где $\Delta S_{\gamma_i} \in L = \bigcup_{i=0}^M l_i$; $l_i = \int_{\gamma_i} ds$.

В отличие от [1, 5] предлагается новый подход к применению МГИУ. Полагаем, что распределение температуры $T = T(x, y)$ будем отыскивать в следующем виде:

$$T(x, y) = \int_{\Gamma} \rho \ell n R^{-l} ds, \quad (11)$$

где $\Gamma = \bigcup_{i=0}^M \gamma_i$ – простые гладкие жордановы замкнутые кривые; M – количество охлаждающих каналов; $\rho = \bigcup_{i=0}^M \rho_i$ – плотность логарифмического потенциала, равномерно распределенного по γ_i ;

$s = \bigcup_{i=0}^M s_i$ – дуговая координата точки x_i, y_i .

При этом кривые $\Gamma = \bigcup_{i=0}^M \gamma_i$ положительно ориентированы и заданы в параметрическом виде:

$$x = x(s); \quad y = y(s); \quad s \in [0, L]; \quad L = \int_{\Gamma} ds.$$

Используя метод теории потенциала и выражение (11), задачу (2) – (4) приведем к следующей системе граничных интегральных уравнений:

$$\begin{aligned} \rho(s) - \frac{1}{2\pi} \int_{\Gamma} (\rho(s) - \rho(\xi)) \frac{\partial}{\partial n} \ell n R(s, \xi) d\xi = \\ = \frac{\alpha_i}{2\pi\lambda} \left(T - \int_{\Gamma} \rho(s) \ell n R^{-1} ds \right), \end{aligned} \quad (12)$$

где $R(s, \xi) = \left((x(s) - x(\xi))^2 + (y(s) - y(\xi))^2 \right)^{1/2}$.

Для вычисления сингулярных интегральных операторов, входящих в (12), исследованы дискретные операторы логарифмического потенциала простого и двойного слоя, показана их связь и получены оценки в терминах модулей непрерывности (оценки типа оценок А. Зигмунда).

Теорема. Пусть выполняется условие

$$\int_0^{\infty} \frac{\omega_{\xi}(x)}{x} dx < +\infty$$

и уравнение (12) имеет решение $f^* \in C_{\Gamma}$ (множество непрерывных на Γ функций). Тогда $\exists N_0 \in N$ (N – множество натуральных чисел) такое, что $N > N_0$ – дискретная система, полученная из (12) на основе использования дискретного оператора логарифмического потенциала двойного слоя (изучены его свойства), имеет единственное решение

$$\left\{ \hat{f}_{jk}^{(N)} \right\}, \quad k = \overline{1, m}; \quad j = \overline{1, n};$$

$$\begin{aligned} \left| f_{jk}^* - \hat{f}_{jk}^{(N)} \right| \leq C(\Gamma) \cdot \left(\int_0^{\varepsilon_N} \frac{\omega_{\xi}(x) \omega_{f^*}(x)}{x} dx + \right. \\ \left. + \varepsilon \int_{\varepsilon_N}^{L/2} \frac{\omega_{\xi}(x) \omega_{f^*}(x)}{x} dx + \omega_{f^*}(\|\tau_N\|) \int_0^{L/2} \frac{\omega_{f^*}(x)}{x} dx + \right. \\ \left. + \|\tau_N\| \int_{\varepsilon_N}^{L/2} \frac{\omega_{f^*}(x)}{x} dx \right), \end{aligned}$$

где $C(\Gamma)$ – константа, зависящая только от $\|\tau_N\|_{N=1}^{\infty}$ –

последовательности разбиений Γ ; $\{\varepsilon_N\}_{N=1}^{\infty}$ – последовательность положительных чисел таких, что пара $(\|\tau_N\|, \varepsilon_N)$ удовлетворяет условию $2 < \varepsilon\|\tau\|^{-1} < p$.

Пусть $\varepsilon_N \in (0, d/2)$, где d – диаметр Γ , а разбиение τ таково, что выполняется условие

$$p' \geq \frac{\delta}{\|\tau\|} \geq 2.$$

Далее для всех $\psi \in C_{\Gamma}$ (C_{Γ} – пространство всех функций, непрерывных на Γ) и $z \in \Gamma$ ($z = x + iy$):

$$\begin{aligned} & |(I_{\tau, \varepsilon} f)(z) - \tilde{f}(z)| \leq C(\Gamma) \times \\ & \times \left(\|f\|_C \varepsilon \ln \frac{2d}{\varepsilon} + \omega_f(\|\tau\|) + \|\tau\| \ln \frac{2d}{\varepsilon} + \|f\|_C \omega_Z(\|\tau\|) \right); \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} |(L_{\tau, \varepsilon} f)(z) - \tilde{f}(z)| \leq & \left(C(\Gamma) \int_0^{\varepsilon} \frac{\omega_f(x) \omega_l(x)}{x^2} dx + \right. \\ & \left. + \omega_f(\|\tau\|) \int_{\varepsilon}^d \frac{\omega_l(x)}{x} dx + \|\tau\| \int_{\varepsilon}^d \frac{\omega_f(x)}{x^2} dx \right), \end{aligned}$$

где $(L_{\tau, \varepsilon} f)(z)$ – двухпараметрическая (зависит от параметров τ и ε) квадратурная формула для логарифмического потенциала двойного слоя,

$$\begin{aligned} (L_{\tau, \varepsilon} f)(z) = & \pi f(z) + \\ & + \sum_{z_{k, e} \in \tau(z)} \left(\frac{f(z_{k, e+1}) + f(z_{k, e})}{2} - f(z) \right) \times \\ & \times \frac{(y_{k, e+1} - y_{k, e})(x_{k, e} - x) - (x_{k, e+1} - x_{k, e})(y_{k, e} - y)}{|z - z_{k, e}|^2}; \end{aligned}$$

$\tilde{f}(z)$ – оператор логарифмического потенциала двойного слоя; $C(\Gamma)$ – постоянная, зависящая только от Γ ; $\omega_f(x)$ – модуль непрерывности функции f ; $(I_{\tau, \varepsilon} f)(z)$ – двухпараметрическая (зависит от параметров τ и ε) квадратурная формула для логарифмического потенциала простого слоя,

$$\begin{aligned} (I_{\tau, \varepsilon} f)(z) = & \sum_{z_{m, e} \in \tau(z)} \frac{f(z_{k, j+1}) + f(z_{k, j})}{2} \times \\ & \times \ln \frac{1}{|z_{k, j} - z|} |z_{k, j+1} - z_{k, j}|; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} z_{k, e} \in \tau, z_{k, e} &= x_{k, e} + iy_{k, e}; \\ \tau(z) &= \{z_{k, e} \mid |z_{k, e} - z| > \varepsilon\}; \\ \tau_k &= \{z_{k, 1}, \dots, z_{k, m_k}\}, \quad z_{k, 1} \leq z_{k, 2} \leq \dots \leq z_{k, m_k}; \\ \|\tau\| &= \max_{j \in (1, m_k)} |z_{k, j+1} - z_{k, j}|. \end{aligned}$$

Таким образом, разработан эффективный с точки зрения реализации на компьютерах численный метод, базирующийся на сконструированных двухпараметрических квадратурных процессах для дискретных операторов логарифмических потенциалов двойного и простого слоя. Оценены их систематические погрешности, математически обоснованы методы квадратур для приближенного решения граничных уравнений Фредгольма I и II рода с использованием регуляризации по Тихонову и доказаны соответствующие теоремы [8 – 10, 17].

Данную методику расчета температурного поля лопатки можно применить и к полым лопаткам со вставным дефлектором. При их рассмотрении дополнительно к граничным условиям III рода примыкают и условия сопряжения между участками разбиения контура в виде равенств температур и тепловых потоков:

$$T_v(x, y) = T_{v+1}(x, y); \quad \frac{\partial T_v(x, y)}{\partial n} = \frac{\partial T_{v+1}(x, y)}{\partial n},$$

где v – число участков разбиения контура сечения лопатки; x, y – координаты.

При нахождении оптимальных значений T следует решить обратную задачу теплопроводности. Для этого нужно найти сначала решение прямой задачи теплопроводности при граничных условиях III рода со стороны газа и граничных условиях I рода со стороны охлаждающего воздуха:

$$T_v(x, y)|_{\gamma_0} = T_{i_0},$$

где T_{i_0} – известная оптимальная температура стенки лопатки со стороны охлаждающего воздуха.

Вычислительные эксперименты с использованием МГИУ по расчету температурных полей лопаток ГТ показали, что в предлагаемом подходе дискретизацию областей интегрирования можно проводить с достаточно меньшим количеством дискретных то-

чек. При этом повышается реактивность разработанных алгоритмов и точность вычислений.

Точность вычисления температурных полей охлаждаемых деталей в большинстве случаев зависит от достоверности закладываемых в расчет граничных условий теплообмена.

Для расчета скорости газового потока по обводу профиля лопатки использованы методы прямых задач гидродинамики решеток, основанные на численной реализации интегральных уравнений с особенностью. Задача сведена к решению граничных интегральных уравнений для составляющих комплексного потенциала течения – потенциала скорости ϕ и функции тока ψ , отличающихся от существующих [11 – 13] эффективностью при численной реализации.

Поле скоростей в области течения можно рассчитать, продифференцировав значения ϕ по обводу, найденные из решения интегрального уравнения:

$$\phi(x_k, y_k) = V_\infty (x_k \cos \alpha_\infty + y_k \sin \alpha_\infty) \pm \frac{1}{2\pi} \Gamma \theta_B \mp \frac{1}{2\pi} \oint_{S+} \phi(s) ds,$$

где $\phi(x_k, y_k)$ – значение потенциала скорости; V_∞ – средневекторная скорость набегающего потока; α_∞ – угол между вектором $\bar{V}_\infty$ и осью решетки профилей; Γ – циркуляция скорости; θ_B соответствует выходной кромке профиля.

Распределение потенциала скорости по контуру получается из решения следующей системы линейных алгебраических уравнений:

$$\begin{aligned} \phi_j \pm \sum_{i=1}^n \phi_i (\theta_{j,i+1} - \theta_{j,i-1}) = \\ = V_\infty (x_{kj} \cos \alpha_\infty + y_{kj} \sin \alpha_\infty) \pm \frac{1}{2\pi} \Gamma \theta_{j,B}, \end{aligned}$$

где $i = 2n - 1$; $j = 2n$; n – количество участков.

Значения скорости газового потока определяют дифференцированием потенциала скорости по контуру s , т.е. $V(s) = d\phi/ds$ с использованием известных формул численного дифференцирования.

Распределение скорости по обводу профиля, в отличие от [11, 12], можно определить, решив также

интегральное уравнение, полученное для функции тока ψ :

$$\begin{aligned} \psi = V_\infty (y \cos \alpha_\infty - x \sin \alpha_\infty) \mp \\ \mp \frac{1}{2\pi} \oint_{S+} V \ln \sqrt{sh^2 \frac{\pi}{t} (x - x_k) + \sin^2 \frac{\pi}{t} (y - y_k)} ds, \end{aligned}$$

приводя его к следующему алгебраическому виду:

$$\begin{aligned} \psi = \psi_\infty \mp \frac{1}{2\pi} \sum_{i=1}^n V_i \times \\ \times \ln \left\{ \sqrt{sh^2 \left[\frac{2\pi}{t} (x - x_k) \right] - \sin^2 \left[\frac{2\pi}{t} (y - y_k) \right]} \right\} \Delta s_i, \end{aligned}$$

где $\psi_\infty = V_\infty (y \cos \alpha_\infty - x \sin \alpha_\infty)$.

Расчетные данные распределения скорости по обводу являются исходными для определения внешних условий теплообмена.

Для расчетов локальных значений α_Γ в качестве основы принят метод ЦКТИ, разработанный Л.М. Зысиной-Моложен, в котором используется интегральное соотношение энергии для теплового пограничного слоя, записанное в переменных А.А. Дородницына, позволяющее в единообразной форме представить решения для ламинарного, переходного и турбулентного пограничных слоев [1 – 3, 6, 14]. Для внесения поправок в базовое значение α_Γ использованы рекомендации ЦКТИ и ХПИ [2, 14].

При определении внутренних граничных условий теплообмена используется взаимосвязь внутренних геометрических и гидродинамических параметров с тепловыми, характеризующими температурное поле тела лопатки [2, 14 – 16]:

$$\alpha_B \cdot F_B = f(\alpha_\Gamma, Q_\Gamma, T_{\Gamma L}, T_{BL}, \lambda_B, \mu_B, \lambda_L).$$

При этом выполняется оптимизационная задача с предварительным заданием допустимых по условиям прочности температур стенок с газовой $T_{\Gamma L}$ и воздушной T_{BL} сторон с учетом ее предельной неравномерности.

Задача внутренней гидродинамики системы охлаждения рассмотрена на примере лопатки со вставным перфорированным дефлектором. Поиск

оптимальной конструкции системы охлаждения лопатки осуществляется путем предварительного выявления перегретых участков. Местные коэффициенты теплоотдачи охладителя α_B определяются при известном распределении потока в охлаждающих каналах. С этой целью строится эквивалентная гидравлическая схема, течение охладителя в разветвленных сетях которой описывается 1-м законом Кирхгофа [2, 3, 14, 15]:

$$f_1 = \sum_{j=1}^m G_{ij} = \sum_{j=1}^m \text{sign}(\Delta p_{ij}) k_{ij} \sqrt{\Delta p_{ij}}, \quad i = 1, n, \quad (13)$$

где G_{ij} – расход охладителя на ветке $i - j$; m – количество веток, присоединенных к i -му узлу, n – число внутренних узлов гидравлической сети, Δp_{ij} – перепад полного давления охладителя на ветке $i - j$. В этой формуле коэффициент гидравлической проводимости ветки ($i - j$) определяется следующим образом [5, 9]:

$$k_{ij} = \sqrt{2 f_{ij}^2 \cdot p_{ij} / \xi_{ij}}, \quad (14)$$

где f_{ij}, p_{ij}, ξ_{ij} – соответственно средняя площадь поперечного сечения канала ($i - j$), плотность потока охладителя на данном участке и суммарный коэффициент гидравлического сопротивления ветви. Система нелинейных алгебраических уравнений (13) решается методом Зейделя с ускорением по следующей формуле [2, 14, 15]:

$$p_i^{k+1} = p_i^k - f_i^k / (\partial f / \partial p)^k,$$

где k – номер итерации, p_i^k – давление охладителя в i -м участке гидравлической сети. Коэффициенты гидравлического сопротивления ξ_{ij} , входящие в (14), а также значения коэффициента теплоотдачи воздуха α_B на отдельных участках лопатки определены по эмпирическим соотношениям, рекомендованным авторами работ [2, 3, 14, 15]. При расчетах в каждом итерационном процессе производится проверка пропускной способности тракта охлаждения по полному давлению воздуха на выходе из лопатки.

Разработанные методики реализованы при проведении расчетно-экспериментальных исследований термического состояния соплового аппарата I ступени газовой турбины серийной ГТУ с использованием следующих расчетных данных: шаг решетки – $t = 41,5$ мм; скорость газа на входе в решетку – $V_1 = 156$ м/с; скорость газа на выходе из решетки – $V_2 = 512$ м/с; приведенная скорость газа на выходе – $\lambda_{1a0} = 0,891$; угол входа газового потока – $\alpha_1 = 0,7^\circ$; температура и давление газа: на входе в ступень – $T_c^* = 1333$ К, $p_c^* = 1,2095 \cdot 10^6$ Па; на выходе из ступени – $T_{c1} = 1005$ К, $p_{c1} = 0,75 \cdot 10^6$ Па.

Получена геометрическая модель лопатки (рис. 1),

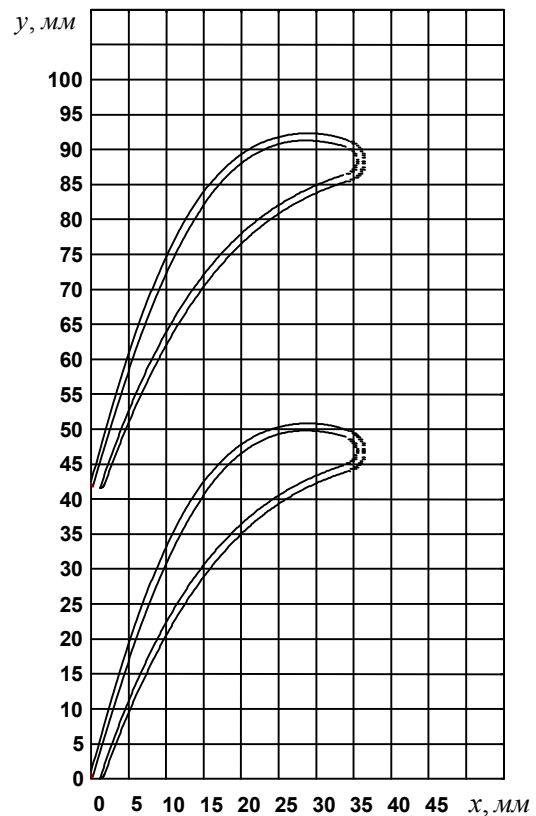


Рис. 1. Решетка профилей сопловой охлаждаемой лопатки

а также графики распределений скорости V и коэффициента теплоотдачи газа α_G вдоль обвода профиля (рис. 2).

Разработаны геометрическая модель (рис. 3) и эквивалентная гидравлическая схема тракта охлаждения (рис. 4).

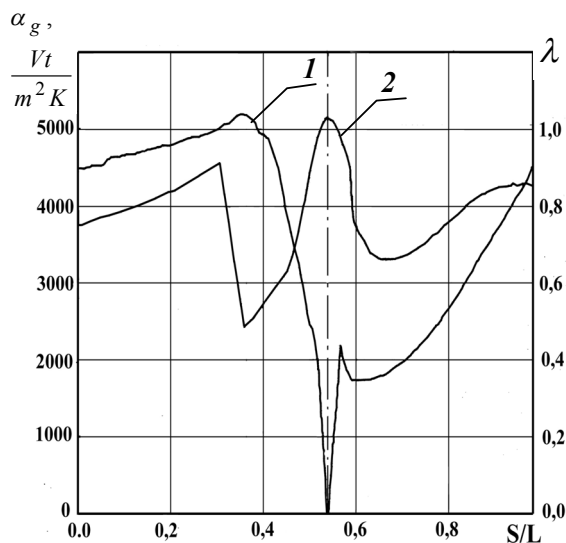


Рис. 2. Распределение относительных скоростей λ (1) и коэффициентов теплоотдачи газа α_g (2) по обводу профиля

Определены основные параметры охладителя в системе охлаждения и температурное поле сечения лопатки (рис. 5).

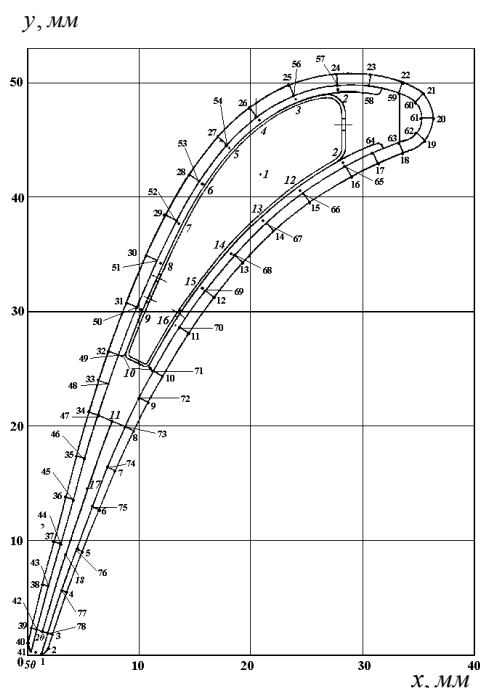


Рис. 3. Геометрическая модель с нумерацией расчетных точек обвода (1-78) и характерных участков ЭГС (1-50) опытной сопловой лопатки

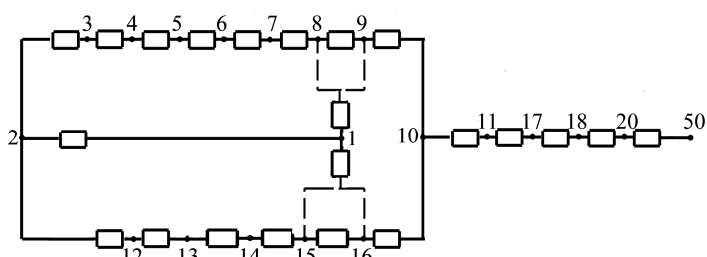


Рис. 4. Эквивалентная гидравлическая схема с нумерацией

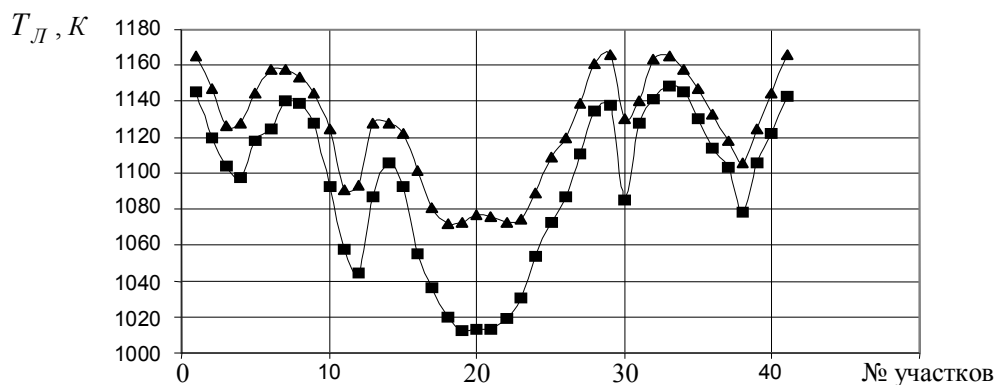


Рис. 5. Распределения температур вдоль наружного (▲) и внутреннего (■) обводов сопловой охлаждаемой лопатки, полученные расчетным путем

Достоверность методик подтверждена экспериментальными исследованиями теплогидравлических

характеристик опытных лопаток. Методики показали высокую эффективность при расчетах конвек-

тивно охлаждаемых лопаток газовых турбин [9, 16 – 18], на основе которых предложен способ модернизации системы охлаждения лопатки за счет реконструкции дефлектора.

Литература

1. Зысина-Моложен Л.М., Зысин Л.В., Поляк М.П. Теплообмен в турбомашинах. – Л.: Машиностроение, 1974. – 336 с.
2. Теплообменные устройства газотурбинных и комбинированных установок / Н.Д. Грязнов, В.М. Епифанов, В.Л. Иванов, Э.А. Манушин. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.
3. Теплоотдача в охлаждаемых деталях газотурбинных двигателей летательных аппаратов / В.И. Локай, М.Н. Бодунов, В.В. Жуйков, Ф.В. Щукин. – М.: Машиностроение, 1985. – 216 с.
4. Пашаев А.М., Садыхов Р.А., Самедов А.С. Моделирование температурных полей лопаток газовых турбин // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия “Машиностроение”. – 2000. – Вып. 38, № 1. – С. 70 – 77.
5. Голубева О.И. К определению температурного поля лопаток газовых турбин // Труды ЦИАМ № 129. – М.: Оборонгиз, 1947. – 16 с.
6. Галицейский Б.М., Совершенный В.Д., Формалев В.Ф., Черный М.С. Тепловая защита лопаток турбин. – М.: МАИ, 1996. – 356 с.
7. Пашаев А.М., Аскеров Д.Д., Садыхов Р.А. Моделирование температурных полей в авиационных газотурбинных двигателях. Тр. ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, вып. 2661. – М.: ЦАГИ, 2003. – 16 с.
8. Садыхов Р.А., Самедов А.С. Моделирование температурных полей элементов газовых турбин // Ученые записки Аз.ТУ. – Баку: Аз.ТУ. – 1998. – Т. VI, № 5. – С. 234 – 239.
9. Математическое обеспечение некоторых задач авиа- и ракетостроения / Садыхов Р.А., Букалов А.Н., Самедов А.С. и др. // Матер. V Междун. НТК “Машиностроение и техносфера на рубеже XXI века”. – Севастополь, Украина. – 1998. – Т. 3, вып. 6. – С. 49 – 55.
10. Садыхов Р.А. К численному решению интегральных уравнений Фредгольма II рода с логарифмической особенностью. – М.: Деп. ВИНТИ № 6601-84. – 19 с.
11. Аронов Б.М., Жуковский М.И., Журавлев В.А. Профилирование лопаток авиационных газовых турбин. – М.: Машиностроение, 1975. – 191 с.
12. Газовая динамика. Механика жидкости и газа / В.С. Бекнев, В.М. Епифанов, А.И. Леонтьев, М.И. Осипов, О.М. Панков, А.Б. Шабаров, Р.А. Янсон. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1997. – 671 с.
13. Бойко А.В. Оптимальное проектирование проточной части осевых турбин. – Х.: Вища школа, 1982. – 151 с.
14. Копелев С.З., Слитенко А.Ф. Конструкция и расчет систем охлаждения ГТД / Под ред. А.Ф. Слитенко. – Х.: Основа, 1994. – 240 с.
15. Вохмянин С.М., Роост Э.Г., Богов И.А. Программный комплекс COLD для расчета систем охлаждения лопаток газовых турбин. Расчет параметров охладителя. – С.-Пб.: Международная Академия Наук Высшей Школы. Санкт-Петербургское отделение. – 1996. – 71 с.
16. Пашаев А.М., Садыхов Р.А., Эфендиев О.З., Самедов А.С. Эффективные методы расчета лопаток газовых турбин // Тезисы докладов XI Всероссийской Межвузовской НТК “Газотурбинные и комбинированные установки и двигатели”. МГТУ им. Н.Э. Баумана. – М.: ГПНТБ. – 2000. – С. 64 – 65.
17. Pashayev A.M., Sadykhov R.A., Samedov A.S. The efficiency of potential theory method for solving of the tasks of aircraft and rocket design // 10-th National Mechanic Conference. Istanbul Technical University. – Istanbul, Turkey. – 1997. – P. 61 – 62.
18. Pashayev A., Askerov D., Sadykhov R., Ardil C. Development of Effective Cooling Schemes of Gas Turbine Blades based on computer simulating // IJCI Proceed. – September, 2003. – Vol.1, №. 2. – 6 p.

Поступила в редакцию 16.05.05

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

УДК 629.7.03.004.64

А.М. ПАШАЕВ, Д.Д. АСКЕРОВ, Р.А. САДЫХОВ, П.Ш. АБДУЛЛАЕВ

Национальная академия авиации, Азербайджан

СИСТЕМА ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД С ПРИМЕНЕНИЕМ НЕЧЕТКО-НЕЙРОННОГО ПОДХОДА

Показывается необоснованность применения вероятностно-статистических методов, особенно на ранней стадии диагностирования технического состояния (ТС) авиационных газотурбинных двигателей (ГТД), когда объем информации обладает свойством нечеткости, ограниченности и неопределенности, и эффективность применения новой технологии Soft Computing. На этих этапах диагностирования с использованием нечеткой логики и нейросетевых методов с высокой точностью производится обучение многомерных линейных и нелинейных моделей (уравнений регрессий), полученных на основе статистических нечетких данных. В качестве применения приведенной методики была произведена оценка технического состояния вновь поступившего в эксплуатацию двигателя Д30КУ-154.

система диагностирования, авиационный газотурбинный двигатель, нечеткая логика и нейронные сети, нечеткая статистика

Введение

Одним из важнейших условий эксплуатации современных авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) по техническому состоянию является наличие эффективной параметрической системы диагностирования. В настоящее время в технических подразделениях авиакомпаний эксплуатируются различные автоматизированные системы диагностирования (АСД) ТС ГТД. Суть методик указанных АСД заключается, в основном, в формировании гибких или фиксированных диапазонов для регистрируемых параметров по мере наработки двигателя и в сравнении зарегистрированных значений параметров с их точечными или интервальными оценками.

Однако, следует отметить, что статистическая обработка данных по указанным методикам ведется с предварительным допущением о нормальности законов распределений значений регистрируемых параметров, что неблагоприятно сказывается на достоверности оценки ТС ГТД и обуславливает появление ошибочных решений в процессе диагностирования [1 – 3]. Такое обстоятельство обуславливает создание комбинированной системы диагностирования ТС ГТД.

Основы комбинированной системы диагностирования ТС ГТД

Предлагается методика комбинированного диагностирования ТС ГТД основана на оценивании параметров двигателя с помощью методов Soft Computing, нечеткой математической статистики и регрессионного анализа (рис. 1).

На первом этапе процесса диагностирования (в начале эксплуатации), когда исходная информация недостаточна и нечетка, ТС ГТД оценивается с помощью методов нечеткой логики (НЧ) и нейронных сетей (НС). Несмотря на грубые оценки параметров ТС ГТД, преимуществом этого этапа является возможность создания первоначального образа двигателя по неопределенной информации.

Одним из методов оценки ТС ГТД, применяющихся на практике, является контроль уровня их вибраций и анализ тенденции изменения этого уровня в процессе эксплуатации. Применение различных математических моделей, описываемых уравнениями регрессии, для оценки ТС ГТД предложено в [4]. Рассмотрим математическую модель вибросостояния ГТД, описываемого нечеткими регрессионными уравнениями:

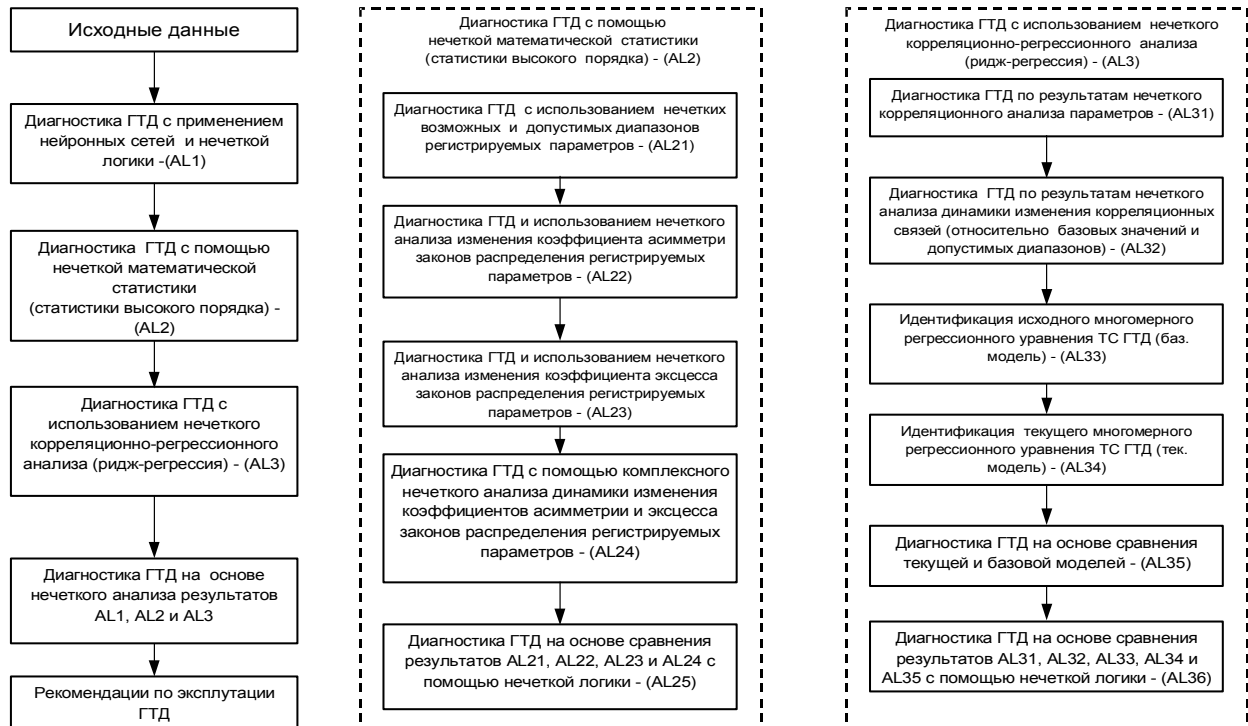


Рис. 1. Блок-схема параметрического диагностирования авиационного ГТД

$$\tilde{Y}_i = \sum_{j=1}^n \tilde{a}_{ij} \otimes \tilde{x}_j; i = \overline{1, m}; \quad (1)$$

$$\tilde{Y}_i = \sum_{r,s} \tilde{a}_{rs} \otimes \tilde{x}_1^r \otimes \tilde{x}_2^s; r = \overline{0, l}; s = \overline{0, l}; r + s \leq l, \quad (2)$$

где $\tilde{a}_{ij}$ и $\tilde{a}_{rs}$ – искомые нечеткие параметры.

Ставится задача определения нечетких значений параметров $\tilde{a}_{ij}$ уравнения (1) и $\tilde{a}_{rs}$ уравнения (2) на основе статистических экспериментальных нечетких данных процесса, т.е. входных $\tilde{x}_j$ и $\tilde{x}_1, \tilde{x}_2$ и выходных $\tilde{Y}$ координат модели.

Рассмотрим решение данных задач с использованием НЧ и НС [5 – 7]. НС состоит из соединенных между собой наборов нечетких нейронов. При использовании НС для решения (1) и (2) входными сигналами сети являются соответственно нечеткие значения переменных $\tilde{X} = (\tilde{x}_1, \tilde{x}_2, \dots, \tilde{x}_n)$, $\tilde{X} = (\tilde{x}_1, \tilde{x}_2)$, а выходными – $\tilde{Y}$.

В качестве параметров сети выступают нечеткие значения параметров $\tilde{a}_{ij}$ и $\tilde{a}_{rs}$. Представим нечеткие переменные в треугольной форме, функции принадлежности которых вычисляются по формуле:

$$\mu(x) = \begin{cases} 1 - (\bar{x} - x)/\alpha, & \text{если } \bar{x} - \alpha < x < \bar{x}; \\ 1 - (x - \bar{x})/\beta, & \text{если } \bar{x} < x < \bar{x} + \beta; \\ 0, & \text{иначе.} \end{cases}$$

При решении задачи идентификации параметров $\tilde{a}_{ij}$ уравнения (1) и $\tilde{a}_{rs}$ уравнения (2) с использованием НС, основной проблемой является обучение последних. Для обучения значений параметров воспользуемся α -срезом [7].

Допустим, имеются статистические нечеткие данные, полученные на основе экспериментов. На основе этих входных и выходных данных составляем обучающие пары для обучения сети $(\tilde{X}, \tilde{T})$. Для построения модели процесса на вход НС подаются входные сигналы $\tilde{X}$ (рис. 2), а выходы его сравниваются с эталонными выходными сигналами $\tilde{T}$. После сравнения вычисляется значение отклонения

$$\tilde{E} = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^k (\tilde{Y}_j - \tilde{T}_j)^2.$$

С применением α -срезов для левой и правой части значения отклонения вычисляются по следующим формулам

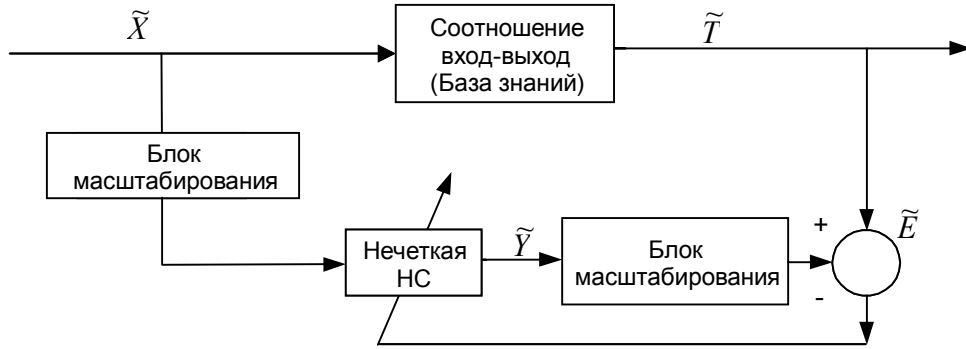


Рис. 2. Схема нейронной идентификации

$$E_1 = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^k [y_{j1}(\alpha) - t_{j1}(\alpha)]^2;$$

$$E_1 = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^k [y_{j1}(\alpha) - t_{j1}(\alpha)]^2; \quad E = E_1 + E_2,$$

где $\tilde{Y}_j(\alpha) = [y_{j1}(\alpha), y_{j2}(\alpha)]$; $\tilde{T}_j(\alpha) = [t_{j1}(\alpha), t_{j2}(\alpha)]$.

Если для всех обучающих пар значения отклонения E меньше заданного, то обучение (коррекция) параметров сети заканчивается (рис. 3). В противном случае оно продолжается до тех пор, пока значение E не достигнет минимума.

Коррекция параметров сети для левой и правой части осуществляется следующим образом:

$$a_{rs1}^H = a_{rs1}^C + \gamma \frac{\partial E}{\partial a_{rs}}; \quad a_{rs2}^H = a_{rs2}^C + \gamma \frac{\partial E}{\partial a_{rs}},$$

где $a_{rs1}^C, a_{rs1}^H, a_{rs2}^C, a_{rs2}^H$ – старые и новые значения левой и правой части параметров НС; $\tilde{a}_{rs} = [a_{rs1}, a_{rs2}]$; γ – скорость обучения.

Структура нейронной сети для идентификации параметров уравнения (1) приведена на рис. 4.

Для уравнения (2) рассмотрим конкретный частный случай в виде уравнения регрессии 2-го порядка

$$\tilde{Y} = \tilde{a}_{00} + \tilde{a}_{10}\tilde{x}_1 + \tilde{a}_{01}\tilde{x}_2 + \tilde{a}_{11}\tilde{x}_1\tilde{x}_2 + \tilde{a}_{20}\tilde{x}_1^2 + \tilde{a}_{02}\tilde{x}_2^2. \quad (3)$$

Построим нейронную структуру для решения уравнения (2), где в качестве параметров сети выступают коэффициенты $\tilde{a}_{00}, \tilde{a}_{10}, \tilde{a}_{01}, \tilde{a}_{11}, \tilde{a}_{20}, \tilde{a}_{02}$. При этом структура будет иметь четыре входа и один выход (рис. 5). Используя нейросетевую структуру, осуществим обучение параметров сети.

Для значения $\alpha = 0$ получим выражения:

$$\frac{\partial E_1}{\partial a_{001}} = \sum_{j=1}^k (y_{j1} - t_{j1}); \quad \frac{\partial E_2}{\partial a_{002}} = \sum_{j=1}^k (y_{j2} - t_{j2});$$

$$\frac{\partial E_1}{\partial a_{101}} = \sum_{j=1}^k (y_{j1} - t_{j1})x_{11}; \quad \frac{\partial E_2}{\partial a_{102}} = \sum_{j=1}^k (y_{j2} - t_{j2})x_{12};$$

$$\frac{\partial E_1}{\partial a_{011}} = \sum_{j=1}^k (y_{j1} - t_{j1})x_{21}; \quad \frac{\partial E_2}{\partial a_{012}} = \sum_{j=1}^k (y_{j2} - t_{j2})x_{22};$$

$$\frac{\partial E_1}{\partial a_{111}} = \sum_{j=1}^k (y_{j1} - t_{j1})x_{11}x_{21};$$

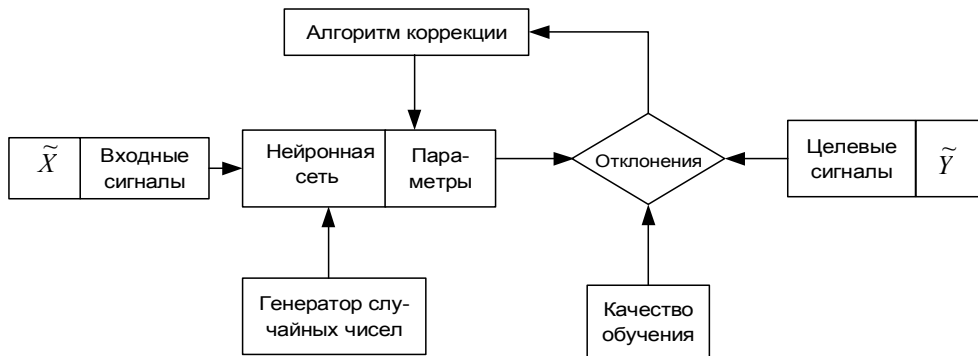


Рис. 3. Схема обучения параметров (пороги, веса) сети (обучение с обратной связью)

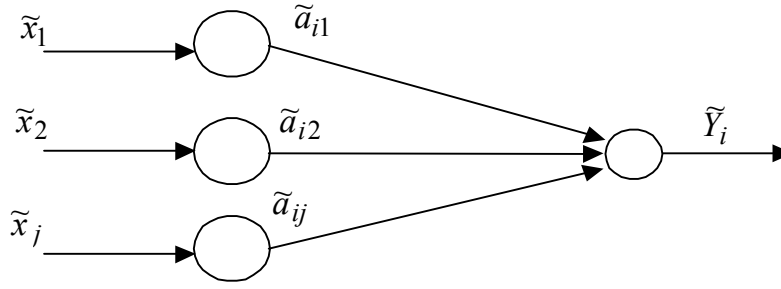


Рис. 4. Структура нейронной сети для многомерного линейного уравнения регрессии

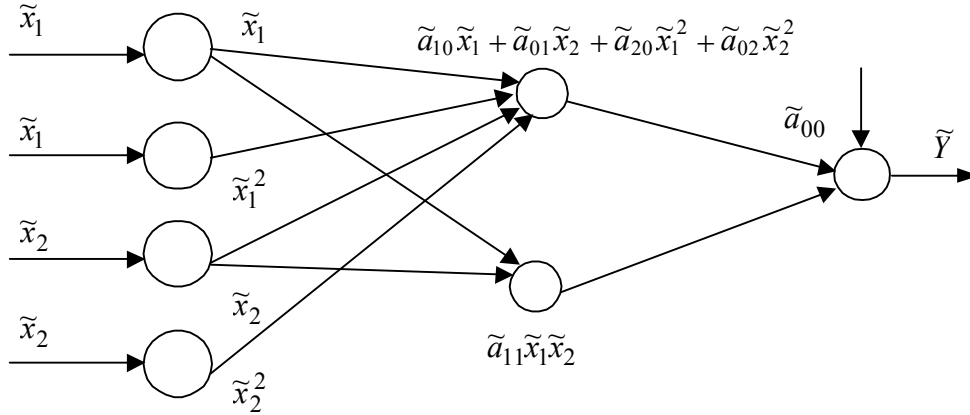


Рис. 5. Структура нейронной сети для уравнения регрессии второго порядка

$$\begin{aligned} \frac{\partial E_2}{\partial a_{112}} &= \sum_{j=1}^k (y_{j2} - t_{j2}) x_{12} x_{22}; \\ \frac{\partial E_1}{\partial a_{201}} &= \sum_{j=1}^k (y_{j1} - t_{j1}) x_{11}^2; \quad \frac{\partial E_2}{\partial a_{202}} = \sum_{j=1}^k (y_{j2} - t_{j2}) x_{12}^2; \\ \frac{\partial E_1}{\partial a_{021}} &= \sum_{j=1}^k (y_{j1} - t_{j1}) x_{21}^2; \\ \frac{\partial E_1}{\partial a_{021}} &= \sum_{j=1}^k (y_{j1} - t_{j1}) x_{21}^2; \quad \frac{\partial E_2}{\partial a_{022}} = \sum_{j=1}^k (y_{j2} - t_{j2}) x_{22}^2. \end{aligned} \quad (4)$$

Следует отметить, что при отрицательных значениях параметра $\tilde{a}_{rs}$ ($\tilde{a}_{rs} < 0$), формулы вычисления выражений, которые включают в себя параметры $\tilde{a}_{rs}$ в (3) и коррекция данного параметра в (4), будут изменять свою форму. Например, пусть $\tilde{a}_{rs} < 0$. Тогда формулы вычисления четвертого выражения, которая включает в себя $\tilde{a}_{rs}$, в (3) будет иметь вид:

$$y_{41} = a_{111}x_{12}x_{22}; \quad y_{42} = a_{112}x_{12}x_{21},$$

а коррекция:

$$\frac{\partial E_1}{\partial a_{111}} = \sum_{j=1}^k (y_{j1} - t_{j1}) x_{12}x_{22}; \quad \frac{\partial E_2}{\partial a_{112}} = \sum_{j=1}^k (y_{j2} - t_{j2}) x_{12}x_{21}.$$

Для значения $\alpha = 1$ получим:

$$\begin{aligned} \frac{\partial E_3}{\partial a_{003}} &= \sum_{j=1}^k (y_{j3} - t_{j3}); \\ \frac{\partial E_3}{\partial a_{113}} &= \sum_{j=1}^k (y_{j3} - t_{j3}) x_{13} x_{23}; \\ \frac{\partial E_3}{\partial a_{103}} &= \sum_{j=1}^k (y_{j3} - t_{j3}) x_{13}; \quad \frac{\partial E_3}{\partial a_{203}} = \sum_{j=1}^k (y_{j3} - t_{j3}) x_{13}^2; \\ \frac{\partial E_3}{\partial a_{013}} &= \sum_{j=1}^k (y_{j3} - t_{j3}) x_{23}; \quad \frac{\partial E_3}{\partial a_{023}} = \sum_{j=1}^k (y_{j3} - t_{j3}) x_{23}^2. \end{aligned} \quad (5)$$

В результате обучения (4), (5) находим параметры сети, удовлетворяющие базе знаний с требуемым качеством обучения (рис. 3).

Проведенные исследования показывают, что между нечеткими термогазодинамическими и механическими параметрами двигателя существуют нечеткие корреляционные связи, имеющие различную динамику в конкретных диагностических ситуациях (рис. 6, табл. 1). При этом для различных ситуаций развития неисправностей наблюдается разная динамика нечетких корреляционных связей между

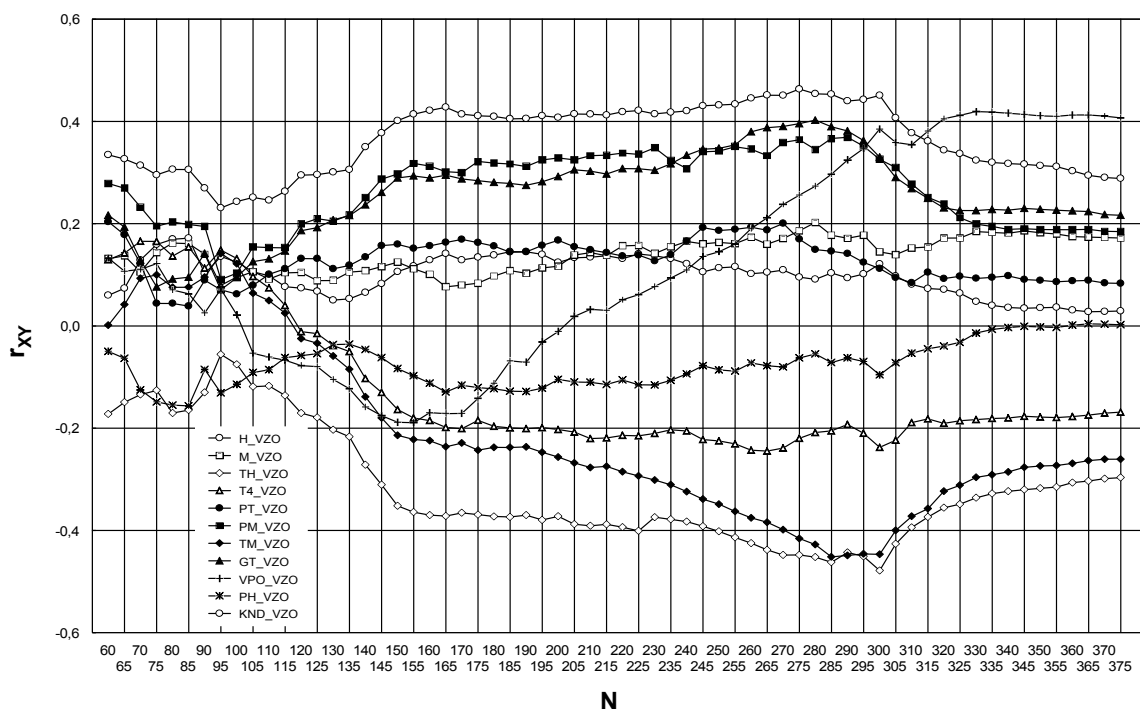


Рис. 6. Изменения значений коэффициентов корреляций входных и выходного параметров входящих в многомерное регрессионное уравнение $D = (V_{30})_{тек}$ в эксплуатации:

H_VZO – связь между H и V_{30} (коэффициент $r_{H,V_{30}}$); M_VZO – связь между M и V_{30} (коэффициент $r_{M,V_{30}}$); TH_VZO – связь между T_H^* и V_{30} (коэффициент $r_{T_H^*,V_{30}}$); $T4_VZO$ – связь между T_4^* и V_{30} (коэффициент $r_{T_4^*,V_{30}}$); PT_VZO – связь между p_T и V_{30} (коэффициент $r_{p_T,V_{30}}$); PM_VZO – связь между p_M и V_{30} (коэффициент $r_{p_M,V_{30}}$); TM_VZO – связь между T_M и V_{30} (коэффициент $r_{T_M,V_{30}}$); GT_VZO – связь между G_T и V_{30} (коэффициент $r_{G_T,V_{30}}$); VPO_VZO – связь между $V_{ПО}$ и V_{30} (коэффициент $r_{V_{ПО},V_{30}}$); PH_VZO – связь между p_H^* и V_{30} (коэффициент $r_{p_H^*,V_{30}}$); KND_VZO – влияние $n_{НД}$ и V_{30} (коэффициент $r_{n_{НД},V_{30}}$); N – число полетов

Таблица 1

Основные характеристики нечетких коэффициентов корреляции

Коэффициенты корреляции $r_{X,Y}$	Среднее значение $r_{X,Y}$	Минимальные значения $r_{X,Y}$	Максимальные значения $r_{X,Y}$	Дисперсия $r_{X,Y}$	$\tilde{r}_{X,Y} = (r_{X,Y}, \alpha, \beta)$
$r_{H,V_{BS}}$	0,098569	0,027764	0,171722	0,039039	(0,126, 0,098, 0,046)
$r_{M,V_{BS}}$	0,140608	0,070871	0,202407	0,034495	(0,157, 0,086, 0,045)
$r_{T_H^*,V_{BS}}$	-0,318031	-0,478252	-0,055527	0,111266	(-0,423, 0,056, 0,367)
$r_{T_4^*,V_{BS}}$	-0,126122	-0,244704	0,165399	0,131245	(-0,179, 0,066, 0,344)
$r_{p_T,V_{BS}}$	0,127778	0,038779	0,203882	0,040909	(0,142, 0,103, 0,062)
$r_{p_M,V_{BS}}$	0,266707	0,090810	0,368872	0,073460	(0,348, 0,257, 0,021)
$r_{T_M,V_{BS}}$	-0,217393	-0,451692	0,141657	0,167810	(-0,368, 0,084, 0,510)
$r_{G_T,V_{BS}}$	0,256634	0,076418	0,402499	0,084452	(0,288, 0,211, 0,115)
$r_{V_{FS},V_{BS}}$	0,124647	-0,189260	0,419226	0,205637	(0,222, 0,411, 0,641)
$r_{p_H,V_{BS}}$	-0,075837	-0,156228	0,004146	0,043771	(-0,091, 0,066, 0,095)
$r_{n_{LP},V_{BS}}$	0,366038	0,230781	0,463275	0,066236	(0,396, 0,165, 0,067)

нечеткими параметрами двигателя по мере наработки, обусловленная появлением или исчезновением разнообразных, воздействующих на ТС ГТД, факторов. Следовательно, в любое рассматриваемое время эксплуатации состояние двигателя характеризуется нечеткой группой параметров, на значениях которых отражается наличие воздействующих факторов. Такое обстоятельство определяет необходимость применения нечеткого корреляционного анализа, что позволяет выбрать более адекватную модель ТС ГТД. Выбор модели (линейная и нелинейная) ТС ГТД можно проводить с помощью анализа результатов комплексного сравнения значений нечетких корреляционных коэффициентов $\tilde{r}_{xy}$ и нечетких корреляционных отношений $\tilde{\rho}_{y/x}$. При этом возможны следующие случаи:

- а) $\tilde{y}$ не зависит от $\tilde{x}$, то $\tilde{\rho}_{y/x} \cong \tilde{0}$ (нечеткий ноль);
- б) между $\tilde{y}$ и $\tilde{x}$ существует нечеткая линейная функция, т.е. $\tilde{r}_{xy} \cong \tilde{\rho}_{y/x} \cong \tilde{1}$ (нечеткая единица);
- в) между $\tilde{y}$ и $\tilde{x}$ существует нечеткая нелинейная функция, т.е. $\tilde{r}_{xy} \lesssim \tilde{\rho}_{y/x} \cong \tilde{1}$;
- г) между $\tilde{y}$ и $\tilde{x}$ существует линейная регрессия, но нет функциональной зависимости, т.е.

$$\tilde{r}_{xy} \cong \tilde{\rho}_{y/x} \lesssim \tilde{1};$$

- е) между $\tilde{y}$ и $\tilde{x}$ существует нелинейная регрессия, но нет функциональной зависимости, т.е.

$$\tilde{r}_{xy} \lesssim \tilde{\rho}_{y/x} \lesssim \tilde{1},$$

где $\lesssim, \cong$ – нечеткие отношения, которые определяются значениями функций принадлежности $\mu(r_{xy})$ и $\mu(\rho_{y/x})$.

Значения $\tilde{r}_{xy}$ и $\tilde{\rho}_{y/x}$ могут быть оценены так:

$$\tilde{r}_{xy} = \frac{\tilde{R}}{\tilde{R}_x \otimes \tilde{R}_y}; \quad \tilde{\rho}_{y/x} = \sqrt{1 - \frac{\tilde{\sigma}_{y/x}^2}{\tilde{\sigma}_y^2}},$$

$$\text{где } \tilde{R} = \sum \tilde{x} \otimes \tilde{y} - \frac{1}{n} \sum \tilde{x} \otimes \sum \tilde{y};$$

$$\tilde{R}_x = \sqrt{\sum \tilde{x}^2 - \frac{1}{n} \left(\sum \tilde{x} \right)^2}; \quad \tilde{R}_y = \sqrt{\sum \tilde{y}^2 - \frac{1}{n} \left(\sum \tilde{y} \right)^2};$$

$$\tilde{\sigma}_{y/x}^2 = \frac{\sum (\tilde{y} - \tilde{y}_x)^2}{n} - \text{остаточная дисперсия } \tilde{y},$$

которая формируется под влиянием параметра $\tilde{x}$;

$$\tilde{\sigma}_y^2 = \frac{\sum (\tilde{y} - \tilde{y})^2}{n} - \text{общая вариация за счет действия}$$

всех факторов; $\tilde{y}_x$ – нечеткое частное среднее

значение $\tilde{y}$, которое формируется влиянием $\tilde{x}$;

$\tilde{y}$ – нечеткое общее среднее значение $\tilde{y}$.

Проведенные исследования показывают, что законы распределения параметров работы ГТД имеют нечеткий и неустойчивый характер (рис.7, а, б).

Поэтому следует отметить, что корректное применение корреляционно-регрессионного подхода требует анализа нечетких характеристик законов распределения параметров работы ГТД. С этой целью должен быть проведен нечеткий анализ характера законов распределения параметров на основе нечетких значений коэффициентов асимметрии и эксцесса по следующим формулам:

$$\tilde{A}(P) = \tilde{M}(P)_3 / \tilde{S}_n^3; \quad \tilde{E}(P) = \tilde{M}(P)_4 / \tilde{S}_n^4 - \tilde{3},$$

где $\tilde{A}(P)$ и $\tilde{E}(P)$ – нечеткие коэффициенты асимметрии и эксцесса параметра P (например, для выходного y или входного x параметра);

$$\tilde{M}(P)_3 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (\tilde{P}_i - \tilde{P}_n)^3 - \text{нечеткий 3-й центральный}$$

$$\text{момент параметра; } \tilde{M}(P)_4 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (\tilde{P}_i - \tilde{P}_n)^4 -$$

нечеткий 4-й центральный момент параметра;

$$\tilde{S}_n^2 = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\tilde{P}_i - \tilde{P}_n)^2 - \text{нечеткое стандартное от}$$

клонение параметра P (входных и выходных параметров модели технического состояния ГТД).

Анализ показывает, что в течении последующих 60 – 120 измерений происходит приближение законов

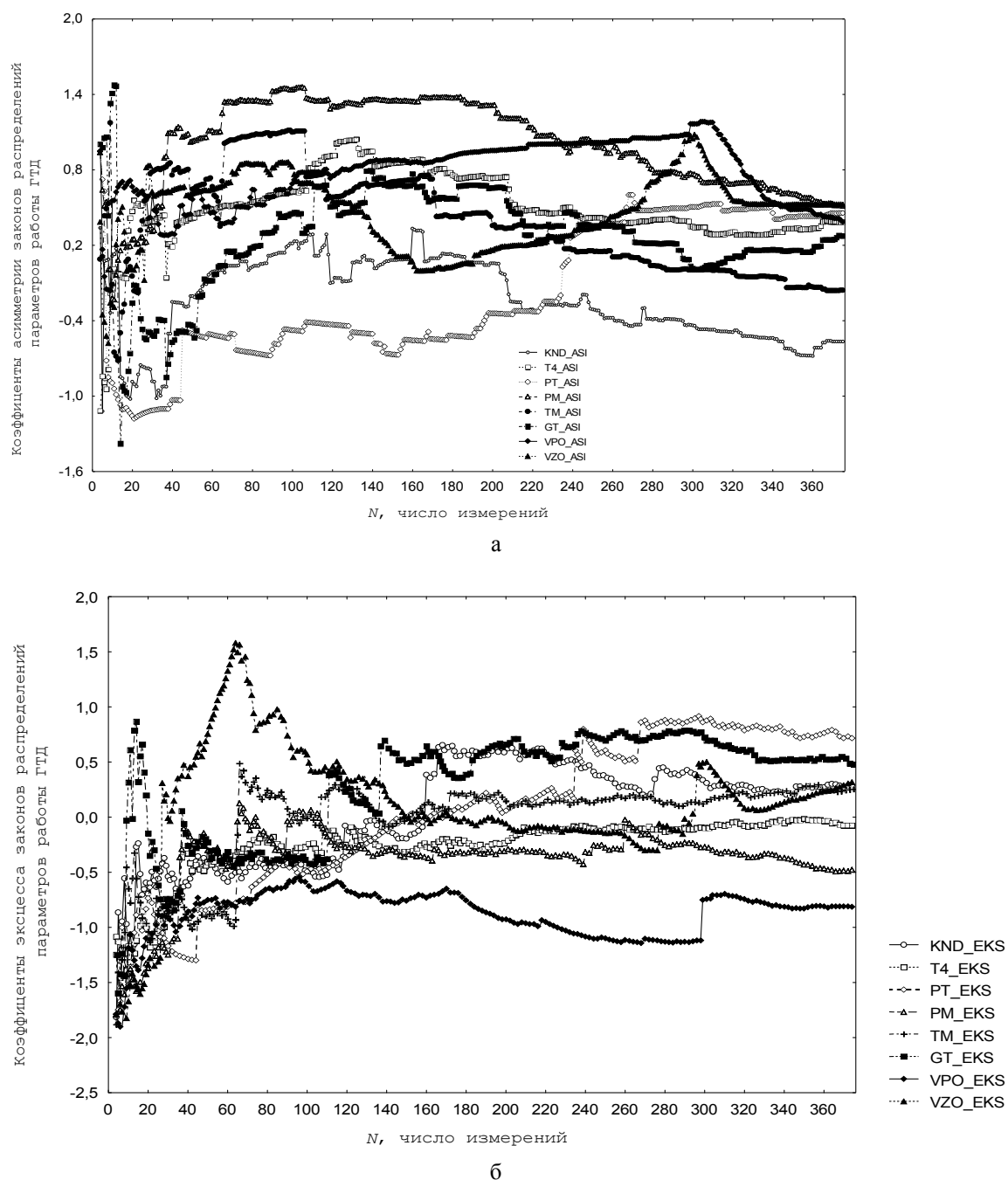


Рис. 7. Изменение значений коэффициентов асимметрии (а) и эксцесса (б) законов распределений параметров работы ГТД в эксплуатации

KND_ASI и KND_EKS – коэффициенты асимметрии и эксцесса закона распределения параметра n_{LP} ; T4_ASI и T4_EKS – коэффициенты асимметрии и эксцесса закона распределения параметра T_4^* ; PT_ASI и PT_EKS – коэффициенты асимметрии и эксцесса закона распределения параметра p_T ; PM_ASI и PM_EKS – коэффициенты асимметрии и эксцесса закона распределения параметра p_M ; TM_ASI и TM_EKS – коэффициенты асимметрии и эксцесса закона распределения параметра T_M ; GT_ASI и GT_EKS – коэффициенты асимметрии и эксцесса закона распределения параметра G_T ; VPO_ASI и VPO_EKS – коэффициенты асимметрии и эксцесса закона распределения параметра V_{FS} ; VZO_ASI и VZO_EKS – коэффициенты асимметрии и эксцесса закона распределения параметра V_{BS} ; N – число измерений

распределения отдельных параметров ГТД к нормальному. Поэтому на втором этапе, по накоплению определенной информации, с помощью математической статистики производится оценка ТС ГТД – приведенные и перечисленные к одному режиму параметры контролируются на соответствие рассчитаным их возможным и допустимым диапазонам.

Далее с помощью метода наименьших квадратов (МНК) идентифицируется множественная линейная регрессионная модель изменения ТС ГТД. Такие модели составляются для каждого исправного подконтрольного двигателя парка в их начальном периоде эксплуатации. При этом на основе анализа изменения значений коэффициентов регрессии (коэффициентов влияния) модели по всему парку с помощью математической статистики для них формируются базовые и допустимые диапазоны [1 – 3].

На третьем этапе (для более 120 измерений) с помощью МНК проводится углубленный анализ ТС ГТД, суть которого заключается в составлении фактической модели ТС ГТД и сравнении фактических коэффициентов влияния с их базовыми или допустимыми диапазонами. Выход значения коэффициентов влияния за указанные диапазоны позволяет сделать вывод о значимом изменении физического процесса, оказывающего влияние на конкретный параметр работы ГТД. Устойчивый выход одного или нескольких коэффициентов влияния за указанные диапазоны свидетельствует о дополнительном признаке неисправности и позволяет конкретизировать адрес и возможную причину неисправности. При этом для получения устойчивых МНК оценок используются методы конъюэнтного анализа и ридж-оценки [8].

В целях прогнозирования ТС ГТД коэффициенты регрессии аппроксимируются по наработке полиномами второй и третьей степени. Рассмотрено кусочно-полиномиальное сглаживание с автоматической стыковкой: используется МНК, сплайны и гладкие восполнения.

В качестве примера по применению указанной методики было изучено изменение ТС, вновь посту-

пившего в эксплуатацию двигателя Д-30КУ-154, который в течении 2600 часов эксплуатировался без всяких замечаний.

На предварительном этапе, когда число измерений $N \leq 60$, ТС ГТД описывается нечетким линейным регрессионным уравнением (1). Идентификация нечеткой линейной модели ГТД производится с помощью НС, структура которой приведена на рис. 4. При этом за выходной параметр модели принимается вибрация задней опоры двигателя V_{3O} :

$$(\tilde{V}_{3O})_{ucx} = \tilde{a}_1 \tilde{H} + \tilde{a}_2 \tilde{M} + \tilde{a}_3 \tilde{T}_H^* + \tilde{a}_4 \tilde{p}_H^* + \tilde{a}_5 \tilde{n}_{HD} + \tilde{a}_6 \tilde{T}_4^* + \tilde{a}_7 \tilde{G}_T + \tilde{a}_8 \tilde{p}_T + \tilde{a}_9 \tilde{p}_M + \tilde{a}_{10} \tilde{T}_M + \tilde{a}_{11} \tilde{V}_{ПО} \quad (6)$$

А на последующем этапе для каждого текущего измерения $N > 60$, когда наблюдается нормальное распределение параметров работы двигателя, вибрационное состояние ГТД описывается линейным регрессионным уравнением

$$D = (V_{3O})_{тек} = a'_1 H + a'_2 M + a'_3 T_H^* + a'_4 p_H^* + a'_5 n_{HD} + a'_6 T_4^* + a'_7 G_T + a'_8 p_T + a'_9 p_M + a'_{10} T_M + a'_{11} V_{ПО} \quad (7)$$

В результате проведенных исследований для изменяющегося ТС рассматриваемого двигателя была выявлена определенная динамика изменения значений коэффициентов регрессии, которая приведена в [1 – 3]. Для третьего этапа получены следующие допуски на коэффициенты регрессии (коэффициенты влияния различных параметров на вибрацию) линейного многомерного регрессионного уравнения (6): частота вращения двигателя (n_{KHD}) – $1,33 \cdot 10^{-2} \div 1,96 \cdot 10^{-2}$; давление топлива (p_T) – $2,8 \cdot 10^{-2} \div 3,7 \cdot 10^{-2}$; расход топлива (G_T) – $0,5 \cdot 10^{-3} \div 1,1 \cdot 10^{-3}$; температура газов за турбиной (T_4^*) – $2,1 \cdot 10^{-3} \div 3,2 \cdot 10^{-3}$; давление масла (p_M) – $0,289 \div 0,374$; температура масла (T_M) – $0,026 \div 0,084$; вибрация передней опоры ($V_{ПО}$) – $0,22 \div 0,53$; давление атмосферы (p_H^*) – $1,44 \div 3,62$; температура атмосферы (T_H^*) – $(-4,1 \cdot 10^{-2}) \div (-2,9 \times 10^{-2})$; скорость полета (число Маха полета) – $1,17 \div 1,77$; высота полета (H) – $0,1 \cdot 10^{-3} \div 0,2 \cdot 10^{-3}$.

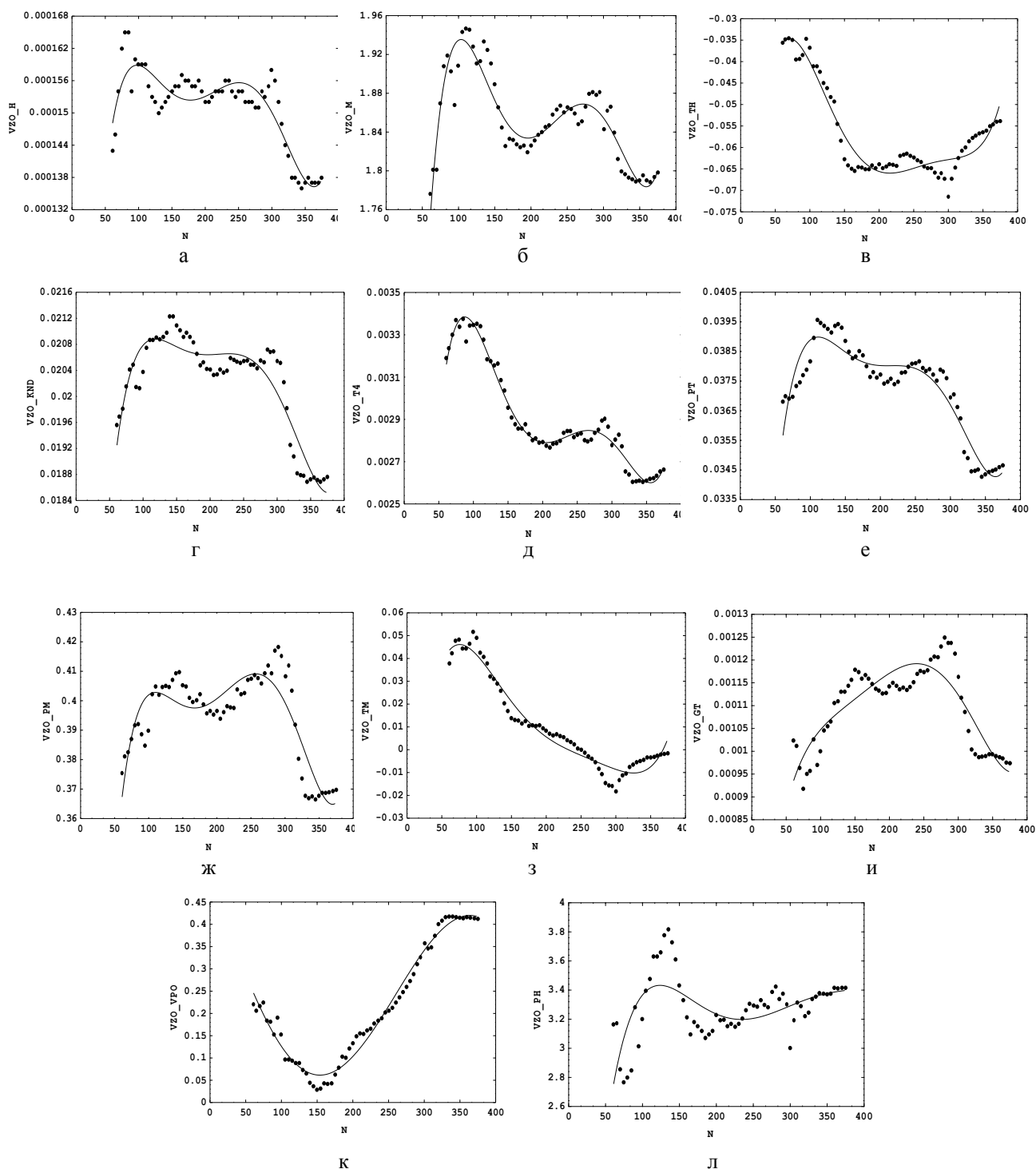


Рис. 8. Изменения значений коэффициентов влияния параметров, входящих в многомерное регрессионное уравнение $D = (V_{30})_{тек}$ на V_{30} в эксплуатации:

а) VZO_N – влияние H на V_{30} (коэффициент a'_1); б) VZO_M – влияние M на V_{30} (коэффициент a'_2); в) VZO_TH – влияние T_H^* на V_{30} (коэффициент a'_3); г) VZO_KND – влияние $n_{нд}$ на V_{30} (коэффициент a'_5); д) VZO_T4 – влияние T_4^* на V_{30} (коэффициент a'_6); е) VZO_PT – влияние p_T на V_{30} (коэффициент a'_8); ж) VZO_PM – влияние p_M на V_{30} (коэффициент a'_9); з) VZO_TM – влияние T_M на V_{30} (коэффициент a'_{10}); и) VZO_GT – влияние G_T на V_{30} (коэффициент a'_7); к) VZO_VPO – влияние $V_{по}$ на V_{30} (коэффициент a'_{11}); л) VZO_PH – влияние p_H^* на V_{30} (коэффициент a'_4); N – число полетов

В пределах указанных допусков производится аппроксимация текущих значений коэффициентов регрессии полиномами второй и третьей степени с помощью МНК и с использованием кубических сплайнов (рис. 8).

Заключение

1. Показано, что применение методов Soft Computing в распознавании технического состояния авиационных газотурбинных двигателей имеет определенные преимущества по сравнению с традиционными вероятностно-статистическими подходами. Предлагаемые методы могут быть использованы независимо от вида распределения параметров работы газотурбинного двигателя, тем более, что на ранней стадии работы двигателя из-за ограниченного объема информации вид распределения параметров трудно установить.

2. Проведенные исследования доказывают неустойчивую динамику характера законов распределения параметров газотурбинного двигателя при его установившемся режиме работы, что требует дифференцированного применения методов Soft Computing по мере увеличения наработки двигателя.

3. Комплексным анализом установлено, что между нечеткими термогазодинамическими и механическими параметрами двигателя существуют нечеткие связи, имеющие различную динамику в конкретных диагностических ситуациях. Следовательно, в любое рассматриваемое время эксплуатации ТС ГТД характеризуется нечеткой группой параметров, выявление которых требует применение нечеткого анализа.

Предлагаемая методика позволяет также прогнозировать безопасную наработку двигателя. Она дает устойчивые результаты и может быть рекомендована к практическому использованию для АСД, где в качестве исходной информации являются данные различных систем регистрации.

Литература

1. Pashayev A.M., Sadiqov R.A., Abdullayev P.S. Complex Identification Technique of Aircraft Gas Turbine Engine's Health. – ASME TurboEXPO 2003, Atlanta GA, USA. – Paper GT2003-38704, 2003.
2. Pashayev A.M., Sadiqov R.A., Abdullayev P.S. Fuzzy-Neural Approach for Aircraft Gas Turbine Engines Diagnosing. – AIAA 1st Intelligent Systems Technical Conference (Chicago, Illinois, Sep. 20-22, 2004). – AIAA-2004-6222, 2004.
3. Пашаев А.М., Аскеров Д.Д., Садыхов Р.А., Абдуллаев П.Ш. Система диагностирования технического состояния авиационных газотурбинных двигателей // Сб. тез. докл. XII Всероссийской НТК “Газотурбинные и комбинированные установки и двигатели”. – М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана. – 24–26 ноября 2004. – С. 209 – 210.
4. Дорошко С.М. Контроль и диагностирование ТС ГТД на вибрационных параметрах. – М.: Транспорт, 1984. – 128 с.
5. Abasov M.T., Sadiqov A.H., Aliyarov R.Y. Fuzzy Neural Networks in the system of oil and gas geology and geophysics // Third International Conference on Application of Fuzzy Systems and Soft Computing. – Wiesbaden, Germany. – 1998. – P. 108 – 117.
6. Yager R.R., Zadeh L.A. (Eds). Fuzzy Sets. Neural Networks and Soft Computing. – VAN Nostrand Reinhold. – №. 4. – 1994.
7. Mohamad H. Hassoun. Fundamentals of Artificial neural networks // A Bradford Book. The mit press Cambridge, Massachusetts, London, England. – 1995.
8. Грановский В.А., Сирая Т.Н. Методы обработки экспериментальных данных при измерениях. – М.: Энергоатомиздат, 1990.

Поступила в редакцию 16.05.05

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

УДК 681.323

В.М. ГУСЯТИН, В.Н. СИДОРОВ

*Харьковский Национальный университет радиоэлектроники, Украина***МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОПИСАНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ СРЕД
В СИСТЕМАХ ВИЗУАЛИЗАЦИИ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ**

Предлагается модель описания газодинамических объектов, позволяющая определять параметры объекта в любой момент времени в любой точке. Анализируются различные виды расчетных сеток, которые могут быть использованы при расчете газодинамических объектов, и оценивается эффективность их применения при синтезе изображений этих объектов. Результаты могут быть использованы при разработке систем визуализации реального времени для авиационных и космических тренажеров.

газодинамический объект, метод «крупных частиц», плотность, давление, вектор скорости, поток массы, координатная сетка, квант времени, система визуализации

Введение

При формировании изображения в системах синтеза визуальной обстановки значительное внимание уделяется отображению различных природных явлений. Визуализация таких природных явлений, как марево перегретого воздуха или струя турбулентного течения за соплом реактивного двигателя необходимы в тренажерах летательных аппаратов, так как значительно повышают реалистичность получаемого изображения и помогают приблизить режим обучения пилота на тренажере к большей реальности.

Для визуализации указанных природных явлений необходимо иметь математическое описание и данные о газодинамических параметрах отображаемой среды. Существующие методы синтеза изображений указанных явлений не имеют такого описания и лишь визуально имитируют их [1].

Для получения необходимого описания за основу взят численный «метод крупных частиц» [2 – 4], использование которого граничит с проведением численного эксперимента. С помощью метода крупных частиц возможно описать поведение широкого спектра газодинамических систем. Указанный подход является развитием метода частиц в ячейках

Френсиса Харлоу [3] и широко применяется для исследования течений газа при наличии больших деформаций и перемещений.

Предлагаемое ниже математическое описание позволяет с достаточной степенью достоверности синтезировать изображения подобных явлений, так как физически точно описывает эти явления.

Метод крупных частиц

Основная идея метода крупных частиц состоит в расщеплении по физическим процессам исходной нестационарной системы уравнений Эйлера, записанной в форме законов сохранения [2, 3]. Среда здесь моделируется системой из жидких крупных частиц (в дальнейшем будем определять как ячейку эйлеровой сетки). Расчет каждого временного шага (вычислительного цикла) в свою очередь разбивается на три этапа:

1) *эйлеров этап*, когда пренебрегаем всеми эффектами, связанными с перемещением ячейки координатной сетки (потока массы через границы ячейки нет), и учитываем эффекты ускорения жидкости лишь за счет давления; здесь для крупной частицы определяются промежуточные значения искомых параметров потока $\bar{\varphi}(\bar{u}, \bar{v}, \bar{E})$ (рассмотрен двумер-

ный случай, u и v – скорости по соответствующим осям, E – энергия ячейки);

2) *лагранжев этап*, где при движении жидкости вычисляются потоки массы через границы эйлеровых ячеек;

3) *заключительный этап* – определяются в новый момент времени окончательные значения газодинамических параметров потока $\varphi(u, v, E, \rho)$ (ρ – плотность вещества в ячейке) на основе законов сохранения массы, импульса и энергии для каждой

ячейки и всей системы в целом на фиксированной расчетной сетке.

Остановимся подробнее на разностных уравнениях всех трех этапов расчета. Для простоты изложения возьмем двумерный, т.е. плоский случай.

Первый этап. Для системы, заданной в декартовых координатах, явные конечно-разностные уравнения первого порядка точности по времени и второго порядка по пространству представлены следующими формулами [1, 2]:

$$\begin{aligned} \bar{u}_{i,j}^n &= u_{i,j}^n - \frac{p_{i+1/2,j}^n - p_{i-1/2,j}^n}{\Delta x} \frac{\Delta t}{\rho_{i,j}^n}; \quad \bar{v}_{i,j}^n = v_{i,j}^n - \frac{p_{i,j+1/2}^n - p_{i,j-1/2}^n}{\Delta y} \frac{\Delta t}{\rho_{i,j}^n}; \\ \bar{E}_{i,j}^n &= E_{i,j}^n - \left[\frac{p_{i+1/2,j}^n u_{i+1/2,j}^n - p_{i-1/2,j}^n u_{i-1/2,j}^n}{\Delta x} + \frac{p_{i,j+1/2}^n v_{i,j+1/2}^n - p_{i,j-1/2}^n v_{i,j-1/2}^n}{\Delta y} \right] \frac{\Delta t}{\rho_{i,j}^n}, \end{aligned} \quad (1)$$

где p – давление; n – номер итерации, для которой производится расчет; Δx , Δy – линейные размеры ячейки; Δt – квант времени; ρ – плотность вещества в ячейке.

Величины с дробными индексами, относящиеся к границам ячеек, находятся, например, так:

$$\begin{aligned} u_{i+1/2,j}^n &= \frac{u_{i,j}^n + u_{i+1,j}^n}{2}; \\ p_{i+1/2,j}^n &= \frac{p_{i,j}^n + p_{i+1,j}^n}{2}. \end{aligned}$$

В приведенных уравнениях $\bar{u}, \bar{v}, \bar{E}$ – промежуточные значения параметров потока на слое $t^n + \Delta t$, полученные в предположении заторможенности поля плотности без учета перемещения среды.

Второй этап. Поток массы ΔM^n определяется по формулам первого порядка точности:

$$\Delta M_{i+1/2,j}^n = \begin{cases} \rho_{i,j}^n \frac{\bar{u}_{i,j}^n + \bar{u}_{i+1,j}^n}{2} \Delta y \Delta t, & \text{если } \bar{u}_{i,j}^n + \bar{u}_{i+1,j}^n > 0; \\ \rho_{i+1,j}^n \frac{\bar{u}_{i,j}^n + \bar{u}_{i+1,j}^n}{2} \Delta y \Delta t, & \text{если } \bar{u}_{i,j}^n + \bar{u}_{i+1,j}^n < 0. \end{cases} \quad (2)$$

Третий этап. Уравнения этого этапа представляют собой следующие законы:

- сохранения массы M ;
- сохранения импульса P ;
- сохранения полной энергии E ,

записанные для данной ячейки в разностной форме:

$$\begin{aligned} M^{n+1} &= M^n + \sum \Delta M_{zp}^n; \\ P^{n+1} &= P^n + \sum \Delta P_{zp}^n; \\ E^{n+1} &= E^n + \sum \Delta E_{zp}^n, \end{aligned} \quad (3)$$

где ΔM_{zp}^n – масса газа, которая пересекла за время Δt одну из границ рассматриваемой ячейки; суммирование производится по всем сторонам ячейки; аналогичным образом понимаются следующие суммы:

$$\sum \Delta P_{zp}^n; \quad \sum \Delta E_{zp}^n.$$

Окончательные значения параметров потока

$$\rho, X(u, v, E)$$

на новом временном слое

$$t^{n+1} = t^n + \Delta t$$

вычисляются по следующим формулам:

$$\rho_{i,j}^{n+1} = \rho_{i,j}^n + \frac{\sum \Delta M_{\kappa}^n}{\Delta x \Delta y} = \rho_{i,j}^n + \frac{\Delta M_{i-1/2,j}^n + \Delta M_{i,j-1/2}^n - \Delta M_{i,j+1/2}^n - \Delta M_{i+1/2,j}^n}{\Delta x \Delta y}; \quad (4)$$

$$X_{i,j}^{n+1} = \frac{\rho_{i,j}^n}{\rho_{i,j}^{n+1}} \bar{X}_{i,j}^n + \frac{\sum \bar{X}_{\kappa} \Delta M_{\kappa}^n}{\rho_{i,j}^{n+1} \Delta x \Delta y} = \frac{\rho_{i,j}^n}{\rho_{i,j}^{n+1}} \bar{X}_{i,j}^n + \frac{\bar{X}_{i-1,j}^n \Delta M_{i-1/2,j}^n + \bar{X}_{i,j-1}^n \Delta M_{i,j-1/2}^n - \bar{X}_{i+1,j}^n \Delta M_{i+1/2,j}^n - \bar{X}_{i,j+1}^n \Delta M_{i,j+1/2}^n}{\rho_{i,j}^{n+1} \Delta x \Delta y}. \quad (5)$$

Соотношение (5) справедливо, когда поток втекает в ячейку (i, j) через все стороны. При реализации произвольного направления течения жидкости необходимо ввести функцию $D_{i,j}^n$, которая определяет направление движения жидкости через границы расчетных ячеек. Пронумеруем все стороны ячейки (i, j) индексом $k = 1, 2, 3, 4$.

Определим значение $D_{i,j}^n(k)$, относящееся к стороне k , следующим образом:

$$D_{i,j}^n(k) = \begin{cases} 1, & \text{если жидкость втекает в} \\ & \text{ячейку } (i, j) \text{ через сторону } k; \\ 0, & \text{если жидкость вытекает из} \\ & \text{ячейки } (i, j) \text{ через сторону } k. \end{cases} \quad (6)$$

Тогда получаем:

$$\rho_{i,j}^{n+1} = \rho_{i,j}^n + \frac{\sum \Delta M_{\kappa}^n}{\Delta x \Delta y} = \rho_{i,j}^n + \frac{\Delta M_{i-1/2,j}^n}{\Delta x \Delta y} + \frac{\Delta M_{i,j-1/2}^n - \Delta M_{i,j+1/2}^n - \Delta M_{i+1/2,j}^n}{\Delta x \Delta y}, \quad (7)$$

$$X_{i,j}^{n+1} = \frac{D_{i,j}^n(1) \bar{X}_{i-1,j}^n \Delta M_{i-1/2,j}^n + D_{i,j}^n(2) \bar{X}_{i,j-1}^n \Delta M_{i,j-1/2}^n + D_{i,j}^n(3) \bar{X}_{i+1,j}^n \Delta M_{i+1/2,j}^n + D_{i,j}^n(4) \bar{X}_{i,j+1}^n \Delta M_{i,j+1/2}^n}{\rho_{i,j}^{n+1} \Delta x \Delta y} + \quad (8)$$

$$+ \bar{X}_{i,j}^n \cdot \frac{\rho_{i,j}^n \Delta x \Delta y - [1 - D_{i,j}^n(1)] \Delta M_{i-1/2,j}^n - [1 - D_{i,j}^n(2)] \Delta M_{i,j-1/2}^n - [1 - D_{i,j}^n(3)] \Delta M_{i,j+1/2}^n - [1 - D_{i,j}^n(4)] \Delta M_{i+1/2,j}^n}{\rho_{i,j}^{n+1} \Delta x \Delta y}.$$

Анализ расчетной сетки

Использование метода «крупных частиц» для составления математического описания рассматриваемых явлений с последующей их визуализацией в режиме реального времени сопровождается жесткими требованиями ко времени счета. В связи с этим возникает задача оптимизации размера ячеек расчетной сетки таким образом, чтобы сократить их количество при сохранении детализации описания отображаемого явления на таком уровне, при котором в процессе итерационного счета не изменяется

его физическая природа. Физическая природа отображаемого явления может измениться в том случае, когда в связи с большими линейными размерами ячеек расчетной сетки или большого кванта времени в процессе счета пропускаются малые возмущения. Возникающие ошибки впоследствии накапливаются и приводят либо к расхождению алгоритма, либо к несоответствию параметров среды с аналогичными параметрами, полученными в результате более точных вычислений. Для оптимального построения расчетной сетки необходимо определить зависимость между линейными пара-

метрами ячейки сетки и квантом времени одной итерации с параметрами, характеризующими состояние газодинамической среды.

Для разностороннего и как можно более полного описания поведения газодинамических сред с последующей их визуализацией, в работе рассмотрены два природных явления, которые значительно различаются по своей природе. Одно из них – марево перегретого воздуха над нагретой поверхностью. Это явление характеризуется, с одной стороны, большими линейными размерами, а с другой – относительно небольшими температурами и скоростями. Второе – турбулентная струя, истекающая из сопла реактивного двигателя самолета. Это явление характеризуется достаточно компактной локализацией в пространстве, однако имеет высокую температуру истекающих газов, большие значения скоростей и давления. Таким образом, приведенные явления охватывают широкий спектр поведения газодинамического поля. Рассмотрим типы расчетных сеток, которые могут быть использованы при описании поведения и визуализации указанных природных явлений. При построении расчетных сеток были выбраны статические сетки. Статические сетки при проведении расчетов, связанных с аппроксимацией газодинамических величин в рамках рассматриваемого объекта, позволяют снизить затраты как процессорного времени, так и памяти. Кроме того, статические сетки упрощают процесс нахождения газо-

динамических параметров поля в процессе визуализации объекта. Все это в целом создает предпосылки к тому, чтобы процесс расчета параметров поля и визуализацию оказалось возможным выполнять в режиме реального времени.

Рассмотрим турбулентную струю за соплом реактивного двигателя. Поскольку сопло реактивного двигателя является фигурой вращения, то при описании этого явления целесообразно использовать цилиндрическую систему координат. На рис. 1 представлены геометрические элементы задачи. Ось симметрии сопла реактивного двигателя (рис. 1, а) совпадает с направлением оси H . Таким образом, положение точки описывается радиусом R , высотой H и углом поворота β . Преимуществом этой координатной сетки является, в первую очередь, простое вычисление объема и граничных площадей тех ячеек, которые частично занимаются твердой, непроницаемой для газа оболочкой, т.е. стенками реактивного сопла. К достоинствам этой координатной сетки можно отнести простоту вычисления потоков массы через границы ячеек. На рис. 1, б приведена геометрия отдельной ячейки координатной сетки. Вектор скорости ячейки газодинамического поля представлен тремя проекциями $(\bar{V}, \bar{U}, \bar{W})$ на соответствующие оси координат. Соответствующие проекциям скорости потока масс определяются относительно следующих границ ячейки:

$$A_3B_3B_4A_4, A_2B_2B_3A_3, B_1B_2B_3B_4.$$

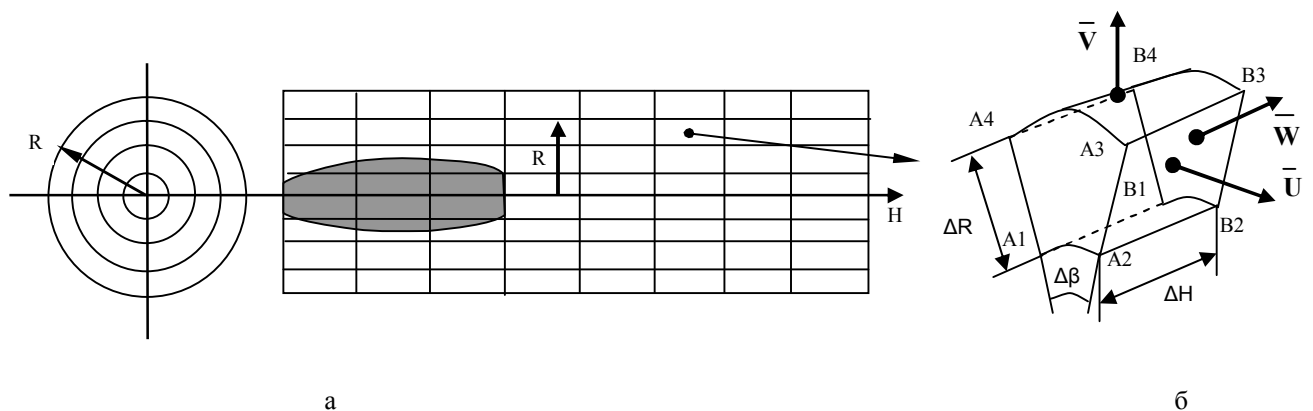


Рис. 1. Геометрические элементы задачи

Таким образом, величины, необходимые для расчета и связанные с геометрическими параметрами объекта, имеют вид:

$$\begin{aligned} V &= \frac{\pi \cdot \Delta r^2 \cdot \Delta h}{N} \cdot (2 \cdot n_r - 1); \\ S_q &= \frac{\pi \cdot \Delta r}{N} \cdot (2 \cdot n_r - 1); \\ S_j &= \Delta r \cdot \Delta h; \\ S_r &= \frac{2 \cdot \pi \cdot \Delta r \cdot n_r}{N} \cdot \Delta h, \end{aligned} \quad (9)$$

где V – объем ячейки координатной сетки; S_q – площадь стенки ячейки, соответствующая фигуре $B_1B_2B_3B_4$; S_j – площадь стенки ячейки, соответствующая фигуре $A_2B_2B_3A_3$; S_r – площадь стенки ячейки, соответствующая фигуре $A_3B_3B_4A_4$; Δr – дискретизация по радиусу; Δh – дискретизация по координате H ; N – количество ячеек по координате j , т.е. по углу β ; n_r – номер анализируемой ячейки по радиусу.

К недостаткам следует отнести явную избыточность этой координатной сетки. Избыточность проявляется в том, что по всей координатной сетке размеры ячеек одинаковы вне зависимости от скоростей движения газа и возможных возмущений потока.

Особенно это проявляется возле объемов, которые находятся в непосредственной близости от граничных условий различного рода. Так, например, в начале координатной оси H мы имеем граничные условия по потоку, втекающему в моделируемую область. Этим граничным условиям соответствует большая скорость потока по оси H . Для обеспечения устойчивости алгоритма необходимо выполнить соответствие [2 – 4]:

$$\Delta t \leq \frac{h_{\min}}{3 \cdot c_0},$$

где $h_{\min}$ – минимальные линейные размеры ячейки расчетной сетки, а значение c_0 численно равно

скорости звука в данной среде (в случае, если скорость движения среды относительно осей координат больше, чем скорость звука, то c_0 равно этой скорости).

Однако по мере удаления по оси H от начала отсчета скорость потока относительно этой оси падает, что, в свою очередь, уменьшает возможные возмущения потока и позволяет увеличивать размер ячеек по оси H , не теряя необходимой точности описания газодинамического поля. Это приводит к сокращению числа расчетных ячеек при моделировании одного и того же газодинамического объема. Следовательно, сокращается время расчета одной итерации алгоритма при сохранении необходимой точности описания объекта.

Аналогичные соображения могут быть приведены по отношению и к радиусу R .

На рис. 2 показан примерный вид расчетной сетки, оптимизированной по количеству расчетных ячеек.

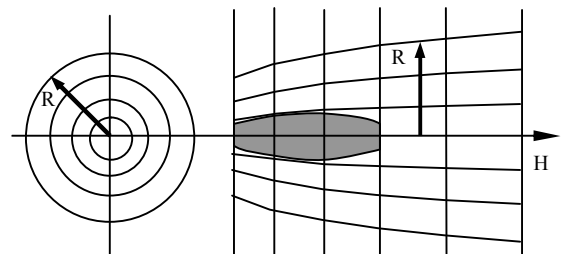


Рис. 2. Цилиндрическая расчетная сетка с приростом длины ячеек по осям R и H

Преимуществом этой сетки является наиболее рациональное распределение ячеек, необходимых для описания исследуемого объекта.

К недостаткам приведенной координатной сетки относятся значительно усложненные математические выкладки, описывающие объем ячеек и их граничные площади.

Кроме этого возникают большие проблемы при вычислении потоков масс через границы ячеек рас-

четной сетки, так как приходится учитывать перенос масс из ячеек, которые непосредственно не граничат с анализируемой ячейкой.

Ниже приведены соотношения применительно к приведенной на рис. 2 расчетной сетке.

$$S_{q-1} = \frac{\pi}{N} (\Delta R \cdot (2n_r - 1) + \delta R \cdot (n_q - 2) \times \text{Fact}(n_r - 2) \cdot n) \cdot (\Delta R + \delta R \cdot (n_q - 2) \cdot (n_r - 1));$$

$$S_q = \frac{\pi}{N} (\Delta R \cdot (2n_r - 1) + \delta R \cdot (n_q - 1) \times \text{Fact}(n_r - 2) \cdot n) \cdot (\Delta R + \delta R \cdot (n_q - 1) \cdot (n_r - 1));$$

$$V = \frac{1}{2} (S_{q-1} + S_q) \cdot (\Delta Q + \delta Q \cdot (n_q - 1));$$

$$S_j = \frac{1}{2} (2\Delta R + \delta R \cdot (n_r - 1) \cdot (2n_q - 3)) \cdot (\Delta Q + \delta Q \cdot (n_q - 1));$$

$$S_r = \frac{\pi}{N} (2\Delta R \cdot 2n_r + \delta R \cdot \text{Fact}(n_r - 1) \times (2n_q - 3)) \cdot (\Delta Q + \delta Q \cdot (n_q - 1));$$

где V – объем ячейки расчетной сетки; S_q , S_{q-1} , S_j , S_r – площади стенок ячейки относительно соответствующих координат; ΔR – дискретизация по радиусу; ΔQ – дискретизация по координате H ; δR – прирост длины ячейки в зависимости от номера по H в дискретизации по радиусу; δQ – прирост длины ячейки относительно оси H в дискретизации по этой оси; N – количество ячеек по координате j , т.е. по углу; n_r – номер анализируемой ячейки по радиусу; n_q – номер анализируемой ячейки по оси H .

Следует заметить, что вычисление приведенных параметров для дробных ячеек, т.е. ячеек, в состав которых входят поверхности, непроницаемые для газодинамического поля, представляет еще большую сложность. В связи с этим в системах реального времени использование этой расчетной сетки нерационально, так как выигрыш по количеству ячеек нивелируется сложностью расчета параметров самих ячеек.

Компромиссным является вариант, при котором размер ячеек в направлении радиус-вектора остается неизменным. В этом случае получаем значительную

Предположим, что для описания используется следующая функция:

$$\Delta R^n = \Delta R + \delta R \cdot (n_q - 1).$$

Тогда:

экономии по количеству ячеек расчетной сетки за счет изменения размеров ячеек относительно оси H при сохранении простоты вычислений. Таким образом, с точки зрения скорости вычислений итерации при сохранении достаточной для системы визуализации точности рациональная расчетная сетка имеет вид, приведенный на рис. 3.

Основой расчета ячеек этой сетки являются соотношения (9), за исключением того, что добавляется прирост длины ячейки относительно оси H в зависимости от анализируемой ячейки. Вычисление величины прироста длины ячейки аналитическим путем является сложной задачей в связи с неоднородностью распределения газодинамических параметров среды в рамках расчетной сетки. Алгоритм выбора прироста длины ячейки будет рассмотрен в последующих публикациях.

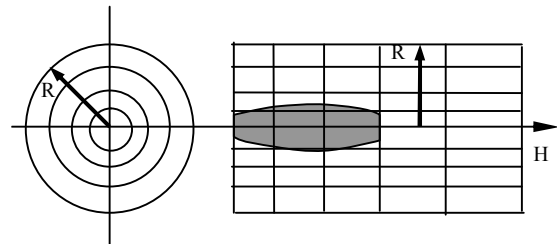


Рис. 3. Цилиндрическая расчетная сетка с приростом длины ячейки по оси H

Природное явление, называемое «маревое перегретого воздуха», характеризуется большими линейными размерами и относительной равномерностью газодинамических параметров на всем протяжении анализируемого объекта. В связи с этим при описании объекта целесообразно использовать прямоугольную координатную сетку. Кроме того, следует заметить, что при удалении от нагреваемой поверхности возмущения газодинамического поля убывают. Это дает нам возможность вдоль координаты, ось которой перпендикулярна нагреваемой поверхности, равномерно увеличивать линейный размер ячейки. Увеличение размеров ячеек не приводит к потере точности и в тоже время сокращает время расчета одной итерации в связи с уменьшением количества анализируемых ячеек.

Заключение

1. Выбран метод описания газодинамических сред для дальнейшего использования в системах визуализации.
2. Определен набор уравнений для описания каждого этапа алгоритма, описывающего газодинамический объект (1 – 9).
3. Предложенное описание позволяет проводить визуализацию сложных многокомпонентных газодинамических систем, в том числе течений с излучением.
4. В описании заложена возможность гибкого управления параметрами модели газодинамического поля, что, в свою очередь, дает возможность отобразить процесс взаимодействия газодинамического объекта с другими объектами сцены.
5. Описание может быть использовано в инженерных расчетах и научных исследованиях с последующей визуализацией результатов.

Дальнейшие работы направлены на решение следующих задач:

- оптимизация строения расчетной сетки;
- оптимальный выбор кванта времени итерации и линейных размеров расчетной сетки для ускорения процесса визуализации при сохранении требуемой точности вычислений и др.

Литература

1. Foley J.D., van Dam A., Feiner S.K., Hughes J.F. Computer Graphics (principles and practice). – Addison-Wesley Publishing Company, Inc. 1996. – 1175 p.
2. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я. Численное решение многомерных задач газовой динамики. – М.: Наука, 1976. – 401 с.
3. Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. – М.: Наука, 1982. – 500 с.
4. Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод «крупных частиц» для задач газовой динамики // Информ. бюллетень СО АН СССР "Численные методы механики сплошной среды". – 1970. – Т. 1. – С. 27.
5. Выгодский М.Я. Справочник по высшей математике. – М.: Наука, 1966. – 870 с.
6. Берже П., Помо И., Видаль К. Порядок в хаосе. О детерминистском подходе к турбулентности: Пер. с франц. – М.: Мир, 1991. – 368 с.

Поступила в редакцию 29.03.05

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

UDC 656.13.052.8

O.M. PAPCHENKO, A.V. GUSEV*National Transport University, Ukraine*

ANALYSIS OF COCKPIT ECOLOGY AND ITS INFLUENCE ON OPERATOR AND TRANSPORT SAFETY

The influence of hazardous substances and materials present in the working environment on operator safety and transport safety is considered. The principles of the problems are stipulated. The classification of negative factors of pilot's working environment is proposed.

operator, operator safety, transport safety, hazardous materials, physical and chemical factors, psychophysiological parameters, negative influence, working environment

Introduction

The importance of transport safety is underlined by recent accidents and crashes statistics and by scores of publications concerning the anticipated topic.

The operator (i.e. pilot, driver, train operator, etc.) is considered responsible for up to 80% of all accidents. The purpose of the presented article is to analyze the influence of hazardous factors on operator (pilot) and its farther implication on aviation safety.

Principles of the problem

The problem of securing safety in transport is complex and multi-factor. The following major factors lead to accidents and/or crashes:

- human factors (operator's psychophysiology, erroneous and/or untimely perception of the situation (including visual perception), level of professional skills, types and efficiency of operator training (controlling), influence of medicine and other foreign substances etc.) [1];

- runways factor (the widths, lengths, runway pavement type and conditions etc.);

- aircraft (vehicle) factor (technical conditions, visibility, concentration of fumes and evaporations in the cockpit, environment and working environment conditions etc.);

- weather conditions;
- etc.

In accordance with chosen direction of investigation the in-depth analysis of working environment and its influence on operator's psychophysiology (specifically, the influence of hazardous substances on pilot or driver) and thus its would be negative influence on transport safety was made.

The main aim of research is enhancement of safety in transport (it should be noted that similar factors influence the safety of automobile and railway transport) by implementing the measures allowing to eliminate or minimize the negative influence of working environment on operator; the other aim is the development of methods for assessment of such hazardous factors on operator's (pilot's) professional activities.

While accessing the influence of working (cockpit) environment on transport safety one should define the main factors the operator is exposed to; the proper classification of the later factors should also be done. In general all factors are divided in two separate groups.

Group 1. Physical Factors

1. Meteorological Factors (Microclimate):

- a) internal air temperature;
- b) humidity;
- c) air movement;

d) infrared radiation.

2. Radiation:

a) ionizing;

b) ultraviolet;

c) light;

d) high-frequency.

3. Oscillation and Vibration:

a) Acoustical Vibrations (noise);

b) Mechanical Vibrations (overall and local vibrations and oscillations and jolting).

4. Air Dust Content (Dusting).

Group 2. Chemical Factors

1. Technical Solvents.

2. Synthetic Polymers.

3. Carbon Dioxide.

4. Other non-organic gases and evaporations.

5. Metals and its compounds.

6. Fuels and Combustible Materials.

7. Motor oils, Lubricants and Cooling Liquids.

8. Organic Substances, which are being used, for example, in Agricultural Aviation.

The methods of assessment of working environment influence on human should be based on:

- measurement and assessment of separate (specific) factor's intensity (levels of concentration);
- comparison of obtained results with existing norms (standards);
- assessment of changes in operator's psychophysiological parameters under the influence of specific working environment's hazardous factor (being studied) and under the influence of working environment as a whole.

One more aim of the presented research is the development of specific norms (standards) (sanitary norms) and recommendations and development of technical means allowing to adhere to proposed recommendations.

It should be noted that the sanitary norms (occupational hygiene) are quantitative indexes, which charac-

terize the accordance of working environment with physical needs of human body.

Table 1
Factors, which influence the operator

Parameter	Comfort zone	Allowed values
Carbon Dioxide, mg/l	0 – 0,016	0,4
Oxygen, %	15 – 60	> 60
Air velocity, m/s	0,39 – 0,57	<0,14 >1,4
Humidity, %(*)	30 – 70	<10 > 90
Temperature, °C (*)	17 – 24	<12 > 38
Acceleration, m/s ²	0 – 0.1	>1,0
Current, mA (at 50 hertz)	0 – 1	>10
Illumination, lux	200 – 1000	100000
Noise, decibel (permanent silence is prohibited)	0 – 85	> 94
Frequency of Vibration, hertz	0 – 1	10
Other factors	Should be studied	Should be studied

*) interrelated parameters

The decision of a problem

Microclimate is defined by the combination of temperature, humidity and air velocity. The optimal temperature (OT) allows to provide the highest working capacity and dependability of operator. The changes of temperature relative to OT (especially for extended periods) leads to increase in operator response, fatigue and as the result – leads to decrease of safety levels.

The humidity and air velocity significantly influence the body heat regulation. For example, low temperature and high humidity leads to increase of body heat emission and thus results in intensive cooling of body. The high temperature and high humidity leads termination of body heat emission and thus results in overheating of body.

The air velocity in the cockpit (cabin) also significantly influences the human.

For initial practical purposes the following equation could be recommended [2]:

$$S = 7,8 - 0,12t_a - 0,09t_e - 0,04p + \dots \\ \dots + 0,03(37,8 - t_a) \cdot v^{1/2},$$

where S – “comfortable state of the operator” index;

t_a – air temperature;

t_e – average temperature of surrounding objects and hull (average environment temperature);

v – air velocity (measured in several locations of cockpit);

p – water evaporation pressure.

The above equation allows to subdivide cockpit environment conditions into quality groups.

In the view of the authors, currently existing list of hazardous materials influencing the pilot safety is insufficient.

The major hazardous substances are in accordance with Table 1. It can be seen that a lot of the factors (presented in the classification) are not anticipated and taken into account.

The current statistics show that concentration some potentially hazardous substances present in cockpit (especially in newly manufactured vehicles) is many times above allowed (above norms).

In several cases hazardous fumes led to extensive allergies, to severe fatigue and even loss of consciousness by the operator.

All the potential hazardous material and their sources and their influence on pilot safety should be studied.

Intensity and character of noise and vibration influence depends on their type, source and the levels.

For example, the sources of noise and vibration in vehicle are:

- engines;
- hydraulics system;
- elements of the hull.

Noise leads to:

- increase of operator’s response time;

- deterioration of operator’s visual apparatus performance;
- deterioration of operator’s movement coordination;
- deterioration of operator’s vestibular apparatus.

The conclusions

As shown above the substantial changes of operator’s psycho-physiological parameters caused by working environment lead to significant decrease of operator safety and to according decrease of transport safety. All the presented hazardous factors should be studied and taken into account (in accordance with the classification proposed by the authors of the article).

The further research of aviation safety are directed at research of:

- defining all possible negative factors, which influence the pilot (operator);
- defining hazardous substances and their sources;
- determine the relation of aviation safety and action of hazardous materials (working environment) on pilot (operator);
- development of measures and technical means (devices) to eliminate the influence of above negative factors on pilot.

References

1. Gusev A.V., Papchenko O.M. Development of method for assessing the efficiency of visual information acquisition by the operator // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 2. – P. 28 – 30.
2. Flenuvich S. at all. *Ergonomics*. – W.: K&W, – 1998. – 395 p.

Поступила в редакцию 21.04.05

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Н.Н. Дмитриев, Национальный транспортный университет, Киев.

УДК 629.734.7

П.И. ИВАНОВ

НИИ аэроупругих систем, АР Крым, Украина

ДВЕ СТРАТЕГИИ ДАЛЬНОГО НАВЕДЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОЙ ПЛАНИРУЮЩЕЙ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ НА ЦЕЛЬ

В работе рассматриваются два варианта стратегий наведения управляемой парашютной системы (УППС) на цель по критерию минимально возможного удаления точки посадки в случае недолета до цели.

управляемая планирующая парашютная система, стратегия дальнего наведения

Введение

Проблема поиска стратегий наведения управляемой парашютной системы на цель по критерию минимально возможного удаления точки посадки в случае недолета до цели при случайном распределении ветра по высоте является одной из актуальных проблем и связана с задачей обеспечения посадки систем груз-парашют на площадки ограниченных размеров.

Последние результаты и материалы, в которых начато решение данной задачи и на которые в данной статье делаются ссылки, изложены в работах [1 – 4]. Нерешенная на сегодняшний день часть общей проблемы, которой посвящена данная работа, связана с построением моделей дальнего наведения управляемой парашютной системы на цель, что позволит в дальнейшем продвинуться вперед в решении задач наведения и повысить надежность доставки грузов к цели.

Целью настоящей работы является исследование стратегий дальнего наведения управляемой планирующей парашютной системы на цель по критерию минимально возможного удаления точки посадки от цели в случае недолета до цели.

Исследование стратегий

Выбор стратегий управления системой груз-планирующий парашют на этапе дальнего наведе-

ния предполагает выбор концепций при построении математической модели для навигационной программы дальнего наведения. В качестве основных концепций были выбраны следующие.

1. Система груз – УППС может проходить несколько слоев атмосферы с различными (случайными) скоростями и направлениями вектора ветра $\overline{W}$.
2. Горизонтальная составляющая воздушной скорости движения системы $\overline{V}_2$ сравнима со скоростью ветра, т.е. $V_2 \sim W$ и $0 \leq W \leq 1,2V_2$.
3. Вывод системы на курс к цели всегда выполняется с некоторой погрешностью, которую в ряде случаев приходится корректировать.
4. Необходимо обеспечить минимизацию энергозатрат на управление.

В полете необходимо постоянно (используя данные системы глобального геопозиционирования GPS) отслеживать изменения в направлении и скорости ветра и принимать меры (пользуясь органами управления) к сохранению общего курса системы.

Под *общим курсом системы* понимается либо ориентация вектора горизонтальной составляющей $\overline{V}_2$ воздушной скорости системы (ее продольной оси) на цель, либо ориентация вектора путевой скорости $\overline{V}_H$ на цель O . Это, в свою очередь, соответственно определяет две стратегии управления системой – A и B .

Курсом системы будем называть выбор стратегии A – ориентации вектора горизонтальной составляющей $\bar{V}_z$ воздушной скорости системы (ее продольной оси) на цель и характеризовать его углом ϕ – отклонения вектора $\bar{V}_z$ от оси Ox по часовой стрелке. Ось Ox ориентирована на север.

Путевым курсом системы будем называть выбор стратегии B – ориентации вектора путевой скорости системы $\bar{V}_П$ на цель O и характеризовать его углом ψ – отклонения вектора $\bar{V}_П$ от оси Ox по часовой стрелке. На этапе дальнего наведения, после сбрасывания системы с носителя и ориентации ее на цель, можно использовать любую стратегию дальнейшего продвижения к цели, A или B .

Разработка стратегии A

Стратегия A заключается в постоянной ориентации продольной оси системы (вектора горизонтальной составляющей воздушной скорости $\bar{V}_z$) на цель.

При реализации стратегии A необходимо рассмотреть два случая.

1. Ветер встречный (от цели).

Минимизируется возможное удаление от цели после посадки при встречном (от цели) ветре. Это достигается тем, что:

а) путевая скорость $\bar{V}_П$ удаления от цели (если вдруг окажется, что $\bar{W} > \bar{V}_z$) должна быть как можно меньше;

б) направление продвижения к цели – как можно ближе, т.е. угол γ между вектором $\bar{V}_П$ и направлением на цель должен быть минимальным из всех допустимых.

Удовлетворить одновременно двум последним требованиям невозможно но, как показывают исследования, можно найти для них точку компромисса, которой удовлетворяет именно условие ми-

нимизации_возможного удаления от цели после посадки.

2. Ветер попутный (к цели).

В данном случае, минимизировать возможное удаление от цели означает минимизацию времени прибытия в район цели, а значит, максимизацию запаса высоты к моменту прибытия к цели, что позволит построить требуемый маневр для точного выхода в цель.

Это можно сделать за счет того, что:

а) путевая скорость $\bar{V}_П$ приближения к цели должна быть как можно больше;

б) угол γ между вектором $\bar{V}_П$ и направлением на цель должен быть минимальным из всех возможных.

Удовлетворить одновременно двум последним требованиям а) и б) можно только при строго попутном ветре и курсе системы на цель.

В случае наличия угла между направлением попутного ветра и направлением курса системы существует компромисс, который, как следует из результатов проведенных испытаний, заключается в том, чтобы непрерывно сохранять курс системы, т.е. направление вектора $\bar{V}_z$ на цель.

Для сохранения постоянным курса на цель необходимо непрерывно корректировать курс системы систематическими управляющими воздействиями, что приводит к большому расходу энергии аккумуляторов, питающих работу сервомеханизмов. Нужно выбрать стратегию «экономного управления» – небольшое количество управляющих воздействий при максимальном конечном эффекте – выход в плоскость глиссады предпосадочного планирования (ГПП) и непосредственно на ГПП.

Здесь можно выбрать стратегию полета по прямой с курсом, пересекающим плоскость ГПП (сориентировав систему и выдержав курс до входа в зону разворота для выхода на ГПП) и проверить возможность выхода на ГПП. Эта стратегия минимизирует расход энергии (правда, за счет небольшой потери высоты к моменту выхода на ГПП). Если эта страте-

гия не дает возможности выхода на ГПП (или над ГПП), то в этом случае в середине траектории полета нужно выполнить корректировку курса продольной осью системы на цель и вновь проверить возможность выхода на ГПП (или над ГПП) с нового пересекающегося курса. Если и эта стратегия не даст положительного результата, то при достаточном запасе высоты необходимо попробовать войти в зону ближнего наведения с курса, параллельного линии ветра и с нее на ГПП. Если же и эта стратегия окажется неэффективной, то нужно искать другие критерии оптимальности и рассчитывать посадку в окрестности цели с заходом против ветра.

Возникает вопрос о разработке метода корректировки курса системы на цель для навигационной программы.

Алгоритм метода заключается в следующем.

1. Определить собственные координаты точки $M_{II}(x_{II}, y_{II}, z_{II})$ положения системы в пространстве относительно цели. Определить угол ψ_0 линии кратчайшего пути к цели с осью Ox относительно цели.

2. Пересчитать этот угол в связанную с системой груз – УППС (подвижную) систему координат:

– $\psi_{II} = \psi_0 - \pi$, если координата $z < 0$ (для III и IV квадрантов декартовой системы координат, связанной с целью O);

– $\psi_{II} = \psi_0 + \pi$, если координата $z > 0$ (для I и II квадрантов).

3. Определить угол ϕ , образуемый вектором $\bar{V}_e$ с осью Ox подвижной системы координат, связанной с системой груз – УППС.

4. Определить разность $\Delta\phi = \psi_{II} - \phi$.

Если $\psi_{II} > \phi$, т.е. $\Delta\phi > 0$, то при расположении системы в любом квадранте выполняется доворот вправо, т.е. отклоняется правая стропа управления (СУ). Если $\psi_{II} < \phi$, т.е. $\Delta\phi < 0$, то при расположении системы в любом квадранте выполняется доворот влево, т.е. отклоняется левая стропа управления.

5. На этапе дальнего наведения для корректировки курса необходимо выбирать радиус разворота системы r_p немного меньше, чем $r_{p \max}$ для того, чтобы использовать минимально энергоемкий режим. На этапе ближнего наведения для корректировки курса необходимо выбирать радиус разворота системы r_p немного больше, чем $r_{p \min}$ для того, чтобы достаточно быстро выполнять разворот.

6. Определить время удержания СУ в развороте:

$$\Delta t_p = \frac{\Delta\phi \cdot r_p}{V_p} + \Delta t_1 \approx k_5 \frac{\Delta\phi \cdot r_p}{V_p},$$

где V_p – скорость в режиме разворота для заданного радиуса разворота r_p ; Δt_1 – поправка ко времени, учитывающая переходной процесс нестационарного режима в начале и конце разворота; k_5 – коэффициент, учитывающий переходной процесс для данного радиуса разворота. Определяется экспериментально.

Вывод уравнений движения системы в режиме выбора стратегии A

Стратегия A заключается в постоянной ориентации продольной оси системы (вектора горизонтальной составляющей воздушной скорости $\bar{V}_e$) на цель (рис. 1).

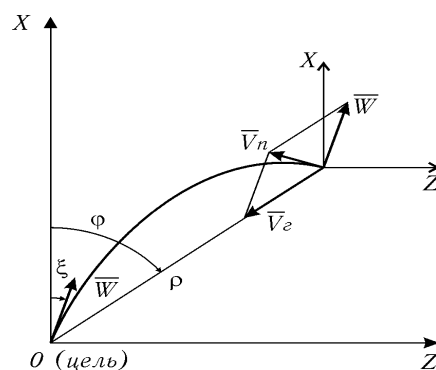


Рис. 1. Схема движения системы при реализации стратегии A

Это приводит к системе дифференциальных уравнений движения системы груз – УППС в полярной системе координат (ρ, ϕ) :

$$\begin{cases} \frac{d\rho}{dt} = -[V_z - W \cos(\phi - \xi)] \\ \rho \frac{d\phi}{dt} = -W \sin(\phi - \xi). \end{cases}$$

Учитывая, что

$$\frac{d\rho}{dt} = \frac{d\rho}{d\phi} \frac{d\phi}{dt},$$

получим

$$\frac{d\rho}{d\phi} = \frac{\rho[-V_z + W \cos(\phi - \xi)]}{-W \sin(\phi - \xi)},$$

или после разделения переменных

$$\frac{d\rho}{\rho} = \frac{[-V_z + W \cos(\phi - \xi)]d\phi}{-W \sin(\phi - \xi)}.$$

Решение данного уравнения имеет вид:

$$\rho = \frac{c \left[\operatorname{tg} \left(\frac{(\phi - \xi)}{2} \right) \right]^{\frac{V_z}{W}}}{\sin(\phi - \xi)}, \quad (1)$$

где константа c определяется из данного решения при следующих начальных условиях:

$$\rho = \rho_0, \quad \phi = \phi_0.$$

На рис. 2 представлено частное решение уравнения – траектория движения системы груз – УППС к цели при значении константы $c = 108,727$ (т.е. при следующих начальных условиях: угол ветра $\xi = 20^\circ$; горизонтальная составляющая воздушной скорости системы $V_z = 20$ м/с; скорость ветра $W = 15$ м/с; начальное значение полярного радиуса $\rho_0 = 170$ м; начальное значение полярного угла $\phi_0 = 127^\circ$).

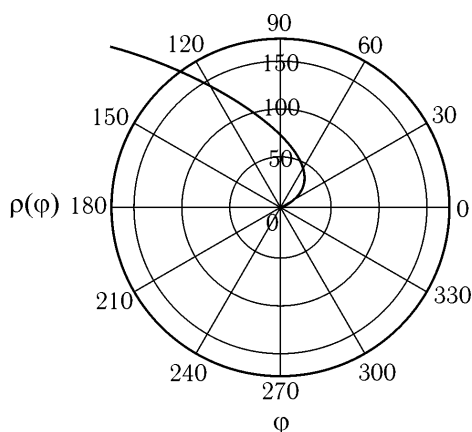


Рис. 2. Траектория движения системы груз – УППС к цели при реализации стратегии A

Анализ решений показывает, что во всех случаях движения происходит выход к цели против ветра (при наличии запаса высоты), независимо от того, где находился объект в начальный момент времени. Это достаточно хорошее свойство стратегии A для осуществления мягкой посадки системы груз – УППС.

Если же выход в точку цели произошел на большой высоте, то придется перед целью, уже в плоскости ветра, рассчитывать точку момента начала затягивания обеих СУ с целью обеспечения экстренной потери высоты.

Если известна высота системы в момент начала маневра A , то можно рассчитать точку посадки на траектории с возможным недолетом до цели или перелетом через цель.

Предельное время снижения с данной высоты H (на которой система находится в данный момент времени) можно оценить по формуле:

$$t_{np} = \frac{H(\rho_0, \phi_0)}{V_y},$$

где V_y – вертикальная составляющая воздушной скорости системы.

Казалось бы, что общее время полета до цели можно получить из первого уравнения системы дифференциальных уравнений с использованием решения (1):

$$t_0 = \frac{-c}{W} \int_{\phi_0}^{\xi} \frac{\left(\operatorname{tg} \left(\frac{(\phi - \xi)}{2} \right) \right)^{\frac{V_z}{W}}}{\sin^2(\phi - \xi)} d\phi.$$

Однако подынтегральная функция имеет ряд точек разрыва второго рода, что делает весьма проблематичным использование последней формулы для расчета общего времени полета к цели.

Необходимо выбрать другой способ для оценки общего времени полета к цели, не обладающий недостатком, связанным с необходимостью интегрирования разрывных функций.

Можно использовать методы приближенного численного интегрирования по участкам траектории, заменяя плавную кривую траектории ломаной линией.

Тогда общее время полета t_o можно представить как сумму времен Δt_i по отдельным участкам полета ΔS_i с шагом $\Delta \phi = (\phi_{i+1} - \phi_i)$:

$$\begin{aligned} t_{01} &= \sum_i \Delta t_i = \sum_i \frac{\Delta S_i}{V_{Pi}} = \sum_i \frac{\sqrt{(\Delta x_i)^2 + (\Delta z_i)^2}}{V_{Pi}} = \\ &= \sum_i \frac{\sqrt{\rho_{i+1}^2 + \rho_i^2 - 2\rho_{i+1}\rho_i \cos(\phi_{i+1} - \phi_i)}}{\sqrt{V_z^2 + 2V_z W \cos(\phi_i - \xi) + W^2}} = \\ &= \sum_i \sqrt{\frac{\rho_{i+1}^2 + \rho_i^2 - 2\rho_{i+1}\rho_i \cos(\phi_{i+1} - \phi_i)}{V_z^2 + 2V_z W \cos(\phi_i - \xi) + W^2}}. \end{aligned}$$

Кроме того, для путевой скорости V_{Pi} из треугольника скоростей следует, что

$$V_{Pi} = \sqrt{V_z^2 + 2V_z W \cos(\phi - \xi) + W^2},$$

где ρ, ϕ – полярные координаты точки траектории.

Шаг $\Delta \phi = (\phi_{i+1} - \phi_i)$ задается достаточно малым ($\approx 0,5^\circ$). Значения полярного радиуса ρ_i для каждого значения ϕ_i берутся из формулы (1).

Расчет времени t_{01} по полученной формуле начинается со значения $\phi = \phi_0$, а заканчивается углом $\phi = \xi \pm 1^\circ$. На оставшемся участке внутри интервала $\phi = \xi \pm 1^\circ$ время полета определяется по формуле

$$\Delta t_k \approx \frac{\rho_n}{(V_z - W)},$$

где ρ_n – значение полярного радиуса в точке аргумента $\phi = \xi \pm 1^\circ$.

Таким образом, окончательно общее время полета равно $t_o \approx t_{01} + \Delta t_k$.

Далее необходимо выполнить сравнение величин t_o и t_{np} .

Если $t_{np} < t_o$, то система груз-парашют совершит посадку с недолетом до цели.

Если $t_{np} = t_o$, то система совершит посадку точно в цель.

Если $t_{np} > t_o$, то перед целью придется экстренно терять высоту, для чего необходимо будет выполнять затягивание обеих СУ на большую величину.

Разработка стратегии В

Может оказаться, что вектор ветра $\bar{W}$ сориентирован к оси Ox под таким углом ξ , что при данном значении вектора $\bar{V}_z$ горизонтальной составляющей воздушной скорости нельзя получить вектор путевой скорости $\bar{V}_P$, сориентированным строго на цель.

В связи с этим возникает задача: определить допустимое значение угла ϕ , образуемого вектором скорости $\bar{V}_z$ с осью Ox для заданных значений $\bar{W}$ и ξ , при которых вектор $\bar{V}_P$ будет находиться на линии кратчайшего расстояния, соединяющей объект с целью, т.е. будет сориентирован строго на цель.

По условию данной задачи требуется, чтобы вектор $\bar{V}_P$ – диагональ параллелограмма, образованного векторами $\bar{W}$ и $\bar{V}_z$, лежал на линии кратчайшего пути OO' , соединяющей точку цели O с точкой O' местонахождения объекта.

Рассмотрим два случая, когда скорость $\bar{V}_z$ по модулю больше или меньше скорости ветра $\bar{W}$.

Случай 1. Скорость $\bar{V}_z$ по модулю больше скорости ветра $\bar{W}$.

Строим параллелограмм на векторах $\bar{W}$ и $\bar{V}_z$ как на сторонах с диагональю, лежащей на линии OO' .

Алгоритм дальнейших построений заключается в следующем.

1. Определяем значение угла ориентации ϕ вектора $\bar{V}_z$ к оси Ox .

2. Находим координаты точки K – конца вектора путевой скорости системы груз – УППС в системе координат с центром в точке O :

$$x_K = x_{O'} + W \cos \psi \cos(\psi - \xi) + \cos \psi \sqrt{V_z^2 - W^2 \sin^2(\psi - \xi)}; \quad (2)$$

$$z_K = z_{O'} + W \sin \psi \cos(\psi - \xi) + \sin \psi \sqrt{V_z^2 - W^2 \sin^2(\psi - \xi)}. \quad (3)$$

Уравнение линии вектора скорости $\bar{V}_z$:

$$\frac{x}{z} = \frac{x_K - W \cos \xi}{z_K - W \sin \xi} = A, \text{ т.е. } x = Az.$$

Уравнение окружности с центром в точке мгновенного положения системы O' :

$$x^2 + y^2 = V_z^2.$$

Решая последние два уравнения, найдем координаты вершины вектора $\bar{V}_z$:

$$z_\phi = \pm \frac{V_z}{\sqrt{A^2 + 1}}; \quad (4)$$

$$x_\phi = \pm \frac{AV_z}{\sqrt{A^2 + 1}}.$$

Знак "+" для обеих координат берется в случае, если вектор $\bar{V}_z$ лежит в первой или второй четвертях связанной системы координат, а знак "–" в случае, если вектор $\bar{V}_z$ лежит в третьей или четвертой четвертях связанной системы координат.

Тогда

$$\operatorname{ctg} \phi = \frac{x_\phi}{z_\phi} = \frac{x_K - W \cos \xi}{z_K - W \sin \xi},$$

откуда угол между вектором $\bar{V}_z$ и осью Ox :

$$\phi = \operatorname{arccctg} \left(\frac{x_K - W \cos \xi}{z_K - W \sin \xi} \right), \quad (5)$$

где x_K и z_K определяются по формулам (2) и (3).

Если пользоваться формулами (4), то нужно помнить, что главное значение тангенса лежит в интервале $\left(-\frac{\pi}{2}\right) \div \left(+\frac{\pi}{2}\right)$, а котангенса – в интервале $(0 \div \pi)$ и при превышении этих интервалов необхо-

димо добавлять π . Для формулы (5) если $z_\phi > 0$ (или $0 < \phi < \pi$), то π не добавляется, но добавляется в противном случае. Здесь углы ξ, ψ, ϕ отсчитываются по часовой стрелке в подвижной (связанной с объектом) системе координат.

Исследования показывают, что в случае, когда скорость $\bar{V}_z$ по модулю больше скорости ветра $\bar{W}$, всегда существует проекция векторов $\bar{V}_z$ и $\bar{W}$ на линию кратчайшего пути, т.е. всегда можно построить вектор путевой скорости $\bar{V}_\Pi$, направленный к точке цели O .

Случай 2. Скорость $\bar{V}_z$ по модулю меньше скорости ветра $\bar{W}$.

В этом случае возможно приведение вектора путевой скорости на линию кратчайшего пути к цели только лишь в том случае, если угол вектора ветра $\bar{W}$ попадает внутрь интервала

$$\pm \alpha = \arcsin \left(\frac{V_z}{W} \right),$$

отсчитываемого в обе стороны от направления на цель. Чем больше модуль вектора ветра по сравнению с модулем горизонтальной составляющей вектора воздушной скорости, тем меньше раствор угла α .

В навигационной программе наведения системы груз – планирующий парашют на цель необходимо выполнять проверку возможности попадания вектора ветра $\bar{W}$ внутрь интервала $\pm \alpha$.

Время полета до цели O при выборе стратегии В определяется по формуле

$$t_\Pi = \frac{OO'}{V_\Pi} = \sqrt{\frac{x_{OO'}^2 + z_{OO'}^2}{V_z^2 + W^2 + 2V_z W \cos(\phi - \xi)}}.$$

При небольших углах наклона вектора скорости ветра к линии OO' , ориентированной на цель, следует сравнивать между собой стратегии A и B , например, по критериям времени полета к цели или минимально возможного удаления в случае недолета до цели и выбирать наиболее приемлемую из них.

Заключение

1. Рассмотрены две стратегии A и B , выбор которых в ряде случаев представляется наиболее предпочтительным на участке дальнего наведения на цель системы груз – УППС.

2. Получено точное аналитическое решение для модели движения системы при выборе стратегии A . Обнаружено, что при использовании стратегии A происходит выход к цели против ветра (при наличии запаса высоты), независимо от того, где находился объект в начальный момент времени, что позволяет значительно облегчить задачу мягкой посадки системы груз – УППС.

3. Показано, что при определении времени полета до цели для бортового вычислителя нельзя использовать интеграл оценки времени, так как подынтегральная функция имеет ряд точек разрыва второго рода, что может приводить к нежелательным прерываниям и перезагрузке бортового компьютера в полете. Предложен другой способ для оценки общего времени полета к цели, не обладающий недостатком, связанным с необходимостью интегрирования разрывных функций.

4. При анализе стратегии B установлено, что в случае, когда скорость $\bar{V}_z$ по модулю больше скорости ветра $\bar{W}$, всегда существует проекция векторов $\bar{V}_z$ и $\bar{W}$ на линию кратчайшего пути, т.е. всегда можно построить вектор путевой скорости $\bar{V}_H$, направленный к точке цели O . В случае, когда скорость $\bar{V}_z$ по модулю меньше скорости ветра $\bar{W}$, возможно приведение вектора путевой скорости на линию кратчайшего пути к цели только лишь тогда, когда угол вектора ветра $\bar{W}$ попадает внутрь приведенного в работе интервала.

Чем больше модуль вектора ветра $\bar{W}$ по сравнению с модулем горизонтальной проекции вектора

воздушной скорости $\bar{V}_z$, тем меньше раствор угла α . В навигационной программе наведения системы груз – планирующий парашют на цель необходимо выполнять проверку возможности попадания вектора ветра $\bar{W}$ внутрь интервала $\pm\alpha$.

5. Предложено сравнивать между собой стратегии A и B по различным критериям и выбирать наиболее приемлемую.

Перспективы дальнейших исследований состоят в разработке математической модели навигационной программы дальнего наведения системы груз – УППС с учетом влияния различных факторов.

Литература

1. Гимадиева Т.З. К вопросу оптимального управления планирующей парашютной системой // Динамические системы. – Симферополь: СГУ, 1998. – № 14. – С. 71 – 77.
2. Иванов П.И. Техническая справка № 16518.52-04ТС. Стратегия ближнего наведения управляемой планирующей парашютной системы на цель при минимизации управляющих воздействий. – Феодосия: НИИ АУС, 2004. – 62 с.
3. Иванов П.И. Выбор оптимальных стратегий наведения управляемой планирующей парашютной системы на цель // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2004. – № 2 (10). – С. 49 – 53.
4. Иванов П.И. Математическая модель стратегии ближнего наведения управляемой планирующей парашютной системы на цель при попутном ветре // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2004. – № 6 (14). – С. 28 – 31.

Поступила в редакцию 14.04.05

Рецензент: канд. физ.-мат. наук, доц. Г.С. Абрамов, Херсонский национальный технический университет, Херсон.

УДК 681.324

Н.О. КОРОЛЮК¹, А.И. ТИМОЧКО¹, О.В. КАСЬЯН²¹*Харьковский университет Воздушных Сил, Украина*²*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ЛОГИКО-ЛИНГВИСТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ОПЕРАТИВНОСТИ И КАЧЕСТВА ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ ПРИ НАВЕДЕНИИ

Рассматривается вопрос создания системы поддержки принятия решения на основе логико-лингвистической модели для повышения оперативности и качества принятия решения при наведении истребителей на воздушные цели противника

перехват, наведение, топливный расчет, параметры траектории, многоступенчатая селекция, сближение перехватчиков

Введение

В процессе выполнения боевой задачи истребителями по перехвату и уничтожению воздушных целей противника одной из основных задач экипажей является вывод истребителя в район воздушной цели с точностью, которая обеспечит своевременное обнаружение и опознавание воздушной цели противника, и поражение ее с первой атаки.

Повышение сложности самолетовождения при полетах на малых и предельно малых высотах, необходимость выполнения маневрирования в условиях огневого воздействия противника приводят к неточному выходу истребителя в район воздушной цели противника и трудностям ее поиска, часто преждевременному включению бортовой радиолокационной станции. В этих условиях экипаж будет вынужден выполнить повторный заход, что снижает элемент внезапности атаки или приводит к срыву выполнения боевой задачи. Кроме того, значительно возрастают потери истребителей от средств противовоздушной обороны противника или от огня самой воздушной цели.

Таким образом, в настоящее время необходимость и возможность создания системы поддержки принятия решения (СППР) на основе логико-

лингвистических моделей для повышения оперативности и качества принятия решения при наведении истребителей на воздушные цели противника является *актуальной*.

Задачи, решаемые командиром, – это, как правило, многокритериальные задачи, в которых необходимо учитывать большое количество факторов, оценивать эффективность принимаемых решений и их последствия. Противоречивость требований к результату решений, неоднозначность оценки ситуации, физиологические и психологические особенности человека сильно усложняют процесс принятия решений, не позволяют лицу, принимающему решение (ЛПР), эффективно обрабатывать объемы информации и оперативно анализировать ее [1].

Основные задачи, решаемые группой программ управления и наведения

Анализ алгоритмов работы существующих автоматизированных систем наведения показывает, что основными задачами, решаемыми группой программ системы управления и наведения, являются нижеперечисленные [2]:

1. *Определение параметров перехвата.*

При решении данной задачи производятся расчеты

ты, в результате которых происходит выбор метода наведения, полусферы атаки, выбор программы скорости, а также выполняются три топливных расчета:

а) определение возможности выполнения боевой задачи по топливу с учетом возвращения на аэродром:

$$G_{\text{НЕОБХ}} = G_{\text{НАВ}} + G_{\text{ВОЗВ}}. \quad (1)$$

б) расчет топлива, необходимый для полета до рубежа наведения

$$G_{\text{НАВ}} = G_{\text{Н}} + G_{\text{РАЗГ}} + G_{\text{ВМ}} + G_{\text{А}} + G_{\text{КР}} + G_{\text{БАЛ}}, \quad (2)$$

где $G_{\text{Н}}$ – топливо, необходимое на набор высоты; $G_{\text{РАЗГ}}$ – топливо, необходимое на разгон; $G_{\text{ВМ}}$ – топливо, необходимое для вертикального маневра; $G_{\text{А}}$ – топливо, необходимое на атаку; $G_{\text{КР}}$ – топливо, необходимое для полета на крейсерском участке; $G_{\text{БАЛ}}$ – топливо, необходимое для выполнения балансного участка на программной скорости.

в) расчет топлива, необходимый для возвращения от рубежа до аэродрома:

$$G_{\text{Р}} = G_{\text{БОРТ}} - G_{\text{НЕОБХ}}, \quad (3)$$

где $G_{\text{БОРТ}}$, $G_{\text{НЕОБХ}}$ – текущий остаток топлива на борту истребителя и необходимое топливо на разгон.

2. *Реализация процесса наведения*, который лежит в основе предварительных штурманских расчетов на перехват по определению располагаемых рубежей ввода истребителей в бой и рубежа перехвата.

Параметры траектории при наведении определяются в результате решения задачи математического программирования с использованием метода штрафов. Для этого вводится функция штрафов

$$U(q; \lambda) = F(q) + \lambda \Phi(q) - \frac{1}{\lambda} \sum_{i=1}^5 \ln q_i(q), \quad (4)$$

где $q = (\psi, P, R, S, l)$ – параметры траектории (курс, угол встречи, радиус основного разворота, длина прямолинейного участка до разворота, длина прямолинейного участка после разворота). С помощью

этой функции задача на условный экстремум сводится к последовательности решения задач на безусловный экстремум, что позволяет применить простые методы решения. Для этого $\lambda = \lambda_i = \text{const}$ и

$$U(q) = \frac{\partial U(q)}{\partial q} = 0. \quad (6)$$

Выходом программы являются параметры наведения.

3. *Выявление возможностей опасного сближения перехватчиков с другими воздушными объектами.*

Программа построена по принципу многоступенчатой селекции, где каждая последовательная ступень производит все более точный отбор по совокупности признаков возможного конфликта. Первоначальный отбор производится по взаимной дальности и вычисляется по аппроксимирующей формуле

$$D_{\text{ПР}} = T_3(V_{\text{П}} + V_{\text{ПР}}), \quad (7)$$

где $T_3 = 100$ с – временная константа; $V_{\text{П}}$, $V_{\text{ПР}}$ – текущие скорости истребителя и проверяемого объекта.

Для объектов, прошедших отбор, определяется возможность попадания их в строб по высоте $\Delta H_{\text{ДОП}}$

$$|\Delta H| \leq \Delta H_{\text{ДОП}}, \quad (8)$$

$$\Delta H = H_{\text{П}} - H_{\text{ПР}}, \quad (9)$$

где $\Delta H_{\text{ДОП}}$ – строб по высоте, зависящий от ошибок измерения и возможного изменения высоты ($H_{\text{П}}$) истребителя, выполняющего программу полета в вертикальной плоскости за время $T_3 = 100$ с. Конфликтная ситуация снимается при выполнении двух требований.

Таким образом, для решения данного комплекса задач применимы традиционные подходы – теория дифференциальных игр, теория экспертных оценок и

др., которые, в свою очередь, не учитывают многих характеристик воздушной цели и среды воздействия по ней.

Подход к разработке автоматизированной системы

Исходя из вышесказанного, необходимо разработать такую автоматизированную систему, которая бы позволяла лицу, принимающему решение, за минимально короткое время давать рекомендации по наведению с учетом вышеперечисленных условий полета.

Такая система реализуется с помощью системы поддержки принятия решения, которая, обрабатывая и анализируя входную информацию, работает в диалоговом режиме с лицом, принимающим решение [3].

Поступающая информация об объекте, среде воздействия, а также процессе движения истребителя и цели, является нечеткой и неполной, что приводит к необходимости использования нечетких моделей представления знаний. В рамках такого подхода в качестве значений переменных допускаются не только количественные характеристики, но и качественные (лингвистические) [4].

Формализация нечетких понятий и отклонений обеспечивается введением понятий нечеткой и лингвистической переменных, нечеткого множества и отношения. Понятия нечеткой и лингвистических переменных обеспечивают подход от словесных описаний к символьным и числовым (для удобства работы на ЭВМ), а понятия нечеткого множества и отношения являются средством, при помощи которого этот переход достигается. Лингвистический подход обеспечивает обработку нечеткой информации на всех стадиях от моделирования объекта до принятия решения [5].

Предлагается в дальнейшей работе разработать логико-лингвистическую модель принятия решений

для наведения, структуру, программно-алгоритмическое описание данной системы.

Заключение

Без средств искусственного интеллекта полноценное разрешение задач автоматического поиска способов достижения цели являются проблематичным. Таким образом, задача информационной поддержки принятия решений на основании неполной информации с использованием современных компьютерных технологий имеет важное научно-практическое значение.

Литература

1. Васильев С.Н., Жерлов А.К., Федосов Е.А., Федун Б.Е. Интеллектуальное управление динамическими системами. – М.: Физико-математическая литература, 2000. – 352 с.
2. Горбатенко С.А., Макашов С.М., Полушки Ю.Ф., Шефтель Л.В. Расчет и анализ движения летательных аппаратов. Инженерный справочник. – М.: Машиностроение, 1971. – 352 с.
3. Герасимов Б.М., Тарасов В.А., Токарев И.В. Человеко-машинные системы принятия решений с элементами искусственного интеллекта. – К.: Наук. думка, 1993. – 183 с.
4. Тейз А., Грибомон П., Луи Ж. Логический подход к искусственному интеллекту: От классической логики к логическому программированию. – М.: Мир, 1990. – 432 с.
5. Аверкин А.Н., Батыршин И.З., Блишун А.Ф., Силов В.Б., Тарасов В.Б. Нечеткие множества в моделях управления и искусственного интеллекта / Под ред. Д.А. Поспелова. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1986. – 312 с.

Поступила в редакцию 11.04.05

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Г.Ф. Кривуля, Национальный университет радиоэлектроники, Харьков.

УДК 621.391

И.К. ВАСИЛЬЕВА, А.В. ПОПОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина***ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВНЕШНИХ И СТРУКТУРНЫХ ФАКТОРОВ
НА ПОЛЯРИЗАЦИОННЫЕ ПРИЗНАКИ ОБЛАКОВ**

Приведены результаты исследования зависимости поляризационных параметров облаков от их водности, длины волны излучения, температуры среды, среднего угла наклона и степени упорядоченности частиц. Полученные результаты создают предпосылки для дальнейшего анализа информативности поляризационных признаков для радиолокационного обнаружения и распознавания гидрометеорологических образований, представляющих угрозу для безопасности полетов.

облака, структурные факторы, поляризационные параметры, математическая модель**Введение**

Одной из проблем при решении задач оперативного обнаружения и распознавания классов гидрометеорологических образований (ГМО), представляющих угрозу для безопасности полетов по данным дистанционного зондирования (ДЗ) является статистический характер поляризационных признаков (ПП), обусловленный пространственно-временной неоднородностью физической структуры ГМО. При интерпретации радиолокационных данных необходим анализ статистических свойств поляризационной матрицы рассеяния (ПМР) и выявление зависимостей ПП отраженных сигналов от структурных параметров ГМО и аэрологических воздействий. Отсутствие в полном объеме данных ДЗ для специфических типов ГМО, погрешности измерения и количественной оценки параметров ГМО, неточности калибровки РЛС обуславливают необходимость моделирования процессов отражения ЭМВ с учетом распределения частиц по размерам, концентрациям, формам, углам наклона, эффективной диэлектрической проницаемости, длины волны излучения, температуры окружающей среды. Для этих целей была разработана программа моделирования, позволяющая рассчитывать в приближении Рэлея элементы ПМР $\hat{S}$ [1] для полидисперсных, хаотически ориентированных сфероидальных частиц и формировать на их основе ПП.

Моделирование проводилось для 10 классов облаков: St – слоистых, Sc – слоисто-кучевых, Cu – кучевых, Ns-As-d, Ns-As-n, Ns-As-p – слоисто-дождевых и высоко-слоистых (содержащих капли, игольчатые и пластинчатые кристаллы соответственно), Cb – кучево-дождевых, Cb-s – грозовых, Ci-n и Ci-p – перистых. Варьируемыми параметрами являлись водность облака, математическое ожидание (МО) и среднеквадратическое отклонение (СКО) угла наклона частиц β , длина ЭМВ λ , температура среды t . По результатам моделирования определялось среднее выборочное значение ПП и строилась его зависимость от входного параметра модели. Выполнялась аппроксимация гистограмм ПП Sb-распределением Джонсона [2] и находились вторичные оценки МО и СКО ПП. На основании анализа полученных данных делалось заключение о степени влияния фактора на ПП.

1. Поляриметрические признаки ГМО

Исследование зависимостей проводилось для 67 ПП, среди которых можно выделить следующие:

– абсолютные амплитудные:

1) HH , HV , VV – модули $\hat{S}_{ij}$ в ортогонально-линейном (h, v) поляризационном базисе, дБ [1]:

$$\hat{S} = \begin{bmatrix} S_{hh} \exp(j\varphi_{hh}) & S_{hv} \exp(j\varphi_{hv}) \\ S_{vh} \exp(j\varphi_{vh}) & S_{vv} \exp(j\varphi_{vv}) \end{bmatrix}; \quad (1)$$

– относительные амплитудные:

1) CDH , CDV – коэффициенты деполяризации при Н и V-зондировании, дБ [3];

2) CAS – коэффициент асимметрии, дБ [3];

3) CAN – коэффициент анизотропии [3];

– абсолютные мощностные:

1) $|R_{ij}|$ – модули элементов ковариационной матрицы рассеяния (КМР), дБ [4];

2) EV_1 , EV_2 – модули собственных чисел ПМР Λ_1 и Λ_2 , дБ [3];

3) SFC – коэффициент параметра формы [1];

4) Y_1 – параметр средней мощности, дБ:

$$Y_1 = 0,25 \cdot (R_{11} + R_{33} + \dot{R}_{13} + \dot{R}_{31}); \quad (2)$$

5) Y_2 – параметр дисперсии мощности, дБ:

$$Y_2 = 0,25 \cdot (R_{11} + R_{33} - \dot{R}_{13} - \dot{R}_{31}) + R_{22}; \quad (3)$$

6) $|Y_3|$ – модуль $\dot{Y}_3$, дБ:

$$\begin{aligned} \operatorname{Re} \dot{Y}_3 &= (R_{33} - R_{11}) / [4 \cos 2\langle\beta\rangle \exp(-2\langle D_\beta \rangle)]; \\ \operatorname{Im} \dot{Y}_3 &= \operatorname{Im} \dot{R}_{31} / [2 \cos 2\langle\beta\rangle \exp(-2\langle D_\beta \rangle)], \end{aligned} \quad (4)$$

где $\langle\bullet\rangle$ – усреднение по ансамблю; $\langle\bar{\beta}\rangle$ – оценка среднего угла наклона частиц:

$$\langle\bar{\beta}\rangle = 0,5 \arctg[2 \operatorname{Re}(\dot{R}_{21} + \dot{R}_{32}) / (R_{33} - R_{11})]; \quad (5)$$

$\langle D_\beta \rangle$ – оценка дисперсии угла наклона частиц:

$$\langle D_\beta \rangle = -\frac{1}{8} \ln \frac{R_{11} + R_{33} - R_{13} - R_{31} - 4R_{22}}{(R_{11} + R_{33} - R_{13} - R_{31} + 4R_{22}) \cos 4\langle\bar{\beta}\rangle}; \quad (6)$$

7) $Z_{h,v}$ – параметры отражаемости, дБЗ [5];

8) Z_{dp} – разностная отражаемость, дБЗ [5];

9) H_{dr} – дифференциальная отражаемость градового сигнала, дБ [4, 5];

– относительные мощностные, например:

1) TAN – параметр истинной анизотропии [3];

2) AN – параметр асимметричности, дБ:

$$AN = 10 \lg \left[\frac{(|\dot{S}_{hh}| - |\dot{S}_{vv}| + 2|\dot{S}_{hv}|) \dot{S}_{hh}}{(|\dot{S}_{hh}| + |\dot{S}_{vv}|) \dot{S}_{vv}} \right]; \quad (7)$$

3) HGM – модуль параметра γ , град [6];

4) EP_1 , EP_2 – модули фазовых собственной поляризации, дБ [1, 3];

5) I_1 – отношение параметров Y_2 и Y_1 , дБ [4];

6) $|I_2|$ – модуль отношения $\dot{Y}_3$ и Y_1 , дБ [4];

7) DDT – отношение детерминанта и следа ПМР, дБ [1];

8) $\langle\sigma_\beta\rangle$ – оценка СКО угла наклона, град:

$$\langle\sigma_\beta\rangle = \sqrt{\langle D_\beta \rangle}; \quad (8)$$

9) Z_{dr} – дифференциальная отражаемость [5];

10) $LDR_{h,v}$ – линейные деполяризационные отношения, дБ [5];

– фазовые, в том числе:

1) аргументы $\dot{S}_{ij}$ и R_{ij} , рад;

2) разности фаз [1];

$$FH = 180(\varphi_{hh} - \varphi_{hv}) / \pi; \quad FV = 180(\varphi_{vh} - \varphi_{vv}) / \pi; \quad (9)$$

3) EF_1 , EF_2 – аргументы Λ_1 и Λ_2 , рад [1];

4) EFS – сумма EF_1 и EF_2 , град [1];

5) EFD – разность EF_1 и EF_2 , град [1];

6) HGF – аргумент параметра γ , град [6];

7) DTA – аргумент детерминанта ПМР, град;

8) DPS – дифференциальный фазовый сдвиг, град [5];

– поляризационного эллипса, или угловые ПП:

1) ELH , ELV , ORH , ORV – углы эллиптичности и ориентации отраженных сигналов при Н- и V-поляризации зондирования [1, 3];

2) ZE_1 , ZE_2 , ZO_1 , ZO_2 – углы эллиптичности и ориентации нулевого сигнала [1, 3];

3) EE_1 , EE_2 , EO_1 , EO_2 – углы эллиптичности и ориентации собственной поляризации [1, 3].

Выражение (5) было получено на основании зависимостей элементов КМР от угла наклона:

$$\langle \sin 2\beta \rangle = \frac{\operatorname{Re}(\dot{R}_{21} + \dot{R}_{32})}{4 \operatorname{Re} \dot{Y}_3}; \quad \langle \cos 2\beta \rangle = \frac{\dot{R}_{33} + \dot{R}_{11}}{4 \operatorname{Re} \dot{Y}_3}. \quad (10)$$

Использование функции $\arctg(2\beta)$ налагает условие $\beta \in [-\pi/2, \pi/2]$, которое, в общем случае, не соблюдается. Возвращаемое значение функции определяется знаками числителя и знаменателя (5), при этом информация о знаках отсутствует, так как не известно значение $4 \operatorname{Re} \dot{Y}_3$ в (2). Поэтому при ин-

терпретации SFC нужно иметь в виду следующее. Во-первых, может иметь место неправильное восстановление $\bar{\beta}$ (смещение оценки МО на -90°), обусловленное как выходом случайных значений β за пределы $[-\pi/2, \pi/2]$, так и неопределенностью знаков числителя и знаменателя дроби (5). Во-вторых, искажается вид закона распределения углов наклона, при этом возможно как достаточно точное восстановление $\bar{\beta}$ (если происходит симметричное отражение участков функции распределения относительно МО β), так и существенное смещение оценки $\bar{\beta}$, что особенно наглядно проявляется для игольчатых кристаллов (рис. 1). При этом нормальный закон распределения β с параметром $\bar{\beta} = 90^\circ$ вырождается в закон арксинуса с МО $\langle \bar{\beta} \rangle \approx 0^\circ$.

Ошибочное восстановление $\bar{\beta}$ приводит к искажению оценки СКО углов наклона (6, 8); тем не менее, по величине $\langle \sigma_\beta \rangle$ можно сделать качественный вывод о степени упорядоченности частиц ГМО. Так, известно, что при наличии мощного электрического поля, характерного для грозовых облаков, частицы имеют тенденцию ориентироваться вдоль силовых линий, т.е. их упорядоченность возрастает. С другой стороны, β определяется рядом аэрологических параметров (направление и скорость потоков воздуха, атмосферное давление, влажность), не учитываемых моделью, поэтому идентификация класса ГМО по $\langle \bar{\beta} \rangle$ может быть ошибочной.

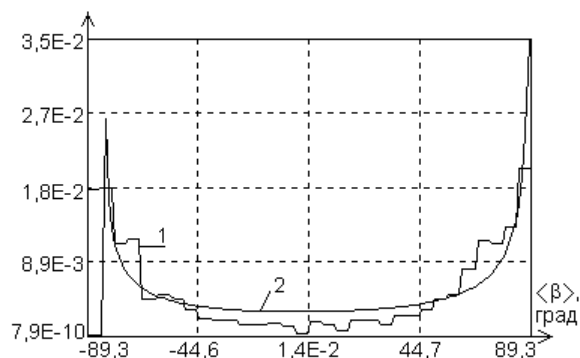


Рис. 1. Гистограмма (1) и плотность распределения оценки среднего угла наклона для Ns-As-n

Зависимость ПП от длины волны

Величины абсолютных амплитудных и мощностных ПП (за исключением параметров отражаемости и SFC) обратно пропорциональны λ^2 и λ^4 , соответственно (рис. 2). Отклонения от средних значений $Z_{h,v}$, Z_{dp} максимальны для капельных облаков (± 1 дБЗ) и минимальны для кристаллических ($\pm 0,1$ дБЗ), что объясняется изменением диэлектрической проницаемости воды в зависимости от длины ЭМВ. SFC с увеличением λ возрастает на 29 ... 30 дБ. Относительные ПП практически не зависят от λ ; небольшие отклонения от среднего (до 0,5 дБ) наблюдаются для капельных облаков.

Колебания фазовых ПП относительно среднего значения носят скачкообразный характер, при этом диапазон изменения МО обычно не превышает нескольких градусов, т.е., можно считать данные параметры не зависящими от λ . При этом средние значения большинства фазовых ПП близки к 0 рад.

Зависимости угловых ПП от λ также не наблюдается. МО ELH , ELV и ORH близки к 0° , МО ORV – около 90° . ZE_1 и ZE_2 противоположны по знаку; для капельных негрозовых облаков и Ci-n, Ns-As-n $ZE_1 \approx 25 \dots 28^\circ$, для остальных классов $ZE_1 \approx 17 \dots 19^\circ$. МО ZO_1 и $ZO_2 \approx 45^\circ$. МО EO_1 для капельных негрозовых облаков принимает значения около 60° , а для остальных – в диапазоне $20 \dots 25^\circ$. МО EO_2 максимально для Cb-s ($\approx 10^\circ$) и минимально для Cb и Ci-n, Ns-As-n ($-59 \dots -58^\circ$).

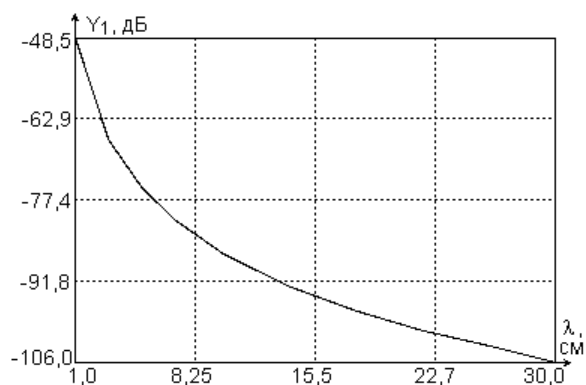


Рис. 2. Вид зависимости абсолютных ПП ГМО от длины волны

Анализ полученных результатов показал, что по значениям МО относительных ПП можно выделить три группы ГМО: 1) капельные негрозовые облака, 2) грозовые облака и облака с пластинчатыми кристаллами, 3) облака с игольчатыми кристаллами. В то же время, по значениям МО угловых ПП кучевые облака и облака с игольчатыми кристаллами можно отнести к одному классу ГМО, зато различаются грозовые облака и облака с ледяными пластинками. Делать какие-либо выводы о классе ГМО, основываясь на фазовых ПП затруднительно, так как они принимают близкие значения для всех моделируемых ГМО. Однако это заключение не является окончательным, так как основывается на модельных данных, полученных в предположении равномерного распределения на интервале $[0; 2\pi]$ углов φ для учета фазового сдвига $\exp(-j\varphi)$ сигналов, отраженных от частиц со случайными пространственными координатами и для исследования информативности фазовых ПП необходимо привлечение данных ДЗ.

Зависимость ПП от температуры

Диапазон изменения температуры для капельных облаков был принят $t = 0 \dots 30^\circ\text{C}$, для кристаллических: $-40 \dots -10^\circ\text{C}$. Результаты моделирования показали, что t практически не влияет на МО ПП. Из фазовых ПП самыми чувствительными к t являются FH , FV (отклонения от среднего составляют $\pm 1^\circ$) и EF_1 , EF_2 ($\Delta_{\max} = \pm 2^\circ$) (табл. 1), при этом какой-либо зависимости МО ПП от t не наблюдается.

Влияние МО угла наклона на ПП

Для анализа степени влияния угла β на значения ПП для всех классов облаков, кроме Ci-n, Ns-As-n, был принят диапазон варьирования $\bar{\beta} = 0 \dots 50^\circ$; для игольчатых кристаллов – $40 \dots 90^\circ$.

Из абсолютных ПП наиболее чувствительны к $\bar{\beta}$ R_{22} (для Cb-s $\Delta_{\max} = \pm 5$ дБ), $|R_{12}|$, $|R_{23}|$ ($\Delta_{\max} =$

$\pm 2,7$ дБ), Z_{dp} ($\Delta_{\max} = \pm 2,5$ дБ). Из относительных ПП наиболее сильно реагируют на изменение $\bar{\beta}$ $LDR_{h,v}$ ($\pm 5,5$ дБ), EP_1 и EP_2 ($\Delta_{\max} = \pm 3,4$ дБ и $\pm 3,9$ дБ). При изменении $\bar{\beta}$ МО фазовых ПП FH , FV могут смещаться от 3 до 11 ... 14° ; максимальный диапазон изменения МО EF_1 и EF_2 составляет 14 и 12° , соответственно. МО DPS лежат в интервале от $-0,3$ (для Ci-n) до $0,2^\circ$ (для Cb-s и Ns-As-p); отклонения от среднего не превышают 1° . Диапазон изменения большинства угловых ПП при варьировании $\bar{\beta}$ составляет несколько градусов.

К ПП, чувствительным к $\bar{\beta}$, относятся $\langle\beta\rangle$, EO_1 и EO_2 (табл. 2, 3). Зависимости МО EO_1 , полученные по оценкам параметров закона распределения Джонсона, представлены на рис. 3 а, б. Зависимость $\langle\beta\rangle$ от $\bar{\beta}$ имеет сложный характер: от почти линейной (либо возрастающей, либо убывающей) до немонотонной (рис.4, а, б).

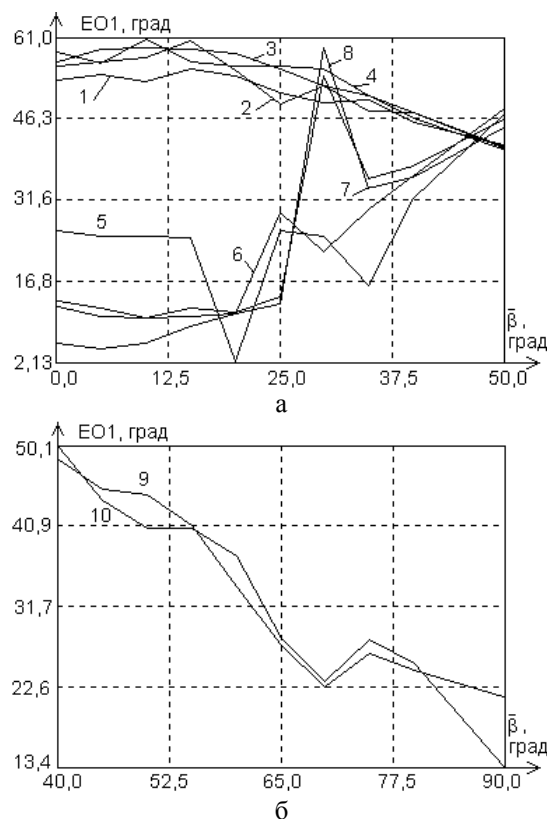


Рис. 3. Вид зависимости $EO_1(\bar{\beta})$ для облаков:
1 – St; 2 – Sc; 3 – Cu; 4 – Ns-As-d; 5 – Cb; 6 – Cb-s;
7 – Ci-p; 8 – Ns-As-p; 9 – Ci-n; 10 – Ns-As-n

Таблица 1

Влияние изменения температуры на средние значения ПП (для капельных облаков: $t = 0 \dots 30^\circ\text{C}$, для кристаллических: $t = -40 \dots -10^\circ\text{C}$)

Параметр	Среднее значение МО параметра и отклонение от среднего для облака класса:									
	St	Sc	Cu	NsAs-d	Cb	Cb-s	Ci-n	NsAs-n	Ci-p	NsAs-p
FH , град	$8,1 \pm 0,85$	$1,83 \pm 0,56$	$2,6 \pm 0,69$	$2,01 \pm 0,49$	$-1,19 \pm 0,37$	$0,97 \pm 0,86$	$2,98 \pm 0,02$	$-7,8 \pm 0,02$	$-0,48 \pm 0,19$	$7,26 \pm 0,01$
FV , град	$7,88 \pm 0,67$	$1,93 \pm 0,61$	$2,32 \pm 0,96$	$2,02 \pm 0,49$	$-1,0 \pm 0,55$	$-2,61 \pm 0,91$	$3,42 \pm 0,02$	$-7,03 \pm 0,02$	$0,18 \pm 0,01$	$4,9 \pm 0,01$
EF_1 , град	184 ± 1	183 ± 1	180 ± 2	$174 \pm 0,5$	183 ± 1	180 ± 1	174	175	180	180
EF_2 , град	187 ± 1	179 ± 1	180 ± 2	177 ± 1	$180,5 \pm 0,5$	$179,5 \pm 0,5$	173	176	179	174
EFS , град	$-4,76 \pm 0,34$	$1,17 \pm 0,3$	$-4,26 \pm 0,38$	$-2,34 \pm 0,24$	$-5,47 \pm 0,01$	$-2,76 \pm 0,67$	$-0,13 \pm 0,02$	$1,09 \pm 0,01$	$5,13 \pm 0,01$	$1,74 \pm 0,01$
DTA , град	$-4,76 \pm 0,35$	$0,81 \pm 0,29$	$-4,26 \pm 0,38$	$-2,34 \pm 0,24$	$-5,47 \pm 0,31$	$-2,63 \pm 0,58$	$-0,13 \pm 0,02$	$1,09 \pm 0,01$	$5,13 \pm 0,01$	$2,79 \pm 0,01$
EFD , град	$-4,38 \pm 0,4$	$2,19 \pm 0,57$	$-0,17 \pm 0,26$	$-4,15 \pm 0,67$	$1,94 \pm 0,46$	$5,75 \pm 0,54$	$0,89 \pm 0,01$	$-0,61 \pm 0,01$	$-7,42 \pm 5 \cdot 10^{-3}$	$1,95 \pm 0,01$
HGF , град	$4,38 \pm 0,39$	$-2,19 \pm 0,58$	$0,17 \pm 0,26$	$4,15 \pm 0,67$	$-1,94 \pm 0,46$	$-5,8 \pm 0,94$	$-0,89 \pm 0,01$	$0,61 \pm 0,01$	$7,07 \pm 5 \cdot 10^{-3}$	$-1,6 \pm 0,01$
EO_1 , град	$56,6 \pm 0,2$	$60,1 \pm 0,2$	$60,6 \pm 0,3$	$60,5 \pm 0,3$	$24,6 \pm 0,1$	$19,9 \pm 0,6$	24,7	$24,1 \pm 0,05$	$24,1 \pm 0,2$	$24,7 \pm 0,2$
EO_2 , град	$-31,3 \pm 0,6$	$-27,7 \pm 0,8$	$-28,2 \pm 0,3$	$-27,6 \pm 0,5$	$-58,5 \pm 0,4$	$10,5 \pm 0,5$	$-58,7 \pm 0,05$	$-58,2 \pm 0,1$	$-17,7 \pm 0,2$	$-14,1 \pm 0,1$

Таблица 2

Параметры, чувствительные к изменению среднего угла наклона частиц

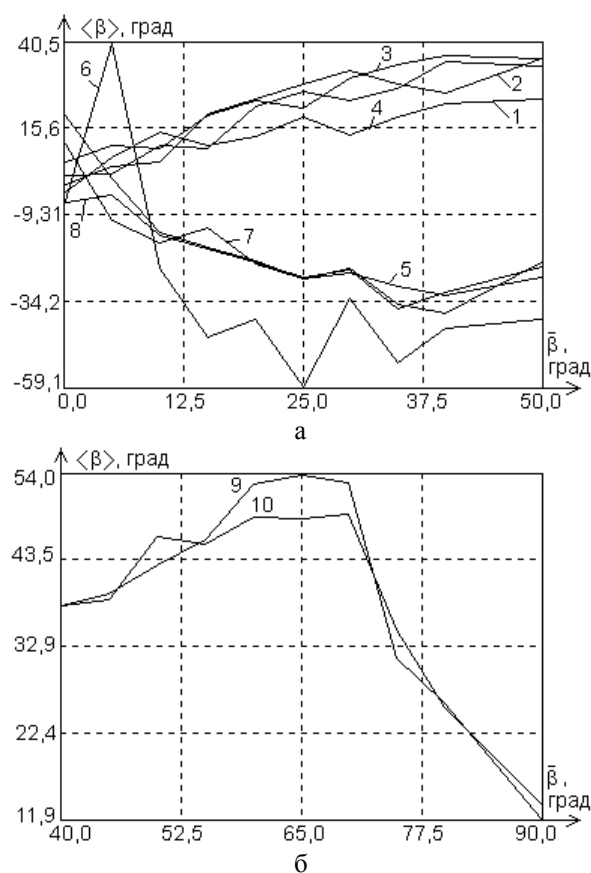
Параметр	Диапазон изменения МО параметра для облака класса:									
	St	Sc	Cu	NsAs-d	Cb	Cb-s	Ci-n	NsAs-n	Ci-p	NsAs-p
EO_1 , град	43,8...59,4	41,5...63,4	41,8...63,3	42,7...63,6	24,7...48,9	18,2...50,3	21...49,1	20,7...48,8	24...49	25...47,8
EO_2 , град	-45,1...-29	-47,1...-25,4	-47,3...-25,1	-45,6...-24,6	-59,3...-36,5	-27,5...-18,6	-58,7...-39,8	-58,1...-39,3	-29,3...-5,32	-30,7...-1,68

Таблица 3

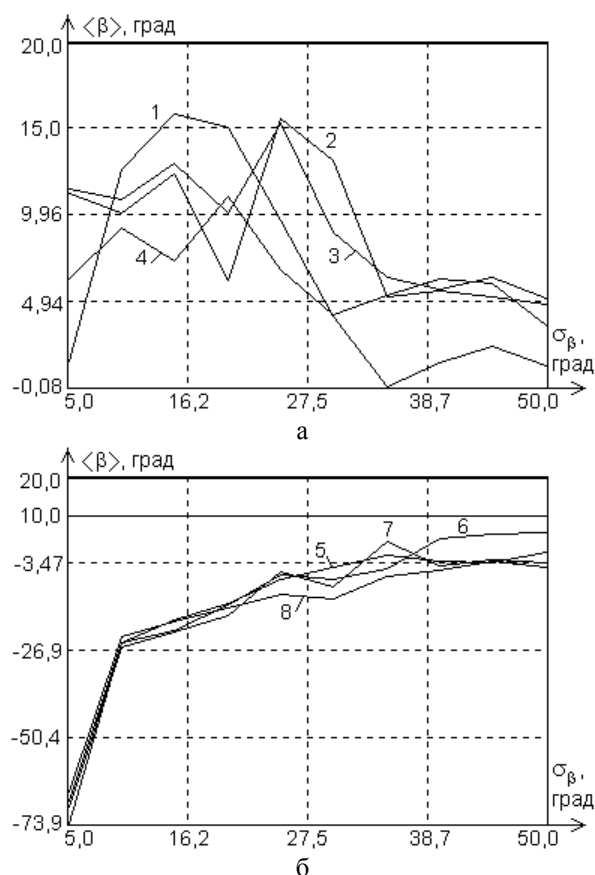
Результаты оценок МО угла наклона $\bar{\beta}$ по поляризационным данным

	St	Sc	Cu	NsAs-d	Cb	Cb-s	Ci-n	NsAs-n	Ci-p	NsAs-p
$\bar{\beta}$, град	0...50						40...90		0...50	
МО $\langle \bar{\beta} \rangle^1$, град	-2,48...21,3	1,06...25,4	0,19...26,8	0,84...24,3	-31,9...4,33	-41...-0,55	0,44...37	1,43...37,9	-27,3...-2,95	-29...-0,55
МО $\langle \bar{\beta} \rangle^2$, град	-2,16...24,7	-0,35...36,2	6,4...37,0	$5,9 \cdot 10^{-5}$...35,4	-32,4...19,7	$-59,1 \dots 4 \cdot 10^{-6}$	-1,7...49,3	-10^{-6} ...54,0	-37,4...11,5	-36,2...-3,4

¹⁾ по гистограмме; ²⁾ по оценкам параметров закона распределения Джонсона

Рис. 4. Зависимость МО $\langle \beta \rangle$ от $\bar{\beta}$:

1 – St; 2 – Sc; 3 – Cu; 4 – Ns-As-d; 5 – Cb; 6 – Cb-s;
7 – Ci-p; 8 – Ns-As-p; 9 – Ci-n; 10 – Ns-As-n

Рис. 5. Зависимость МО $\langle \sigma_\beta \rangle$ от σ_β :

1 – St; 2 – Sc; 3 – Cu; 4 – Ns-As-d; 5 – Cb; 6 – Cb-s;
7 – Ci-p; 8 – Ns-As-p

Влияние СКО угла наклона на ПП

Зависимость ПП от СКО угла наклона частиц σ_β исследовалась на интервале $5 \dots 50^\circ$. Наиболее чувствительны к σ_β EO_1 и EO_2 ; отклонения их МО от среднего значения достигают $\pm 11,5^\circ$ (для Cb) и $\pm 24,5^\circ$ (Cb-s). Оценка $\bar{\beta}$, как отмечалось выше, получается смещенной, если $\beta \notin [-\pi/2, \pi/2]$, т.е. с ростом σ_β погрешность оценки МО угла наклона должна возрастать (рис. 5, а). Однако для Cb-s ($\bar{\beta} = 10^\circ$) и Cb, Ci-p, Ns-As-p ($\bar{\beta} = 20^\circ$) наблюдается обратное (рис. 5, б), что объясняется ошибочным определением оценки $\bar{\beta}$ по (5). Зависимость $\langle \sigma_\beta \rangle$ от σ_β имеет нелинейный характер; с увеличением σ_β от 5 до 50° МО $\langle \sigma_\beta \rangle$ для всех моделируемых классов облаков возрастает от $8 \dots 9$ до 15° .

Зависимость ПП от водности ГМО

Для исследования были выбраны типичные диапазоны значений водности LWC , г/м³: для St – $0,05 \dots 0,25$, Sc и Ns-As-d – $0,2 \dots 1$, Cu – $0,5 \dots 3$, Cb – $1 \dots 5$, Cb-s – $3 \dots 7$, Ci-n – $0,01 \dots 0,1$, Ns-As-n и Ci-p – $0,05 \dots 0,5$, Ns-As-p – $0,1 \dots 1$. Установлено, что отклонения МО абсолютных ПП не превышают 12 дБ. Зависимости Z_h от водности показаны на рис. 6, а, б, а трансформация плотности распределения при изменении водности Cb-s от 3 до 7 г/м³ – на рис. 7.

Относительные ПП еще менее чувствительны к величине LWC . Наибольшие отклонения от среднего показывают $LDR_{h,v}$, I_1 ($\Delta_{\max} = \pm 2$ дБ). Диапазон изменения МО ряда фазовых ПП (FH , EF_1 , EFS , DTA , HGF) может достигать от 4 до 23° . Из угловых ПП наиболее восприимчивы к значению LWC EO_1 ($\Delta_{\max} = \pm 2,7^\circ$) и EO_2 ($\Delta_{\max} = \pm 5,2^\circ$).

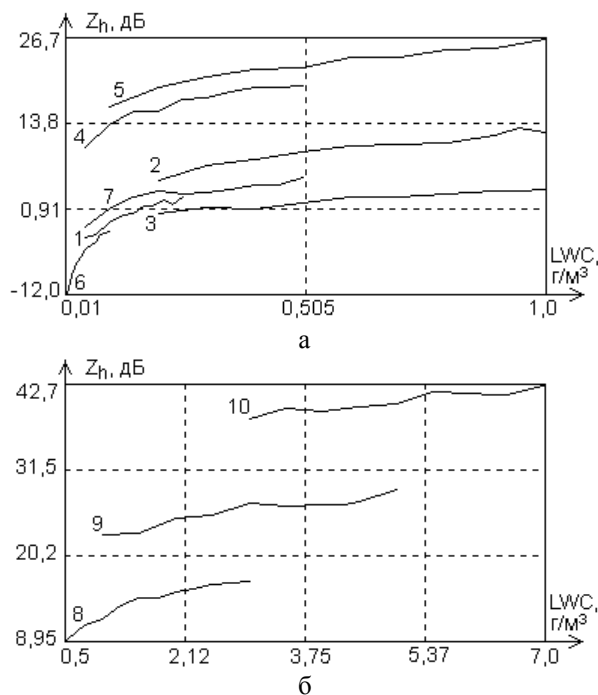


Рис. 6. Зависимость Z_h от водности облаков:

1 – St; 2 – Sc; 3 – Ns-As-d; 4 – Ci-p; 5 – Ns-As-p; 6 – Ci-n; 7 – Ns-As-n; 8 – Cu; 9 – Cb; 10 – Cb-s

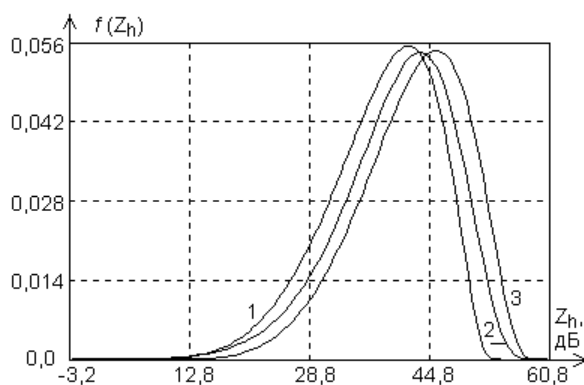


Рис. 7. Плотности распределения Z_h

для различных значений водности Cb-s:

1 – $LWC=3 \text{ г/м}^3$; 2 – $LWC=5 \text{ г/м}^3$; 3 – $LWC=7 \text{ г/м}^3$

Использование зависимостей абсолютных амплитудных ПП от LWC для количественной оценки содержания жидкой воды в облаках представляется весьма проблематичным, поскольку изменения их МО при варьировании LWC по типичным для различных классов облаков значениям водности не превышают СКО законов распределения соответствующих ПП, т.е. все рассматриваемые ПП можно отнести к практически не зависящим от водности. При этом для построения статистической модели ПП нет необходимости проводить интегрирование по диапазону возможных значений LWC .

Заключение

Моделирование ПП облаков показало, что изменения t и LWC в пределах принятых диапазонов не оказывают существенного влияния на большинство ПП. Наиболее чувствительны к параметрам распределения частиц по углам наклона $\langle \bar{\beta} \rangle$, $\langle \sigma_{\beta} \rangle$, EO_1 и EO_2 . От λ зависят только абсолютные ПП. Эти зависимости известны и позволяют проводить пересчет результатов с учетом ограничений на диапазон длин волн, накладываемых методиками расчета полей рассеяния. Однако абсолютные ПП чувствительны к точности оценки импульсного объема. МО фазовых ПП для всех классов близки к 0° , а ширина законов распределения составляет 360° (кроме DPS). Таким образом, необходимо исследование информативности в первую очередь относительных и угловых ПП с использованием экспериментальных данных.

Литература

1. Канарейкин А.Б., Потехин В.А., Шишкин И.Ф. Морская поляриметрия. – Л.: Судостроение, 1968. – 328 с.
2. Хан Г., Шапиро С. Статистические модели в инженерных задачах. – М.: Мир, 1969. – 369 с.
3. Popov A.V., Pogrebnyak O. Informativity of polarimetric radar invariants // Proc. SPIE. – 2003. – Vol. 5151. – P. 74 – 84.
4. Рыжков А.В. Поляризационные методы в метеорологической радиолокации // Зарубежная радиоэлектроника. – 1993. – № 4. – С. 18 – 28.
5. Straka J.M., Zrnic D.S., Ryzhkov A.V. Bulk hydrometeor classification and quantification using polarimetric radar data: Synthesis of relations // J. Appl. Meteor. – 2000. – Vol. 39. – P. 1341 – 1372.
6. Huynen J.R. Phenomenological theory of radar targets // Electromagnetic scattering. – 1978. – P. 653 – 712.

Поступила в редакцию 30.03.05

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Г.Я. Красовский, ГНПЦ «Природа», Харьков.

УДК 528.2:629.78

А.И. ГОРЬ, Р.В. НЕЖАЛЬСКИЙ, Р.Н. ФЕДОРЕНКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

АНАЛИЗ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОСТОБРАБОТКИ GPS-ИЗМЕРЕНИЙ В СЕТИ ПЕРМАНЕНТНЫХ СТАНЦИЙ

Рассмотрены возможности двух программных комплексов для постобработки GPS измерений. Экспериментальным путем показана достижимость геодезических уровней точности определения координат искомым точек в сети станций при длинах базовых линий порядка 60 ... 100 км. Установлен характер зависимости точности определения координат точки от времени накопления информации при использовании статического режима работы спутникового геодезического оборудования.

глобальная спутниковая навигационная система, GPS, дифференциальная коррекция, сети перманентных станций, геодезия, обработка GPS-измерений, статический режим измерений

Введение

Для повышения точности, доступности и надежности геодезических измерений с использованием глобальных навигационных систем (GNSS) в Харьковской области планируется развертывание сети перманентных базовых станций, работающих с системой GPS NAVSTAR (США) [1]. Использование сети позволяет упростить и удешевить потребителям процесс определения координат в дифференциальном режиме с точностью, достаточной для геодезических приложений [2]. Пользователю сети больше не требуется устанавливать собственную базовую станцию, ему достаточно одного мобильного приемника (ровера). Это уменьшает стоимость необходимого оборудования и повышает производительность труда. Более того, потребителю не обязательно знать, где расположен ближайший опорный пункт государственной сети. Однако на пути становления такой региональной сети возникает ряд научно-практических задач. Для получения координат потребителя с сантиметровой точностью необходимо использование более совершенных специализированных алгоритмов постобработки результатов измерений в условиях разреженной сети перманентных станций. Поэтому *важной задачей* является определение возможностей существующего про-

граммного обеспечения (ПО). На сегодняшний день на рынке представлен ряд специализированных приложений, предназначенных для реализации сетевых решений: Geonap (фирмы Geo++) [3], GrafNet (WAYPOINT Consulting Inc.), Bernese (AIUB).

Кроме того, существует множество стандартных программ обработки спутниковых измерений, которые не предназначены для работы в сети, однако также могут быть использованы в ряде случаев: Pinnacle (Topcon Positioning Systems) [4], Trimble Geomatic Office (Trimble), Ashtech Solution (Thales Navigation). В данной статье производится анализ двух коммерчески распространяемых пакетов Geonap и Pinnacle, которые являются типичными представителями двух вышеуказанных групп. Geonap является специализированным ПО для работы в сетях перманентных станций. Pinnacle предназначен для постобработки GPS-данных в локальном дифференциальном режиме.

Описание исследуемых программных продуктов

Программный комплекс Geonap имеет модульную структуру. Каждый такой исполняемый модуль производит один из этапов обработки GPS-данных, направленный на вычисление координат интере-

сующих пользователя точек. Процесс вычисления GPS-векторов сводится к последовательному запуску соответствующих модулей. В зависимости от типа решаемой задачи используется тот или иной набор модулей.

Запуск модулей можно производить двумя способами.

Первый способ состоит в запуске соответствующих модулей из командной строки. При этом, кроме самого модуля, необходимо вводить дополнительные опции, позволяющие управлять алгоритмом обработки измерений. Этот способ является достаточно трудоемким при ручном вводе соответствующих команд и опций. Однако при помощи дополнительных программных средств имеется возможность осуществить автоматизацию процесса вычислений.

Второй способ – использование входящей в комплект поставки графической оболочки GNHPPS. Этот способ является попыткой создателей программы частично автоматизировать процесс обработки. При этом последовательность выполнения операций определяется шаблонами, так называемыми, «темплейтами». Несколько типичных шаблонов входят в стандартный комплект поставки программы. В зависимости от особенностей той или иной задачи, существует возможность редактирования существующих и создания новых шаблонов. Однако графическая оболочка GNHPPS обладает рядом недостатков, основными из которых являются некоторые неточности в работе и некорректность отображения некоторых пунктов меню.

Программное обеспечение Pinnacle представляет собой стандартное Windows-приложение. Все действия по выбору режима обработки и управлению процессом вычисления GPS-векторов производятся из графической оболочки программы.

Любой программный продукт постобработки GPS измерений условно можно разбить на следующие блоки:

- блок импорта GPS-данных;
- блок работы с «сырыми данными»;
- блок обработки GPS-векторов;
- блок уравнивания;
- блок создания отчетов о результатах работы программы;
- блок планирования GPS наблюдений.

Блок импорта предназначен для загрузки файлов наблюдений GPS-приемников в программу. При этом возможны следующие варианты:

- загрузка файлов непосредственно из приемника;
- загрузка файлов с жесткого диска персонального компьютера или контроллера;
- загрузка файлов с серверов удаленного доступа, используя соответствующие WEB-протоколы.

В настоящее время каждый производитель GPS аппаратуры для накопления информации, передаваемой со спутников, использует свой формат данных. Для обработки в одном программном обеспечении измерений, накопленных приемниками различных фирм, используется унифицированный формат Rinex. Большинство современных программ постобработки GPS-измерений кроме формата Rinex поддерживают входные форматы фирм Ashtech и Trimble.

Блок работы с «сырыми данными» предназначен для выполнения следующих основных операций:

- переименование полученных в процессе измерений точек;
- задание/изменение соответствующих высот антенн;
- задание/изменение используемых при измерениях типов антенн;
- изменение времени наблюдения на точке;
- получение дополнительной информации:
 - навигационные координаты;
 - количество наблюдаемых спутников;

- отношение сигнал/шум для каждого наблюдаемого спутника;
- геометрический фактор;
- тип приемника, используемого для накопления информации на точке;
- экспорт информации в файл формата RINEX.

Блок обработки GPS-векторов предназначен для выполнения следующих основных операций:

- ввод и назначение координат опорных пунктов;
- выбор режима обработки (статический, кинематический или «Stop&Go»);
- настройка режима обработки (изменение угла маски; обработка с использованием одной или двух несущих частот;
- обработка с использованием кодовой информации или информации, содержащейся как в коде, так и в фазе несущей;
- использование или неиспользование соответствующих моделей атмосферы);
- анализ результатов вычисления координат измеряемых точек.

Блок уравнивания используется в тех случаях, когда в проекте имеется более чем одна опорная точка. Определение координат неизвестных точек происходит относительно всех имеющихся в проекте опорных точек.

Блок создания отчетов о результатах работы программы предназначен для формирования и выдачи пользователю каталогов координат определяемых точек в требуемой системе координат. Как правило, в таких отчетах приводится среднеквадратическое отклонение (СКО) определения каждой координаты. Кроме каталогов координат отчет может содержать информацию о длинах соответствующих векторов, типах решений (плавающим, фиксированным или частичным), полученных при вычислениях векторов и т.д. Большинство современных программ постобработки GPS измерений позволяют не только

сохранить сформированный отчет в текстовый файл или в HTML файл, но и экспортировать результаты в различные CAD-приложения для дальнейшей обработки.

Перед проведением геодезических измерений с использованием GPS-оборудования необходимо провести сеанс планирования наблюдений. Это позволит определить оптимальное время наблюдения для каждой измеряемой точки. Для этого используется **блок планирования GPS наблюдений**. Входной информацией для блока планирования являются альманахи (расписание движения спутников по орбитам), предполагаемая дата проведения измерений, примерные координаты измеряемых точек или района проведения работ. Выходной информацией являются графики видимости спутников и графики DOP (геометрического фактора). Руководствуясь такими графиками, пользователь может определить оптимальный интервал времени наблюдения для измеряемых точек. Априорная информация о наличии препятствий (лесополос, различных сооружений и т.д.), окружающих определяемую точку, может быть использована для более точного нахождения промежутков времени наблюдения на точке.

На основании вышеизложенной информации краткий сравнительный анализ программных комплексов Geonap и Pinnacle приведен в табл. 1.

Постановка задачи

Задачей данной работы является оценка точности статических GPS измерений координат точек в сети перманентных базовых станций. При этом необходимо получить сантиметровые уровни точности определяемых точек на больших длинах базовых линий (30 ... 150 км) и установить зависимость точности определения координат точки от времени накопления информации на точке. С этой целью была произведена проверка работоспособности программных комплексов Pinnacle и Geonap. Оценка

Таблица 1

Основные характеристики программных продуктов Pinnacle и Geonap

Операции	Geonap	Pinnacle
Импорт данных в программу	Только с жесткого диска компьютера в форматах фирм Ashtech, Trimble; Rinex; файлы точных эфемерид.	Непосредственно с приемников фирмы TPS, с жесткого диска компьютера, с серверов удаленного доступа в форматах TPS, Ashtech; Rinex; файлы точных эфемерид.
Задание / изменение используемых при измерениях типов антенн	Возможность ввода параметров антенн пользователем.	В базе данных программы имеется информация о фазовых центрах антенн фирм Ashtech, Trimble, Leica, NovAtel, Topcon/Javad, Spectra Precision, Sokkia. Возможность ввода параметров антенн пользователем.
Работа с «сырыми данными»	Возможность просмотра навигационных координат, информации о типе антенны и приемника.	Возможность просмотра навигационных координат, информации о типе антенны и приемника. В графическом виде может быть представлена информация о количестве наблюдаемых спутников, отношении сигнал/шум для каждого наблюдаемого спутника, значении геометрического фактора, фазы несущей, псевдодалности, значении доплеровского сдвига.
Системы координат	Работа в геодезических системах координат. Возможность задания новой системы координат, используя 7 параметров перехода.	Работа в геодезических, картографических и местных системах координат. Возможность задания новой системы координат, используя 7 параметров перехода.
Режимы обработки	Статика, Stop&Go	Статика, кинематика, Stop&Go.
Настройка режима обработки	Программа позволяет менять угол маски, исключать из обработки вторую частоту. Имеется возможность не использовать при обработке соответствующие модели ионосферы и тропосферы.	Программа позволяет менять угол маски, исключать из обработки вторую частоту. Имеется возможность не использовать при обработке соответствующие модели ионосферы и тропосферы.
Отчет о выполнении работы программы	Последовательность действий, выполняемых программой, в виде соответствующих сообщений сохраняется в текстовом файле. Там же сохраняются и полученные координаты точек. При этом экспорт координат в другие программные продукты возможен только вручную.	Программа позволяет формировать различные типы отчетов. Пользователь может настроить собственный формат отчета. Программа позволяет сохранить сформированные отчеты в текстовом файле и в HTML-файле. Имеется возможность экспортировать координаты полученных точек в формат AutoCAD.
Возможность автоматизации процесса обработки	При использовании дополнительных программных средств процесс обработки может быть полностью автоматизирован.	Программа не позволяет автоматизировать процесс обработки.

программного обеспечения проводилась на примере американской сети CORS (Continuously Operating Reference Stations), а именно ее сегмента, состоящего из четырех станций. Схематическое расположение станций приведено на рис. 1.

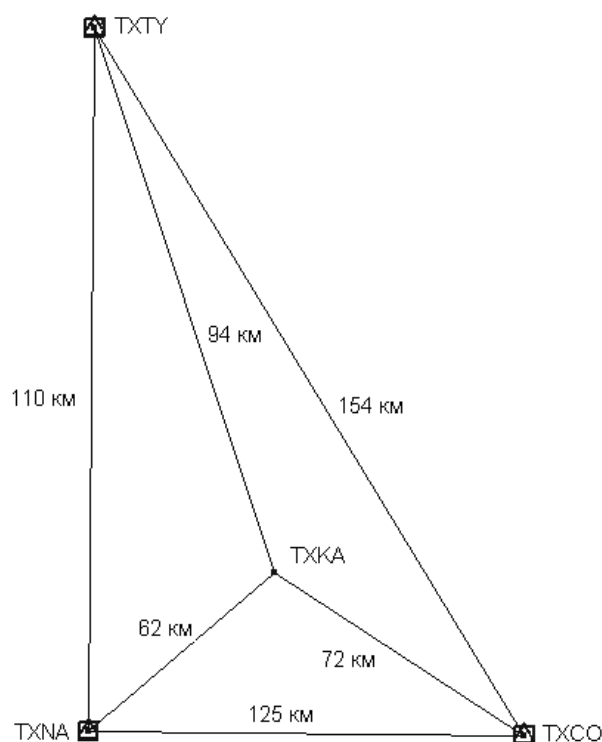


Рис. 1. Сегмент перманентных GPS-станций в системе CORS

Сегмент состоит из станций TXNA, TXTY, TXCO, TXKA. Файлы наблюдений являются двухчастотными с интервалом записи 5 секунд и углом маски 10° . В качестве эталонных координат были взяты координаты фазовых центров антенн, представленных на сайте NGS (National Geodetic Survey).

Для проведения эксперимента в качестве опорных использовались станции TXNA, TXTY, TXCO с суточными наблюдениями. Как станция с неизвестными координатами использовалась TXKA. Опорные координаты рассматриваемых станций в системе WGS 84 приведены в табл. 2.

Для анализа брались следующие интервалы наблюдений: 1 час, 30 мин, 20 мин, 10 мин, 5 мин. При этом обработка измерений определяемой станции проводилась как на двух частотах (L1 и L2), так и на

одной (L1), что характерно для украинских пользователей, так как одночастотные приемники более распространены в этом регионе. Возможность получения координат с геодезической точностью при использовании одночастотных приемников имеет большое значение, так как это существенно сокращает стоимость необходимого для измерений оборудования.

Эксперимент проводился следующим образом: координаты TXKA определялись на основе собственных измерений и суточных измерений трех базовых станций. Затем вычислялось расстояние между полученными и опорными значениями координат. Для каждого эксперимента проводилась серия из 10 опытов для усреднения погрешностей расчета координат. Более подробно описание каждого эксперимента приведено ниже.

Решение задачи

При проведении экспериментов использовались настройки программ «по умолчанию». При обработке двухчастотных измерений в программном комплексе Pinnacle установка «по умолчанию» означает, что на больших длинах базовых линий обработка производится, в так называемом, режиме «Wide Lane». При этом используется вычисление широкополосных комбинаций с разрешением неоднозначностей. При обработке одночастотных измерений в Pinnacle использовался режим «L1 only». В этом случае вычисления производятся только на частоте L1.

Этот режим является стандартным для обработки измерений одночастотных приемников в Pinnacle.

Обработка в Geopar производилась с использованием «темплейтов», поставляемых разработчиком вместе с программой. При обработке одночастотных измерений в файле определяемой станции была отключена обработка измерений на частоте L2. При этом данные базовых станций обрабатывались в двухчастотном режиме.

Таким образом, было проведено четыре эксперимента:

1. Определение координат точки в программном обеспечении Pinnacle в двухчастотном режиме измерений.

2. Определение координат точки в программном обеспечении Pinnacle при имитации одночастотного режима измерений.

3. Определение координат точки в ПО Geonap в двухчастотном режиме измерений.

4. Определение координат точки в ПО Geonap при имитации одночастотного режима измерений.

Усредненные погрешности оценки координат приведены в табл. 3.

По результатам, приведенным в табл. 3, на рис. 2 построены графики.

Таблица 2

Координаты станций в системе WGS 84

Координаты	TXNA	TXTY	TXCO	TXKA
X, м	–616256,43867	–507532,69181	–616883,05858	–591734,96797
Y, м	–5376488,42730	–5375534,53260	–5308885,53140	–5347650,66910
Z, м	3364415,68449	3383937,25452	3469404,56897	3414094,07195

Таблица 3

Усредненные погрешности оценки координат

№ эксп.	Время накопления данных, мин.					Примечания
	60	30	20	10	5	
1	0,01861768	0,021579993	0,027579094	0,033964727	0,101566004	Pinnacle L1+L2
2	0,049430777	0,045429204	0,076255896	0,152215838	0,258153463	Pinnacle L1
3	0,008104387	0,010422077	0,03862593	0,020499908	0,310084698	Geonap L1+L2
4	0,075300494	0,109337881	0,216172213	0,337904838	0,572065981	Geonap L1

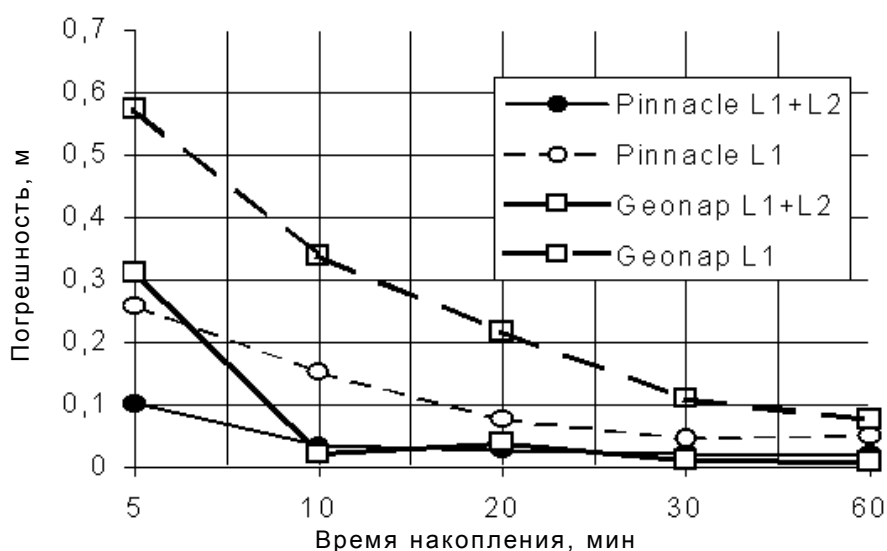


Рис. 2. Погрешности оценки координат станций

Выводы

Оба программных продукта показали неожиданно хорошие результаты при реализации сетевой обработки измерений на больших длинах базовых линий. Однако необходимо учитывать, что в реальных условиях следует ожидать ухудшения точности, так как в экспериментах в качестве определяемого использовался приемник, расположенный на открытой местности.

Как и следовало ожидать, использование двухчастотных измерений значительно повышает точность оценки координат.

Полученные результаты следует считать предварительными, так как использовались режимы обработки «по умолчанию». Особенно это касается программного обеспечения Geonap, так как данный продукт имеет широкие возможности по настройке процесса обработки.

Из графиков видно, что в двухчастотном режиме обработки качество оценок координат двух программных комплексов сравнимо между собой. Следует ожидать повышения качества оценивания координат в программном обеспечении Geonap при более детальной настройке программы под конкретный вид сети. В еще большей мере это касается одночастотного режима, где Pinnacle неожиданно показал значительно лучшие результаты. В большинстве геодезических задач требуемая точность определения координат составляет величину порядка 5 см.

Из приведенных графиков можно сделать вывод о том, что при использовании одночастотного оборудования такой уровень точности может быть достигнут при времени накопления не менее 30 минут.

При использовании двухчастотного оборудования такой уровень точности может быть достигнут при времени накопления не менее 10 минут.

Необходимо учесть, что для получения более достоверных результатов требуется проведение серии экспериментов в реальных условиях, где мобильная станция будет подвержена влиянию различных дестабилизирующих факторов, ухудшающих качество измерений, таких как ограничение видимости спутников и многолучевое распространение.

Данная работа была выполнена в рамках проекта 2167 «Региональная система высокоточных спутниковых геодезических определений», финансируемого Украинским научно-технологическим центром (УНТЦ).

Литература

1. Генике А.А., Побединский Г.Г. Глобальная спутниковая система определения местоположения GPS и её применение в геодезии. – М.: Геодезиздат, 1999. – 270 с.
2. Топографо-геодезична та картографічна діяльність. Законодавчі та нормативні акти. – Вінниця: Укргеодезкартографія, 2000. – 408 с.
3. Geonap. Reference manual. – Garbsen, Germany: Geo++, 2004. – 270 p.
4. Pinnacle. Руководство пользователя. – М.: Дженэс, 2002. – 300 с.

Поступила в редакцию 4.04.05

Рецензент: д-р физ.-мат. наук А.В. Прокопов, Национальный научный центр «Институт метрологии», Харьков.

УДК 519.876.5

С.С. ЛЕВИН

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

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ БИНАРНОЙ АВТОМАТНОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ СИСТЕМ С БОЛЬШИМ КОЛИЧЕСТВОМ ВЗАИМОДЕЙСТВУЮЩИХ ОБЪЕКТОВ

Предложена относительная оценка временных затрат на моделирование систем с большим количеством взаимодействующих объектов с использованием БА-модели. Произведено сравнение временных затрат с использованием разбиения на подсистемы и без разбиения. Предложены виды границ подсистем и граничных функций переходов для расчетов газовых потоков методом твердых сфер. Приведен пример применения БА-модели при моделировании обтекания крыла сверхзвуковым потоком с нагревом набегающего потока.

бинарная автоматная модель, оценка вычислительной сложности, подсистема конечных автоматов

Введение

Существующие гиперзвуковые аэродинамические трубы не позволяют проводить полное моделирование условий полета при высоких числах Маха ($M > 20$). Поэтому особую актуальность приобретают численные исследования в гиперзвуковых потоках. Для течений с большими числами Маха ($M > 10$) и умеренными числами Рейнольдса можно использовать моделирование методом частиц. Существует два подхода к моделированию – метод Монте-Карло и событийный подход. Наиболее перспективным с точки зрения точности процесса моделирования является событийный подход. Он позволяет моделировать газовое течение наиболее объективно без априорного использования экспериментально полученных статистических распределений. Более того, он позволяет получать эти распределения. Однако, несмотря на перспективность применения метода при исследовании поведения газовых струй и обтекании различных узлов и агрегатов, имитационное моделирование методом твердых сфер пока используется мало. Основной причиной этого является сложность реализации данного метода из-за очень большого объема необходимых вычислений, с которыми не в

состоянии справиться даже самая современная вычислительная техника.

Одним из путей приближения к практическому использованию этого метода является, таким образом, оптимизация алгоритмов с целью уменьшения их вычислительной сложности. В работе [1] предложен возможный метод минимизации количества вычислений при расчетах, основанных на событийном подходе. В работе [2] предложено представить поток событий в виде RB-дерева, что существенно увеличивает скорость обработки имеющихся и генерацию новых событий. Существенно ускоренный алгоритм моделирования газовых потоков описан и проанализирован в работе [3].

Бинарная автоматная (БА) модель разработана специально для использования при моделировании систем с большим количеством взаимодействующих объектов. Газовый поток является частным случаем такой системы. При использовании БА-модели элементарный объект моделируемой системы представляют в виде конечного автомата Мура [4]. Внутренние состояния конечного автомата выбираются таким образом, чтобы соответствовать реальным элементарным объектам моделирования. Например, при моделировании газовых струй методом

твердых сфер [5] можно выделить каждую модельную частицу в отдельный конечный автомат. Внутренними состояниями автомата будут координаты частицы в пространстве, а также скорость. При моделировании химических реакций добавятся внутренняя энергия, энергия связи и т.д.

На следующем этапе построения модели весь набор автоматов разбивается на определенное количество подсистем. При моделировании каждого конкретного явления критерий разбиения на подсистемы будет зависеть от моделируемой системы. Например, при моделировании газовых потоков или химических реакций критерием разбиения на подсистемы может служить координата в пространстве. На основании этого критерия область моделирования разбивается на ячейки. В этом случае каждая из ячеек представляет собой подсистему.

Для связи подсистемы с соседними подсистемами используются граничные функции перехода. Эти функции обеспечивают как миграцию автоматов между подсистемами, так и функционирование всей системы. Выбор вида и типов функций зависят от конкретной моделируемой системы. Например, для моделирования газовых потоков или химических реакций функция перехода будет представлять собой R-функцию [6], которая объединяет в себе уравнение плоскости и границы ячейки.

БА-модель является событийной, т.е. для каждого автомата определяется время его ближайшего события. Шаг по времени при моделировании системы осуществляется на время до ближайшего события, минимальное среди всех конечных автоматов системы.

Очевидно, что представление моделируемой системы в виде набора подсистем и, как следствие, использование функций перехода между этими подсистемами существенно увеличивают количество событий в системе в единицу времени. Это приводит к необходимости определения оптимального количества подсистем, при котором время опреде-

ления нового события для конечного автомата было бы существенно меньше, чем без использования разбиения на подсистемы, что компенсировало бы рост количества событий. *Целью данной статьи* является относительная оценка вычислительных затрат при применении БА-модели.

Оценка временных затрат на расчет нового события

Проведем исследование вычислительной эффективности БА-модели.

На пути построения временных оценок работы алгоритма приходится сталкиваться с рядом различных проблем. Среди всего множества этих проблем можно выделить следующие основные [7]:

- неадекватность формальной системы записи алгоритма реальной системе команд процессора;
- наличие архитектурных особенностей, существенно влияющих на наблюдаемое время выполнения программы, таких как конвейер, кэширование памяти, предиктивная выборка команд и данных и т.д.;
- различное время выполнения реальных машинных команд;
- различное время выполнения команды в зависимости от типов операндов;
- неоднозначность компиляции исходного текста, обусловленная как используемым компилятором, так и его настройками.

Ближайшее рассмотрение задачи сравнения алгоритма, использующего представление коллектива автоматов в виде единой системы, с алгоритмом, использующим представление коллектива автоматов в виде набора подсистем, приводит к выводу о том, что принимать во внимание все изложенные выше проблемы и методики нет необходимости. Использование методик прямого определения среднего времени и Гиббсона не представляется возможным ввиду универсальности предложенной

БА-модели и, как следствие, различных ее реализаций при исследовании конкретных систем. Рассмотрим применение методики пооперационного анализа, как наиболее интуитивно понятной и простой в реализации.

Будем считать, что для выполнения одной операции потребуется один квант времени. Под операцией будем понимать расчет параметров нового события. Наборы элементарных операций, используемых при расчете нового события системы, в обоих алгоритмах одинаковы. Быстрее будет тот алгоритм, в котором количество этих операций будет меньше, т.е. время расчета нового события будет меньше.

Пусть количество границ подсистемы – m , количество моделируемых конечных автоматов – k . Тогда при расчетах без разбиения на подсистемы расчет нового события для каждого конечного автомата будет занимать k квантов времени. Разобьем систему $\bar{\Sigma}$ на D подсистем R . Тогда для расчета нового события потребуется $\left(\frac{k}{D} + m\right)$ квантов времени.

Слагаемое m служит для учета дополнительного времени, затрачиваемого алгоритмом на расчет как возможностей перехода автомата в соседнюю подсистему, так и самих переходов. Но эти оценки отдельно не позволяют судить о времени работы алгоритма в целом. Дело в том, что при использовании подсистем резко возрастает количество событий, связанных с миграцией конечных автоматов.

Относительная оценка времени работы алгоритма при использовании подсистем

Для того чтобы ввести оценку во времени работы алгоритмов в целом, введем вспомогательную оценку времени простоя конечного автомата между событиями. Пусть S – какая-то характеристика системы автоматов, которую можно взять за основу при оценке ее сложности. При введении относительной

оценки выигрыша она сократится, так как система одна и та же для обоих алгоритмов.

Оценку простоя автомата без разбиения на подсистемы можно представить следующим образом:

$$l_1 = \frac{S}{k}. \quad (1)$$

Очевидно, что при введении подсистем оценка простоя автомата зависит не только от количества конечных автоматов и характеристики S системы $\bar{\Sigma}$, но и от количества подсистем R_i , миграция между которыми приводит к дополнительным событиям. Следовательно, оценку простоя автомата при разбиении на подсистемы можно представить следующим образом:

$$l_2 = \frac{S}{k + m \cdot D}. \quad (2)$$

Введем относительную оценку работы алгоритма в целом как функцию от количества подсистем:

$$F(D) = \left(\frac{k}{D} + m\right) \cdot \frac{\frac{S}{k}}{\frac{S}{k + m \cdot D}}. \quad (3)$$

Упростив (3), получим

$$F(D) = \frac{k}{D} + 2 \cdot m + \frac{m^2 D}{k}. \quad (4)$$

Таким образом, формула (4) выражает относительную оценку эффективности алгоритма расчетов в целом. В формуле учитываются как количество подсистем, так и количество границ каждой подсистемы, что позволяет сравнивать время работы алгоритма при различных количествах конечных автоматов, подсистем и их границ.

Анализ полученной оценки

На рис. 1 построен график функции (4) при постоянном количестве конечных автоматов и переменных параметрах количества подсистем (D) и количества границ подсистемы (m). Его анализ показывает, что время расчетов растет с ростом количества границ подсистемы

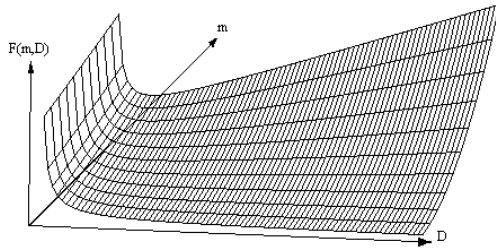


Рис. 1. Относительная оценка в зависимости от количества подсистем и количества границ

Анализ функции $F(D)$ при фиксированных k и m (рис. 2) позволяет сделать следующие выводы:

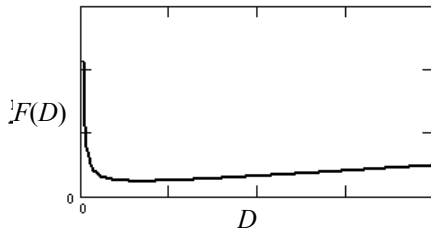


Рис. 2. Изменение функции $F(D)$ в зависимости от количества подсистем

1) существует оптимальное количество подсистем, которое дает максимальный выигрыш по времени расчета;

2) так как функция резко падает, а потом довольно полого, то даже незначительное приближение к оптимальному количеству подсистем может дать значительный выигрыш по времени расчета.

Вычислим первую производную функции $F(D)$ по D :

$$\frac{\delta F(D)}{\delta D} = \frac{m^2}{k} - \frac{k}{D^2}. \quad (5)$$

Решением уравнения $\frac{\delta F(D)}{\delta D} = 0$ является оптимальное количество подсистем:

$$D_{opt} = \left[\frac{k}{m} \right]. \quad (6)$$

Пример. Пусть количество моделируемых конечных автоматов $k = 100000$, каждая подсистема имеет $m = 3$ границ. Посчитаем выигрыш во времени расчетов без использования разбиения на подсистемы и с оптимальным разбиением $D_{opt} = 3333$:

1) без разбиения

$$F(1) = 10000;$$

2) с разбиением на оптимальное количество подсистем (3333)

$$F(3333) = 12.$$

Следовательно, выигрыш по времени расчета в данном случае составляет 833 раза.

Основные результаты

На базе предложенной модели разработан программный комплекс, позволяющий проводить исследования обтекания газовыми струями узлов и агрегатов летательных аппаратов. Исследовалось изменения формы конуса Маха при нагревании участка воздуха перед крылом. Данная идея была предложена в рамках проекта Aurora [8] в США, и немного позднее в проекте «Аякс» [9] Россия. По мнению директора Института теоретической и прикладной механики СО РАН В. М. Фомина данное направление изменения сопротивления ЛА является одним из самых перспективных [10] и может привести к существенному удешевлению космических перевозок.

Моделирование обтекания осуществляется с помощью метода твердых сфер. Применяются кубические ячейки. Для моделирования реального полета используется модель тора влета частиц в рабочую область. Примеры результатов обтекания представлены на рис. 3, 4.

При моделировании течения, изображенного на рис. 3, 4, использовалось псевдотрехмерное моделирование, т.е. моделирование движения частиц проводилось в трехмерном пространстве, но в одном слое (рис. 5).

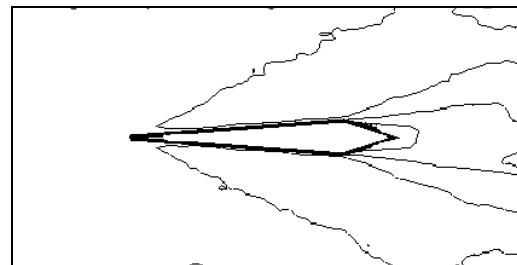


Рис. 3. Моделирование процесса обтекания без нагрева

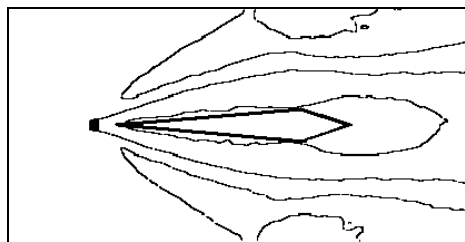


Рис. 4. Моделирование процесса обтекания с нагревом набегающего потока в 1,1 раза

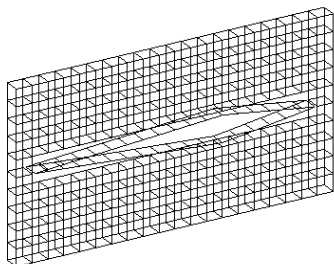


Рис. 5. Трехмерная сетка, полученная вытягиванием двумерной модели на величину одного слоя

В настоящее время запрограммировано построение сетки для любого трехмерного тела, заданного триангуляционной сеткой (рис. 6), причем сеточное разбиение на миллион ячеек на PIV 2GHz, 512 MB RAM получается за 3 минуты, из которых 2 идет на выделение памяти (244 MB).

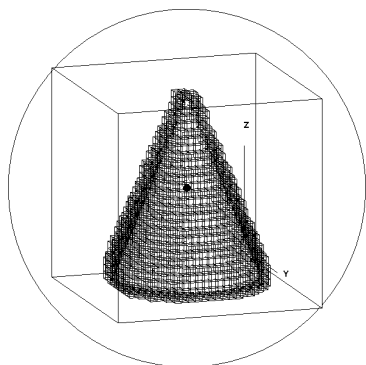


Рис. 6. Интерфейс программы построения сетки для моделирования обтекания произвольного трехмерного тела методом твердых сфер

Литература

1. Чернышев Ю.К. Прямое моделирование течения газа в каналах сложной формы при малых числах Кнудсена // Междунар. науч.-техн. конф. «Совершенствование турбоустановок методами математического и физического моделирования». – Х.:

Ин-т проблем машиностроения НАН Украины. – 1997. – С. 238 – 240.

2. Левин С.С., Чернышев Ю.К. Алгоритмизация прямого моделирования методом частиц течения газа по каналам сложной формы при малых числах Кнудсена // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии – Х: ХАИ. – 2002. – Вып. 14. – С. 54 – 60.

3. Левин С.С., Чернышев Ю.К. Алгоритмизация событийного перемещения частицы в триангулярной сетке при имитационном моделировании течения газа // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии – Х: ХАИ. – 2002. – Вып. 23. – С. 122 – 128.

4. Кудрявцев В.Б., Алешин С.В., Подколзин А.С. Введение в теорию автоматов. – М.: Наука, 1985. – 320 с.

5. Харлоу Ф.Х.. Численный метод крупных частиц в ячейках для задач гидродинамики // Вычислительные методы в гидродинамике. – Под ред. Б. Олдер, С. Фернбах, М. Ротенберг. – М.: Мир, 1967. – 384 с.

6. Рвачев В.Л. Теория R-функций и некоторые ее приложения. – К.: Наук. думка, 1982. – 552 с.

7. Еремеев Ф., Колосков С. Теория алгоритмов. Трудоемкость алгоритмов и временные оценки. – [Электрон. ресурс]. – Режим доступа: <http://th-algoritmov.narod.ru/>.

8. Aurora / senior citizen, 2004. – [Электрон. ресурс]. – Режим доступа: <http://www.testpilot.ru/usa/other/aurora/aurora.htm>

9. Концепция "АЯКС". – [Электрон. ресурс]. – Режим доступа: <http://e-k.viv.ru/cont/kalashn/60.html>.

10. Современные проблемы аэрофизики, 2004, [Электрон. ресурс]. – Режим доступа: <http://psj.nsu.ru/lector/fomin/4.html>.

Поступила в редакцию 12.04.05

Рецензент: канд. техн. наук, доцент Ю.К. Чернышев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 681.51.001.63

**В.М. ВАРТАНЯН, Н.М. ФЕДОРЕНКО, Ю.А. РОМАНЕНКОВ, И.В. ДРОНОВА,
А.В. КОНОНЕНКО***Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***АЛГЕБРАИЧЕСКИЕ КРИТЕРИИ ЛОКАЛИЗАЦИИ КОРНЕЙ ПОЛИНОМА
В ЗАДАННЫХ ОБЛАСТЯХ КОМПЛЕКСНОЙ ПЛОСКОСТИ**

Рассмотрены алгебраические критерии расположения корней полиномов в заданных областях комплексной плоскости. Необходимые и достаточные условия приведены в функции коэффициентов полиномиального уравнения. Даны рекомендации по использованию результатов анализа в задачах обеспечения устойчивости и заданного качества технических объектов и систем.

полиномиальное уравнение, корни уравнения, комплексная плоскость, необходимые и достаточные условия, устойчивость, заданное качество

Введение

Исследование устойчивости с помощью алгебраических критериев для линейных динамических систем, в том числе объектов аэрокосмической техники, в настоящее время все реже встречается в литературе. Это связано, прежде всего, с тем, что в инструментарии современного исследователя имеются мощные средства в виде универсальных интегрированных пакетов, позволяющих провести всестороннее моделирование сложных динамических объектов. При этом, как правило, удается учесть многомерность и многосвязность исследуемого объекта или процесса, нелинейность характеристик составляющих его элементов, запаздывание и целый ряд других специфических особенностей, присущих сложным техническим или производственно-экономическим системам [1, 2].

По этим же причинам косвенные критерии устойчивости (заданного качества), представленные в виде необходимых и достаточных условий расположения корней характеристического полинома в заданных областях комплексной плоскости, воспринимаются как атавизмы теории управления, связанные с ограниченными вычислительными возможностями и ресурсами, и в воображении некоторых исследователей приравниваются к правилам

ведения расчетов на логарифмической линейке и таблицам Брадиса, оставшимся в XX веке. Это действительно так, если рассматривается прямая задача оценки качества – выполнение условий расположения корней характеристического уравнения в заданных областях на комплексной плоскости. Однако сегодня, как и прежде, наибольший интерес представляет решение обратной задачи – синтеза систем с наперед заданными характеристиками, и в этом случае неопределима роль алгебраических критериев, связывающих в аналитическом виде первичные параметры систем с показателями качества.

Однозначно заданные коэффициенты полиномиального уравнения также однозначно определяют расположение его корней. Решение обратной задачи имеет многовариантное решение и может быть сведено к поиску некоторой многомерной области в пространстве первичных параметров, которые определяют коэффициенты полиномиального уравнения, а следовательно, искомые области локализации его корней на комплексной плоскости. Поскольку аналитическое решение такой задачи для полиномиального уравнения выше третьего порядка не существует, то для ее решения могут быть использованы известные косвенные критерии расположения корней полиномиального уравнения на ком-

плексной плоскости. При этом возникает проблема корректного выбора вида критерия, приводящего к наиболее простым вычислительным алгоритмам его реализации и к минимальному количеству необходимых и достаточных условий решения поставленной задачи. Таким образом, *целью статьи* является обзор и анализ критериев локализации корней полиномов в заданных областях комплексной плоскости применительно к задачам обеспечения заданного качества функционирования сложных динамических систем.

Алгебраические критерии локализации корней полиномиального уравнения в заданных областях комплексной плоскости

Пусть известно характеристическое уравнение системы в виде

$$A(\lambda) = \sum_{i=0}^n a_i(k_1, \dots, k_{n_i}) \lambda^i =$$

$$= a_n(k_1, \dots, k_{n_i}) \lambda^n + \dots + a_0(k_1, \dots, k_{n_i}) = 0, \quad (1)$$

где n – порядок системы, $k_1, \dots, k_{n_i}$ – исследуемые параметры.

Критерий Гурвица. Составим из коэффициентов характеристического уравнения системы (1) $a_i > 0$ следующий определитель:

$$\Delta_n = \begin{vmatrix} a_{n-1} & a_{n-3} & a_{n-5} & \dots & 0 \\ 1 & a_{n-2} & a_{n-4} & \dots & 0 \\ 0 & a_{n-1} & a_{n-3} & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dots & a_0 \end{vmatrix}. \quad (2)$$

Диагональным минором порядка k определителя Δ_n называется определитель, элементы которого лежат на пересечении первых k строк и первых k столбцов определителя.

Так, если в определителе Δ_n вычеркнуть правый столбец и нижнюю строку, то получим диагональный минор Δ_{n-1} . Вычеркивая в этом определителе снова правый столбец и нижнюю строку, найдем Δ_{n-2} .

Согласно критерия Гурвица [3] корни уравнения (1) имеют отрицательные вещественные части, если определитель Δ_n и все его диагональные миноры:

$$\Delta_1 = a_{n-1};$$

$$\Delta_3 = \begin{vmatrix} a_{n-1} & a_{n-3} & a_{n-5} \\ 1 & a_{n-2} & a_{n-4} \\ 0 & a_{n-1} & a_{n-3} \end{vmatrix}; \quad (3)$$

$$\dots$$

$$\Delta_n = a_n \Delta_{n-1}$$

положительны.

Следовательно, границе области устойчивости соответствуют предельные условия, а именно, равенство нулю всех коэффициентов характеристического полинома и всех определителей Гурвица.

Условие, определяющее границу устойчивости, является условием наличия в уравнении (1) одного нулевого или пары мнимых сопряженных корней, причем все остальные корни имеют отрицательные вещественные части.

Таким образом, граница устойчивости в плоскости корней – мнимая ось. Если рассматривать, например, плоскость каких-либо варьируемых коэффициентов характеристического уравнения, считая остальные коэффициенты постоянными, то можно говорить о границе устойчивости в этой плоскости. Причем, условию $a_0 = 0$, при соблюдении всех остальных условий устойчивости, соответствует граница аperiodической устойчивости (один корень нулевой), а условию $\Delta_{n-1} = 0$ – граница колебательной устойчивости (два мнимых сопряженных корня).

На практике иногда требуется установить пределы изменения какого-либо одного параметра k_j из условия обеспечения устойчивости. Причем этот параметр может входить в некоторые коэффициенты a_i , следовательно, и в определители Δ_m . В этом случае необходимо построить зависимости $a_i(k_j)$ и $\Delta_m(k_j)$ и определить значения k_j , которые обеспечивают выполнение условий Гурвица.

Критерий Льенара – Шипара. Общий объем вычислительных операций по определению границ областей устойчивости может быть сокращен при использовании в качестве критерия устойчивости метода Льенара – Шипара [3]. Условия устойчивости в форме Льенара – Шипара предполагают положительность коэффициентов характеристического полинома и положительность нечетных миноров главной диагонали определителя Гурвица (табл. 1).

Таблица 1

Уравнения границ устойчивости по критерию Льенара – Шипара

Порядок	Уравнения границ условий устойчивости
1	$a_0 = 0$
2	$a_1 = 0$
3	$a_3 = 0 ; a_0 a_1 a_2 - a_0^2 = 0$
4	$a_3 = 0 ; a_0 a_1 a_2 - a_3^2 a_2 - a_1^2 = 0$
5	$a_4 = 0 ; a_4 a_3 a_2 + a_4 a_0 - a_4^2 a_1 - a_2^2 = 0 ;$ $a_0 (a_4 a_3 a_2 a_1 + 2 a_4 a_1 a_0 - a_4 a_3^2 a_0 -$ $- a_4^2 a_1^2 - a_2^2 a_1 - a_0^2 + a_3 a_2 a_0) = 0$

Таким образом, условия Льенара – Шипара позволяют исключить из рассмотрения дополнительные линии, не относящиеся к границам областей устойчивости и поэтому являются более корректными по отношению к условиям Гурвица.

Критерий Рауса. Критерий Рауса [3] имеет некоторое преимущество перед другими алгебраическими критериями, так как требует меньшего объема вычислительной работы при численном решении задачи. Однако при нахождении символьных условий устойчивости использование его затруднительно для $n > 3$ из-за необходимости выполнения операций деления полиномов и факторизации получаемых соотношений. Для того чтобы корни характеристического уравнения имели отрицательные вещественные части, необходимо и достаточно, чтобы все элементы первого столбца таблицы Рауса, были строго положительны. Количество строк в таблице Рауса должно быть равно $n+1$, где n – степень

полиномиального уравнения.

Элементы первой строки таблицы являются коэффициентами уравнения (1) с четными индексами, а элементы второй строки – коэффициенты уравнения с нечетными индексами. Начиная с третьей строки (т.е. для $i > 2$) элементы каждой строки таблицы Рауса образуются по определенному правилу из элементов двух предыдущих строк:

$$C_{ik} = \frac{C_{i-2,k+1}C_{i-1,1} - C_{i-2,1}C_{i-1,k+1}}{C_{i-1,1}}. \quad (4)$$

Численный анализ устойчивости по критерию Рауса заканчивается тогда, когда первый элемент какой-нибудь строки примет отрицательное или равное нулю значение.

Граница апериодической устойчивости определяется равенством нулю первого либо последнего, т.е. $(n+1)$ -го, элемента первого столбца; граница колебательной устойчивости – равенством нулю предпоследнего, т.е. n -го элемента первого столбца. При этом все элементы первого столбца должны быть положительными.

Критерий Шура-Кона. Граничными (с точки зрения обеспечения асимптотической устойчивости) являются условия $\Delta_k = 0$. Алгоритм формирования определителя Шура – Кона [4] как блочной матрицы имеет такой вид:

$$\Delta_k = \begin{vmatrix} (a_{i-j})_{k \times k} & (a_{i-j+k})_{k \times k} \\ (a_{j-i+k})_{k \times k} & (a_{j-i})_{k \times k} \end{vmatrix}, \quad (5)$$

где

$$(a_{i-j})_{k \times k} = \begin{bmatrix} a_0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ a_1 & a_0 & 0 & \dots & 0 \\ a_2 & a_1 & a_0 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{k-1} & a_{k-2} & a_{k-3} & \dots & a_0 \end{bmatrix}, \quad (6)$$

$$(a_{i-j+k})_{k \times k} = \begin{bmatrix} a_n & 0 & 0 & \dots & 0 \\ a_{n-1} & a_n & 0 & \dots & 0 \\ a_{n-2} & a_{n-1} & a_n & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{n-k+1} & a_{n-k+2} & a_{n-k+3} & \dots & a_n \end{bmatrix}. \quad (7)$$

В выражениях (7) и (8) треугольные матрицы

$(a_{j-i})_{k \times k}$ и $(a_{j-i+k})_{k \times k}$ – матрицы коэффициентов

характеристического уравнения, а матрицы $|a_{i-j}|_{k \times k}$, $|a_{i-j+k}|_{k \times k}$ – соответственно их транспонированные матрицы.

Известно, что если все определители Δ_k , $k = \overline{1, n}$, отличны от нуля, то $A(\lambda)$ не имеет корней на окружности единичного радиуса и число их внутри круга единичного радиуса равно числу перемен знака в последовательности определителей Δ_k .

Необходимым и достаточным условием нахождения корней полиномиального уравнения (1) внутри единичной окружности является выполнение следующих неравенств: $\Delta_k < 0$, если k – нечетное, $\Delta_k > 0$, если k – четное, $k = \overline{1, n}$.

Увеличение порядка рассматриваемых систем приводит к резкому возрастанию объема вычислений из-за высоких размерностей раскрываемых определителей, а, следовательно, к возможным вычислительным ошибкам в расчетах численных значений коэффициентов условий устойчивости.

Критерий Джюри. Обратным полиномом назовем полином

$$A_0(\lambda) = \lambda^n A(1/\lambda) = a_n \lambda^n + a_{n-1} \lambda^{n-1} + \dots + a_1 \lambda + a_0, \quad (8)$$

полученный путем перестановки коэффициентов полинома (1) в обратном порядке.

Разделим $A(\lambda)$ на обратный ему полином $A_0(\lambda)$ по правилам деления многочлена на многочлен. В результате этого вычислим частное от деления – g и остаток $A_1(\lambda)$ – полином $(n-1)$ -й степени:

$$\frac{A(\lambda)}{A_0(\lambda)} = g_0 - \frac{A_1(\lambda)}{A_0(\lambda)}, \quad (9)$$

$$g_0 = \frac{a_n}{a_0}; \quad A_1(\lambda) = (a_0 - g_0 a_n) \lambda^{n-1} + (a_1 - g_0 a_{n-1}) \lambda^{n-2} + \dots + (a_{n-1} - g_0 a_1). \quad (10)$$

Разделим остаток $A_1(\lambda)$ на обратный ему полином $A_{10}(\lambda)$ и определим новое частное от деления

g_1 и остаток $A_2(\lambda)$:

$$\frac{A_1(\lambda)}{A_{10}(\lambda)} = g_1 - \frac{A_2(\lambda)}{A_{10}(\lambda)}; \quad (11)$$

где

$$g_1 = \frac{a_{n-1} - g_0 a_1}{a_0 - g_0 a_n} = \frac{a_1 a_n - a_0 a_{n-1}}{(a_0 + a_n)(a_0 - a_n)}, \quad (12)$$

$$A_2(\lambda) = [(a_0 - g_0 a_n) - g_1(a_{n-1} - g_0 a_1)] \lambda^{n-2} + \dots + [(a_{n-2} - g_0 a_2) - g_1(a_1 - g_0 a_{n-1})]. \quad (13)$$

Следовательно,

$$g_2 = \frac{(a_{n-2} - g_0 a_2) - g_1(a_1 - g_0 a_{n-1})}{(a_0 - g_0 a_n) - g_1(a_{n-1} - g_0 a_1)} = \frac{a_{n-2} a_0^3 - a_{n-2} a_0 a_n^2 - a_n a_2 a_0^2 + a_n^3 a_2 - (a_{n-1} a_0 - a_n a_1 - a_n^2 + a_0^2)(-a_{n-1} a_0 + a_n a_1 - a_n^2 + a_0^2)}{(a_{n-1} a_0 - a_n a_1 - a_n^2 + a_0^2)(-a_{n-1} a_0 + a_n a_1 - a_n^2 + a_0^2)} - \frac{a_1 a_0^2 a_{n-1} + a_1^2 a_0 a_n + a_n a_{n-1}^2 a_0 - a_n^2 a_{n-1} a_1}{(a_{n-1} a_0 - a_n a_1 - a_n^2 + a_0^2)(-a_{n-1} a_0 + a_n a_1 - a_n^2 + a_0^2)}. \quad (14)$$

Выполняя деление полиномов $A_i(\lambda)$ (остаток от предыдущей операции деления) на обратные им полиномы $A_{i0}(\lambda)$, получаем последовательность $g_i = \{g_0, g_1, \dots, g_{n-2}\}$.

Необходимыми и достаточными условиями нахождения корней полиномиального уравнения внутри единичной окружности являются неравенства [4]:

$$A(1) = a_0 + a_1 + \dots + a_n > 0;$$

$$(-1)^n A(-1) = a_0 - a_1 + a_2 - \dots + (-1)^n a_n > 0; \quad (15)$$

$$|g_i| < 1, \quad i = 1, 2, \dots, n-2.$$

Другая форма использования критерия Джюри предполагает составление табл. 2.

Таблица 2

Коэффициенты Джюри

a_n	a_{n-1}	...	a_1	a_0	$q_n = \frac{a_0}{a_n}$
a_0	a_1	...	a_{n-1}	a_n	
a_0^{n-1}	a_1^{n-1}	...	a_{n-1}^{n-1}		$q_{n-1} = \frac{q_{n-1}^{n-1}}{q_0^{n-1}}$
a_{n-1}^{n-1}	a_{n-2}^{n-1}	...	a_0^{n-1}		
...	...	...	...	...	
a_0^0					

$$a_i^{k-1} = a_i^k - q_k a_{k-i}^k, \quad q_k = \frac{a_k^k}{a_0^k}. \quad (16)$$

Первая и вторая строки – это коэффициенты характеристического уравнения в прямом и обратном порядке. Третья строка получается умножением второй строки на $q_n = \frac{a_0}{a_n}$ и вычитанием произведения из первой строки. Таким образом, последний элемент в третьей строке равен нулю. Четвертая строка – это третья, записанная в обратном порядке. Схема повторяется до $(2n+1)$ -й строки. Последняя строка состоит только из одного элемента.

Если $a_n > 0$, то все корни уравнения лежат внутри единичного круга тогда и только тогда, когда все a_0^k , $k = \overline{1, n-1}$, положительны. Если нет a_0^k , равных нулю, то количество отрицательных a_0^k равно количеству корней вне единичного круга.

Заметим, что если все a_0^k положительны для $k = 1, 2, \dots, n-1$, то условие $a_0^0 > 0$ эквивалентно условиям $A(1) > 0$, $(-1)^n A(-1) > 0$, которые составляют необходимые условия устойчивости и, следовательно, могут использоваться до составления таблицы.

Критерий Кларка. Пусть D_n – квадратная матрица размером $n \times n$. Отделим от нее внешние, окаймляющие ее столбцы и строки, и получим внутреннюю матрицу D_{n-2} размером $[n-2] \times [n-2]$.

Продолжая отделение, найдем внутреннюю матрицу D_{n-4} и т.д.

Квадратная матрица D_n размером $n \times n$ называется внутренне положительной, если ее определитель и определители всех внутренних матриц положительны.

Согласно критерия Кларка [4], полиномиальное уравнение (1) имеет корни внутри единичной окружности, если выполняются условия:

$$A(1) = \sum_{i=0}^n A(k_1, k_2, \dots) > 0;$$

$$A(-1) = \sum_{i=0}^n A(k_1, k_2, \dots)(-1) > 0; \quad (17)$$

$$\det D_i^+ > 0; \det D_i^- > 0; i = n-1, n-3, \dots,$$

где D_i^+ , D_i^- – внутренние матрицы для D_{n-1}^+ , D_{n-1}^- , алгоритм формирования которых имеет вид:

$$\begin{aligned} |(a_{j-i})_{k \times k} + a_{2n-i-j}|_{k \times k} &> 0; \\ |(a_{j-i})_{k \times k} - a_{2n-i-j}|_{k \times k} &> 0, \end{aligned} \quad (18)$$

где $k = n-1, n-3, \dots$, иначе:

$$D_{n-1}^- = \begin{vmatrix} a_n & a_{n-1} & \dots & \dots & a_2 - a_0 \\ 0 & a_n & \dots & \dots & a_3 - a_1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & -a_0 & \dots & \dots & a_{n-1} - a_{n-3} \\ -a_0 & -a_1 & \dots & \dots & a_n - a_{n-2} \end{vmatrix}; \quad (19)$$

$$D_{n-1}^+ = \begin{vmatrix} a_n & a_{n-1} & \dots & \dots & a_2 + a_0 \\ 0 & a_n & \dots & \dots & a_3 + a_1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & a_0 & \dots & \dots & a_{n-1} + a_{n-3} \\ a_0 & a_1 & \dots & \dots & a_n + a_{n-2} \end{vmatrix}. \quad (20)$$

Все эти условия выполняются при расположении корней характеристического полинома (1) внутри окружности единичного радиуса.

Максимальное количество условий устойчивости, возникающих при использовании алгебраических критериев, приведено в табл. 3.

Таблица 3

Количество условий, возникающих при использовании алгебраических критериев

Критерий	Количество условий
Джури	$n+1$
Кларка	$n+3$
Шура-Кона	n
Гурвица	$2n$
Рауса	$2n$
Льенара–Шипара	n

На самом деле использование символического вида условий устойчивости изменяет их реальное количество в сторону увеличения, так как некоторые из

условий распадаются на несколько более простых при факторизации алгебраического выражения

$$G_i(k_1, \dots, k_{n_i}) = 0.$$

Пример. Для характеристического полинома $A_3(z) = a_3 z^3 + a_2 z^2 + a_1 z + a_0$ граничные условия для различных критериев имеют такой вид.

Критерий Кларка:

$$G_1 = a_3 + a_2 + a_1 + a_0; \quad G_2 = a_3 - a_2 + a_1 - a_0;$$

$$G_3 = a_3^2 - a_3 a_1 + a_2 a_0 - a_0^2;$$

$$G_4 = a_3^2 + a_3 a_1 - a_2 a_0 - a_0^2;$$

$$G_5 = a_3 + a_0; \quad G_6 = a_3 - a_0.$$

Критерий Шура-Кона:

$$\begin{aligned} G_1 = & -3a_0^4 a_3^2 - a_0^4 a_1^2 - 2a_0^4 a_2^2 + a_0^2 a_2^4 + 3a_0^2 a_3^4 - a_3^6 + a_0^6 - \\ & - 2a_3 a_0^2 a_1^3 + 2a_0^3 a_1^2 a_2 + a_0^2 a_2^2 a_3^2 - a_0^2 a_2^2 a_1^2 + 2a_0 a_3^2 a_2^3 - \\ & - a_3^2 a_0^2 a_1^2 + a_3^4 a_2^2 + 2a_3^4 a_1^2 - a_3^2 a_1^4 + 6a_0^3 a_3 a_2 a_1 - \\ & - 2a_0 a_3^2 a_3 a_1 - 6a_0 a_3^2 a_2 a_1 + 4a_0 a_3^2 a_1^2 a_2 + 2a_0 a_3 a_2 a_1^3 - \\ & + 4a_0^2 a_3 a_1 a_2^2 + a_3^2 a_2^2 a_1^2 - 2a_3^3 a_1 a_2^2 = (a_0 + a_1 + a_2 + a_3) \times \\ & \times (a_2 - a_3 + a_0 - a_1)(a_3^2 - a_3 a_1 + a_0 a_2 - a_0^2)^2; \end{aligned}$$

$$G_2 = a_0^4 - a_0^2 a_3^2 = a_0^2 (a_0 - a_3)(a_0 + a_3); \quad G_3 = a_0^2.$$

Критерий Лъенара – Шипара для псевдополинома $A_3(s) = b_3 s^3 + b_2 s^2 + b_1 s + b_0$, преобразованного билинейным преобразованием:

$$(b_3 = a_3 + a_2 + a_1 + a_0; \quad b_2 = 3a_3 + a_2 - a_1 - 3a_0;$$

$$b_1 = 3a_3 - a_2 - a_1 + 3a_0; \quad b_0 = a_3 - a_2 + a_1 - a_0);$$

$$G_1 = a_3 + a_2 + a_1 + a_0;$$

$$\begin{aligned} G_2 = & -8a_3^2 a_2 + 8a_3 a_2 a_1 - 8a_3^2 a_0 - 8a_1 a_0^2 + 8a_3^3 + 8a_3 a_2 a_0 + \\ & + 8a_3 a_0 a_1 - 8a_3 a_1^2 + 8a_0^3 - 8a_0 a_2^2 - 8a_3 a_0^2 + 8a_0 a_2 a_1 = \\ & = 8(a_3 - a_2 + a_1 - a_0)(a_3^2 - a_3 a_1 + a_2 a_0 - a_0^2). \end{aligned}$$

Различное количество необходимых условий устойчивости, формируемое отдельными критериями, естественно не приводит к разным конечным результатам, а связано с тем, что с одной стороны они могут быть избыточными, а с другой – интегрировать в себе одновременно несколько необходимых для выполнения условий требуемого расположения корней.

Заключение

Приведенные алгебраические критерии представляют собой универсальный математический аппарат, позволяющий управлять расположением корней полиномиального уравнения на комплексной плоскости и при необходимости локализовать их в определенных участках комплексной плоскости. Такие задачи имеют место, в частности, при моделировании производственных и, в целом, экономических систем (балансовые модели). Решение о выборе того или иного критерия связано прежде всего с вычислительной сложностью процедуры и точностью получаемых результатов. Трансформация любого из рассмотренных алгебраических критериев к задачам локализации корней в произвольных областях комплексной плоскости, сводится в конечном счете, к корректному выбору конформного отображения левой полуплоскости или единичной окружности в требуемую геометрическую область и преобразование на этой основе исходного полиномиального уравнения.

Литература

1. Орлов А.И. Устойчивость в социально-экономических моделях. – М.: Наука, 1979. – 296 с.
2. Вартамян В.М. Определение допустимых значений параметров при синтезе систем заданного качества // Проектирование цифровых систем управления летательных аппаратов: Темат. сб. научн. тр. – Х.: ХАИ. – 1988. – С. 31 – 35.
3. Топчиев Ю.И. Атлас для проектирования систем автоматического регулирования: Учеб. пособие для вузов. – М.: Машиностроение, 1989. – 752 с.
4. Гостев В.И., Стеклов В.К. Системы автоматического управления с цифровыми регуляторами: Справочник. – К.: Радиоаматор, 1998. – 704 с.

Поступила в редакцию 25.03.05

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Краснобаев, Харьковский государственный технический университет сельского хозяйства, Харьков.

УДК 658.051.012

А.С. КОТОВ

Институт машин и систем НАНУ, Украина

РАЗРАБОТКА МОДЕЛЕЙ АНАЛИЗА И ВЫБОРА ВАРИАНТОВ ИСТОЧНИКОВ ИНВЕСТИРОВАНИЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ПРОЕКТОВ

В статье рассмотрены актуальные вопросы управления инвестированием научно-технических проектов, предложены модели выбора источников инвестирования на основе анализа дефицита ресурсов, возникающего в ходе реализации проекта, с использованием метода дисконтирования.

научно-технический проект, инвестиции, источник инвестирования, заемные средства, собственные средства, дисконтирование, совокупный план, организация-исполнитель

Введение

В настоящее время при реализации научно-технических проектов как в авиационно-космической отрасли, так и в других отраслях народного хозяйства, привлекаются инвестиции. Научно-технические проекты направлены на разработку и создание новой научно-технической продукции, объектов новой техники и технических систем. Поскольку такие проекты являются, как правило, высокорисковыми и требуют достаточно больших капиталовложений, то анализ возможности их реализации необходим как для инвесторов (с целью снижения возможного риска потери средств), так и для организации-исполнителя (с целью выявления возможности получения прибыли и развития предприятия). Поиск и оценка источников инвестирования является достаточно сложной задачей для предприятий и организаций с точки зрения оценки эффективности привлечения финансовых средств.

Существующие методы и модели оценки инвестиций в основном хорошо работают в условиях стабильной экономики и направлены на решение частных задач, которые возникают в процессе анализа инвестиционных проектов [1, 2].

Для решения задач управления научно-техническими проектами в условиях переходного периода

украинской экономики наиболее применима методика, представленная в [3].

Однако в данной работе не уделялось внимание моделям поиска наилучших вариантов источников инвестирования. Также в предлагаемых методических рекомендациях не учитываются особенности реализации научно-технических проектов, отсутствуют интегральные показатели и критерии их оценки, в общем виде представлены методы и модели анализа.

Таким образом, *целью данной работы* является разработка эффективных моделей анализа и выбора источников инвестирования научно-технических проектов для предприятий и организаций, являющихся исполнителями.

Определение необходимости привлечения инвестиций

Для выбора наилучшего источника инвестирования необходимо решить ряд задач:

- определить вид и объем дефицита ресурсов, необходимых для реализации проекта;
- определить временные интервалы потребности ресурсов, оценить источник инвестирования с позиции затрат за использование капитала;
- получить комплексную оценку источника инвестирования.

Определение необходимости привлечения инвестиций для реализации проекта осуществляется в несколько этапов. На первом этапе необходимо оценить дефицит ресурсов, который планируется покрыть за счет привлекаемых инвестиционных средств. Исходными данными для оценки дефицита будет являться совокупность качественных и количественных характеристик проектируемого объекта технической системы или научно-технической продукции.

Обозначим через вектор $\vec{P} = (P_1, \dots, P_n)$ совокупность таких характеристик. Тогда для оценки необходимости привлечения инвестиций на реализацию научно-технического проекта предлагается алгоритмическая модель, представленная на рис. 1.

Исходя из характеристик проектируемого объекта и требований заказчика $\vec{Q} = (Q_1 \dots Q_r)$ на научно-техническую продукцию, на первом этапе будет определяться оценка затрат $\hat{S} = f(\vec{P})$. Для этого могут привлекаться разные группы экспертов и данная оценка может быть получена любым из известных методов экспертизы [4], либо оценка затрат может

производиться одним из аналого-сопоставительных методов [5], в зависимости от уникальности и новизны проектируемой продукции.

Параллельно на основании этого же вектора характеристик $\vec{P}$ и ресурсов предприятия, необходимых для реализации проекта $Res(\vec{P})$ определяется текущее состояние предприятия, которое характеризуется мощностью $M(t)$ в конкретный момент времени t и финансово-экономическим положением – вектор $\vec{F} = (F_1, \dots, F_m)$ (критерии и параметры, отображающие финансово-экономическое состояние предприятия).

Анализ финансового состояния предприятия позволит выявить наличие временно-свободных средств для реализации данного научно-технического проекта, либо, наоборот, покажет необходимость увеличения инвестиционного капитала для покрытия дефицита. Также необходимо оценить рынок, на который будет выпускаться научно-техническая продукция, и в каких рыночных условиях предстоит работать предприятию в период выполнения проекта.



Рис. 1. Модель определения необходимости привлечения инвестиций для реализации проекта

Эти условия будут характеризоваться объемом спроса на будущую продукцию $SP(t)$, который будет зависеть как от самой научно-технической продукции, так и ценовых и неценовых факторов внешней среды $\vec{V} = (V_1, \dots, V_k)$. К ним можно отнести факторы инфляции, цены конкурирующих производителей, факторы, связанные с политической ситуацией в стране и т.д.

Для определения вышеописанных показателей могут использоваться:

- статистические методы оценки;
- экспертное оценивание [4];
- методы маркетинговых исследований [1, 6];
- методы финансового и производственного менеджмента [3, 6].

На втором этапе рассматривается необходимость привлечения инвестиций для покрытия возникшего дефицита. Эту процедуру можно в общем виде представить функцией предиката

$$Pred = f(\hat{S}, M(t), DRes, \vec{F}, SP(t), \vec{V}) = \begin{cases} 1, \text{необходимо привлечь инвестиции;} \\ 0, \text{нет необходимости привлечь инвестиции.} \end{cases} \quad (1)$$

По существу данная процедура сводится к определению величины дефицита ресурсов $DRes = f(\vec{P}, Res(\vec{P}))$, причин и времени его возникновения.

Если дефицит незначителен, то заказчику предлагается пересмотреть свои требования, либо исполнителю попытаться устранить причины дефицита, например, за счет собственных сил предприятия. В противном случае, организация-исполнитель приходит к выводу о необходимости привлечения финансовых средств. Процедура определения дефицита чаще всего производится группой экспертов, куда могут входить специалисты в области разработки и создания проектируемой научно-технической продукции, финансовые менеджеры, эксперты аудиторских фирм, маркетологи и другие специалисты. В

результате подробного анализа определяется объем дефицита и величина необходимых финансовых средств в определенные интервалы времени выполнения проекта.

Данный результат представляет собой бюджет проекта в условиях влияния различных факторов внешней (рыночной) среды.

Анализ и выбор источников инвестирования

На следующем этапе перед организацией-исполнителем ставится задача определения возможности привлечения инвестиций и выбора источника инвестирования. Выделяют два типа инвестиций: собственные и заемные. К собственным (привлеченным) инвестициям относятся:

- собственные финансовые средства (прибыль, накопления, амортизационные начисления и др.);
- иные виды активов (основные фонды, земельные участки и т.д.);
- ассигнования из бюджетов;
- иностранные инвестиции;
- инвестиции предприятий различных форм собственности;
- инвестиции физических и юридических лиц.

К заемным инвестициям относятся различные формы заемных средств, в том числе различные формы кредита, облигационные займы, векселя. В зависимости от источника инвестирования будут различаться и методы управления финансами проекта.

Возможность привлечения также можно рассмотреть как функцию предиката:

$$Pred = f(\vec{F}, M(t), SP(t), DRes, \vec{V}) = \begin{cases} 1, \text{есть возможность привлечь инвестиции;} \\ 0, \text{нет возможности привлечь инвестиции.} \end{cases} \quad (2)$$

Для определения данной функции предиката наиболее эффективно использовать модель ком-

плексного анализа на основе метода дисконтирования [3]. Данный анализ предполагает проведение комплексных расчетов финансовых потоков по проекту и составление совокупного плана, который включает:

- отчет о прибылях и убытках проекта;
- отчет Cash Flow (отчет о движении финансовых средств);
- изменение баланса предприятия при реализации проекта и привлечении инвестиций;
- сценарии изменения потока реальных денег при возникновении различных факторов риска;
- комплекс критериев оценки проекта (коммерческие критерии, целевые, производственные и т.д.).

Источник инвестирования будет определяться как объемом дефицита, так и его видом. Например, для увеличения оборотных активов возможно лишь использование заемных средств, либо собственной прибыли предприятия, тогда как для основных активов возможно привлекать инвестиции как в форме привлеченного капитала, так и в форме заемного.

Среди количественных критериев оценки возможности и целесообразности привлечения инвестиций наиболее часто используемый – это критерий NPV (чистый дисконтированный доход), который позволяет учесть как временное обесценивание денег, так и влияние различных рисков. Для определения этого критерия прогнозируется доход от проекта D_t на время его реализации T , $(t \in \overline{1, T})$ и определяется суммарная величина вкладываемых средств Inv :

$$NPV = -Inv + \sum_{t=1}^T D_t k_{mc}, \quad (3)$$

где k_{mc} – коэффициент текущей стоимости, который определяется по следующей формуле:

$$k_{mc} = \frac{1}{\left(1 + \frac{d}{100}\right)^t}, \quad (4)$$

где d – ставка дисконтирования.

Доход по проекту будет определяться согласно смете затрат и на основе прогнозируемой прибыли, которую ожидают получить при реализации проекта

$$D_t = (R_t - C_t)(1 - N) + A_t \cdot N, \quad (5)$$

где R_t – номинальная выручка t -го года; C_t – номинальные денежные затраты t -го года; N – ставка налогообложения; A_t – амортизационные отчисления t -го года.

Формула (5) будет принимать различный вид при учете затрат, связанных с использованием заемного или привлеченного капитала.

В общем виде, при использовании привлеченных средств в (5) должны быть учтены затраты на выплату дивидендов либо возврата части прибыли инвестору, т.е. доход по проекту будет корректироваться на величину возврата чистой прибыли Div_l , $l \in \overline{1, L}$:

$$D_t = (R_t - C_t)(1 - N) - Div_l + A_t \cdot N. \quad (6)$$

В случае использования заемных средств должна погашаться часть занимаемой суммы Kr_j плюс проценты Krp_j , $j \in \overline{j, J}$:

$$D_t = (R_t - C_t - Kr_j - Krp_j) \times (1 - N) - Div_l + A_t \cdot N. \quad (7)$$

При расчете по формулам (5) – (7), часто возникают ситуации, когда $D_t < 0$, хотя $\sum_{t=1}^T D_t k_{mc} > 0$.

Это типичная ситуация (когда затраты в конкретный момент времени на реализацию проекта превышают реальные доходы) может иметь место и при реализации научно-технических проектов. В этом случае говорят о финансовой реализуемости проекта [1]. Для избежания дефицита финансовых средств также необходимо использовать заемные средства, чтобы проект был реально реализуем, однако данный вид заемных средств не будет являться инвестициями и не потребует окупаемости.

Сравнивая положительные значения критерия NPV при различных вариантах инвестирования,

можно определить наилучший из них. Критерий *NPV* является одним из наиболее удобных показателей эффективности реализации проекта, однако целесообразно использовать для оценки и другие показатели: срок окупаемости, внутреннюю норму доходности, индекс рентабельности. Для комплексной оценки также необходимо оценить и качественные показатели: надежность инвестора, своевременность предоставления денежных средств, заинтересованность в результате и др.

Обобщенная модель анализа и выбора источников инвестирования представлена на рис. 2.

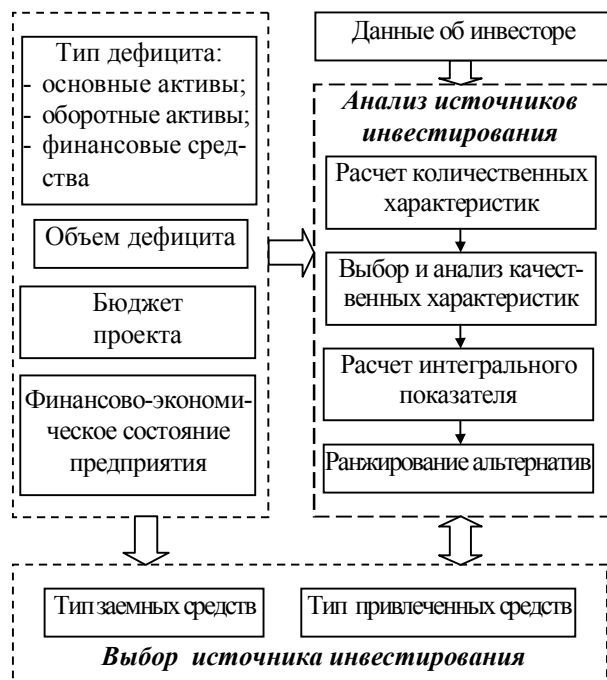


Рис. 2. Обобщенная модель выбора источника инвестирования научно-технического проекта

В результате проведенного анализа формируется совокупный план проекта, в котором аналогично отчету о движении денежных средств (Cash Flow), выделяют три составляющих плана деятельности: инвестиционную, финансовую и операционную.

Инвестиционная часть будет отображать потоки, связанные с использованием инвестиций в форме собственного и привлеченного капитала, финансовая часть – заемные денежные средства, операцион-

ная – научно-исследовательскую, производственную и остальные виды деятельности по проекту.

Заключение

В данной статье представлены модели анализа и выбора источников инвестирования научно-технического проекта. Использование данных моделей организациями-исполнителями проектов позволит провести подробный анализ возможных инвесторов и принять решение относительно наилучшего варианта источника инвестиций.

Литература

1. Управление проектами. Справочное пособие / Под ред. И.И. Мазура и В.Д. Шапиро. – М.: Высш. шк., 2001. – 875 с.
2. Четыркин Е.М. Финансовый анализ производственных инвестиций. – М.: Дело, 1998. – 150 с.
3. Методические рекомендации по оценке эффективности инвестиционных проектов и их отбору для финансирования. – М.: Финансы, 1994. – 164 с.
4. Бешелев С.Д., Гурвич Ф.Г. Экспертные оценки. – М.: Наука, 1973. – 263 с.
5. Программно-целевое планирование развития и научно-техническое сопровождение вооружения и военной техники: Учебное пособие. В 3-х кн.. Кн. 2 / Б.А. Демидов, М.М. Митрахович, М.И. Луханин, В.И. Коваленко, А.Ф. Величко. Под ред. Б.А. Демидова. – Х.: ХВУ, 1997. – 427 с.
6. Чейз Р.Б., Эквилайн Н.Дж., Якобс Р.Ф. Производственный и операционный менеджмент: Пер. с англ. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2003. – 704 с.

Поступила в редакцию 25.03.05

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

АННОТАЦИИ

УДК 629.12:678.512.92

Гайдачук О.В., Гур'єв М.В., Островський Є.К., Сливинський М.В. **Моделювання процесу взаємодії поляризаційних зарядів у діелектриках при виготовленні сотового наповнювача з полімерного паперу** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2005. – № 3 (19). – С. 5 – 12.

Розглянута фізико-математична модель силовій взаємодії поляризаційних зарядів у рідкому діелектрику, який використовується для просочування із зарядженою поверхнею полімерного паперу. Отримано інтегральне рівняння для електричної сили взаємодії зарядів. Методом чисельного інтегрування здійснено аналіз рівняння для електричної сили. Виявлено, що величина електростатичної сили співпадає з силами поверхневого натягу рідини – газ, тверде тіло – газ, рідина – тверде тіло і впливає на фактор розтікання складу просочування на зарядженій поверхні полімерного паперу.

Іл. 5. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 658.012.4

Бичков С.А., Фролов Є.А., Мартинов О.В. **Аналіз можливості та техніко-економічної доцільності впровадження технологічних процесів імпульсного формоутворення** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2005. – № 3 (19). – С. 13 – 17.

Розроблена концепція та критерій доцільності і ефективності впровадження в аерокосмічній галузі конкретних технологічних процесів імпульсної металообробки.

Іл. 2. Бібліогр.: 6 назв.

УДК 629.7:519.876.5

Колосков В.Ю., Шульгін В.І. **Аспекти моделювання впливу факторів аерокосмічного виробництва на людину** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2005. – № 3 (19). – С. 18 – 24.

У виробничому середовищі на людину діє комплекс факторів різної природи, що вимагає розробки й впровадження нових способів для оцінки й прогнозування їхньої безпеки, заснованих на моделюванні впливу й визначенні відгуків організму на нього. Для рішення поставленого завдання необхідно виділити набір значимих відгуків, значення яких можна було б визначати біологічний ефект впливу. Запропонована робота присвячена аналізу результатів моделювання адаптації серцево-судинної системи людини до дії виробничих факторів, проведеного з метою виявлення особливостей адаптаційних процесів, які мають місце при цьому, і визначенню набору значимих відгуків для побудови критеріїв безпеки.

Табл. 3. Іл. 2. Бібліогр.: 10 назв.

UDC 629.12:678.512.92

Gaidachuc A., Guriev H., Ostrovsky E., Slivinsky M. **A polar-sensitive charges interaction in dielectrics process modulation during making honeycomb aggregate out of polymeric paper** // *Aerospace technic and technology*. – 2005. – № 3 (19). – P. 5 – 12.

A physical and mathematical model of polar-sensitive charges interaction in liquid dielectric in composition of impregnation with polymeric paper surface of charge. A surface integral equation for electric force of charge interaction was got. An analysis of electric force integration was done by the numerical integration method. It is shown that the electrostatic force quantity is comparable with surface tension force: gas-fluid, solid-gas-body, fluid- solid body and it influences on spread impregnating compound a long the surface of charge.

Fig. 5. Ref.: 5 items.

UDC 658.012.4

Bichkov S., Frolov E., Martynov A. **Analysis of possibility and technical economic expendency of introduction technological process by impulsive formation** // *Aerospace technic and technology*. – 2005. – № 3 (19). – P. 13 – 17.

The concept and criteria of expediency and efficiency of introduction in space branch of concrete technological processes of pulse metal working is developed.

Fig. 2. Ref.: 6 items.

UDC 629.7:519.876.5

Koloskov V., I. Shulgin V. **Aspects of Modeling of Influence of Factors of Aerospace Manufacturing on Person** // *Aerospace technic and technology*. – 2005. – № 3 (19). – P. 18 – 24.

In the manufacturing environment the complex of factors of a various nature operates on person. This complex demands development and introduction of new ways for an estimation and forecasting of their safety, based on modeling of influence and definition of responses of an organism on it. For the decision of a task in view it is necessary to allocate a set of significant responses with which values it would be possible to determine biological effect of influence. The offered work is devoted to the analysis of results of modeling of adaptation of cardiovascular system of the person to action of the production factors, carried out with the purpose of revealing features of adaptable processes occurring at it and definition of a set of significant responses for construction of criteria of safety.

Tabl. 3. Fig. 2. Ref.: 10 items.

УДК 629.7: 519.63: 536.21

Пашаєв А.М., Аскеров Д.Д., Садигов Р.А., Самедов А.С. **Ефективні методи розрахунку елементів авіаційних газових турбін** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 3 (19). – С. 25 – 32. Приведені нова математична модель і ефективний чисельний метод розрахунку температурного поля конвективно охолоджуваних лопаток газових турбін. Теоретичне обґрунтування методу доведене відповідними теоремами. Граничні умови теплообміну визначені з рішення відповідних інтегральних рівнянь і емпіричних співвідношень. Достовірність розроблених методик підтверджена розрахунково-експериментальними дослідженнями.

Іл. 5. Бібліогр.: 18 назв.

УДК 629.7.03.004.64

Пашаєв А.М., Аскеров Д.Д., Садигов Р.А., Абдуллаєв П.Ш. **Система діагностування технічного стану авіаційних ГТД із застосуванням нечітко-нейронного підходу** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 3 (19). – С. 33 – 42.

Показується необґрунтованість застосування ймовірно-статистичних методів, особливо на ранній стадії діагностування технічного стану авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД), коли об'єм інформації має властивості нечіткості, обмеженості і невизначеності, а також ефективність застосування нової технології Soft Computing. На цих етапах діагностування з використанням нечіткої логіки і нейроно-мережних методів високою точністю проводиться навчання багатовимірних лінійних і нелінійних моделей (рівнянь регресій), одержаних на основі статистичних нечітких даних. Як застосування приведеної методики була проведена оцінка технічного стану двигуна Д30КУ-154, що знов поступив в експлуатацію.

Іл. 8. Бібліогр.: 8 назв.

УДК 681.323

Гусятін В.М., Сидоров В.М. **Математична модель опису газодинамічних середовищ в системах візуалізації реального часу** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 3 (19). – С. 43 – 49. Пропонується модель опису газодинамічних об'єктів, що дозволяє визначати параметри об'єкта в будь-який момент часу в будь-якій точці. Аналізуються різні види розрахункових сіток, що можуть бути використані при розрахунку газодинамічних об'єктів і оцінюється ефективність їхнього застосування при синтезі зображень цих об'єктів. Результати можуть бути використані при розробці систем візуалізації реального часу для авіаційних і космічних тренажерів.

Іл. 3. Бібліогр.: 7 назв.

УДК 656.13. 052. 8

Папченко О.М., Гусев О.В. **Аналіз екології кабіни та її впливу на оператора та безпеку транспор-**

UDC 629.7: 519.63: 536.21

Pashaev A., Askerov D., Sadihov R., Samedov A. **Effective methods of calculation of elements aviation gases turbines** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 3 (19). – P. 25 – 32.

A new mathematical model and effective numeral method of calculation of the temperature field is resulted convective the cooled shoulder-blades of gases turbines. The theoretical ground of method is well-proven by the proper theorems. The scopes terms of heat exchange are certain from the decision of the proper integral equalizations and empiric correlations. Developed methods validifys by calculation-experimental researches.

Fig. 5. Ref.: 18 items.

UDC 629.7.03.004.64

Pashaev A., Askerov D., Sadihov R., Abdullaev P. **System of diagnosticating of the technical state of aviation GTE with the use of careless-neuron approach** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 3 (19). – P. 33 – 42.

The groundlessness of application of probability-statistic methods is shown, especially on the early stage of diagnosticating of the technical state of aviation gas-turbine engines (GTE), when the volume of information possesses property of unclearness, narrow-mindedness and vagueness, and efficiency of application of new technology of Soft Computing. On these stages of diagnosticating with the use of Fuzzy Logic and Neuronet Methods with high exactness, teaching of the multidimensional linear and nonlinear models (equalizations of regressions) got on the basis of statistical unclear information is made. As application of the resulted method estimation of the technical state of engine of Д30КУ-154 again entering exploitation was made.

Fig. 8. Ref.: 8 items.

UDC 681.323

Gusyatın V., Sidorov V. **Mathematical model of the description gas-dynamic environments in real time visualization systems** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 3 (19). – P. 43 – 49.

The model of the description gas-dynamic the objects is offered, allowing to determine parameters of object at any moment in any point. Various kinds of calculating grids which can be used at calculation газодинамических objects are analyzed, and efficiency of their application is estimated at synthesis of images of these objects. Results can be used at real time visualization system for aviation and space simulators.

Fig. 3. Ref.: 7 items.

УДК 656.13. 052. 8

Папченко О.М., Гусев О.В. **Аналіз екології кабіни та її впливу на оператора та безпеку транспор-**

транспорта // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2005. – № 3 (19). – С. 50 – 52.

Рассматривается влияние небезопасных веществ, которые присутствуют в рабочей среде, на безопасность оператора и безопасность транспорта. Приведена классификация небезопасных факторов, которые влияют на безопасность оператора (пилота). Табл. 1. Библиогр.: 2 назв.

УДК 629.734.7

Іванов П.І. Дві стратегії дальнього наведення керованої планируючої парашутної системи на ціль // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 3 (19). – С. 53 – 59.

У роботі розглядаються дві стратегії дальнього наведення системи вантаж – керована планируюча парашутна система на ціль, які рекомендується використовувати при розробках навігаційних програм. Іл. 2. Бібліогр.: 4 назв.

УДК 681.324

Королюк Н.О., Тимочко О.І., Касьян О.В. Логіко-лінгвістична модель для підвищення оперативності та якості прийняття рішення при наведенні // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 3 (19). – С. 60 – 62.

Розглядається питання побудови системи підтримки прийняття рішень на основі логіко-лінгвістичної моделі для підвищення оперативності та якості прийняття рішення при наведенні винищувачів на повітряні цілі противника.

Бібліогр.: 5 назв.

УДК 621.391

Васильєва І.К., Попов А.В. Дослідження впливу зовнішніх і структурних факторів на поляризаційні ознаки хмар // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 3 (19). – С. 63 – 69.

Наведено результати дослідження залежності поляризаційних параметрів хмар від їх водності, довжини хвилі випромінювання, температури середовища, середнього кута нахилу і ступеня впорядкованості часток. Отримані результати створюють передумови для подальшого аналізу інформативності поляризаційних ознак для радіолокаційного виявлення і розпізнавання гідрометеорологічних утворень, що представляють погрозу для безпеки польотів.

Іл. 7. Табл. 3. Бібліогр.: 6 назв.

УДК 528.2:629.78

Горб О.І., Нежальський Р.В., Федоренко Р.М. Аналіз програмного забезпечення постобробки GPS-вимірювань у мережі перманентних станцій // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 3 (19). – С. 70 – 76.

Розглянуті можливості двох програмних комплексів постобробки GPS-вимірювань. Експериментальним шляхом показано досяжність геодезичних рівнів точності визначення координат точок в мере-

ту // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 3 (19). – С. 50 – 52.

Розглядається вплив небезпечних речовин, що присутні в робочому середовищі, на безпеку оператора та безпеку транспорту. Наведена класифікація небезпечних факторів, що впливають на безпеку оператора (пілота).

Табл. 1. Бібліогр.: 2 назв.

UDC 629.734.7

Ivanov P. Two strategies of directing the controlled parachute system over the target // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 3 (19). – P. 53 – 59.

The work is analysing two strategies of directing the controlled parachute system over the target that are suggested be used when considering navigation programs.

Fig. 2. Ref.: 4 items.

UDC 681.324

Koroluk N., Timochko O., Kasjan O. Logician-linguistical model for increasing operative and qualitie a decision making when aiming // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 3 (19). – P. 60 – 62.

It is considered question of making the system of support a decision making on base a logician-linguistical model for increasing operative and qualitie a decision making when aiming fighters on air purposes of enemy.

Ref.: 5 items.

UDC 621.391

Vasilyeva I., Popov A. Studies of external and structural factors' influence on clouds' polarization signatures // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 3 (19). – P. 63 – 69.

The research of clouds' polarization parameters relations from their liquid water content, wavelength of radiation, ambient temperature, mean angle of slope and order strength of particles results are given. The obtained results create the reasons for the further analysis of polarization signatures' self-descriptiveness for radar detection and recognition of hydrometeors, presenting threat for an air safety.

Fig. 7. Tabl. 3. Ref.: 6 items.

UDC 528.2:629.78

Gorb A., Nezhal'sky R., Fedorenko R. Analysis of the software for GPS-data postprocessing in the network of permanent base stations // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 3 (19). – P. 70 – 76.

Capabilities of two software complexes for GPS-data postprocessing are investigated for the case of operation in the network of permanent base stations. Possibility to obtain centimeter-level precision of coordinate

жі станцій при довжині базових ліній 60 ... 100 км. Встановлено характер залежності точності визначення координат точки від часу накопичення інформації при використанні статичного режиму роботи супутникового геодезичного обладнання.

Іл. 2. Табл. 3. Бібліогр.: 4 назв.

УДК 519.876.5

Левін С.С. Оцінка ефективності бінарної автоматної моделі для імітаційного моделювання систем з великою кількістю взаємодіючих об'єктів // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 3 (19). – С. 77 – 81.

Запропонована відносна оцінка часових затрат до моделювання систем з великою кількістю взаємодіючих об'єктів з використанням БА-моделі. Проведено порівняння часових витрат з використанням розбиття на підсистеми та без розбиття. Запропоновано види обмежень підсистем та граничних функцій переходів для розрахунків газових потоків методом твердих сфер. Надано приклад використання БА-моделі при моделюванні обтікання крила наддуковим потоком з нагрівом набігаючого потоку.

Іл. 6. Бібліогр.: 10 назв.

УДК 681.51.001.63

Вартанян В.М., Федоренко М.М., Романенков Ю.О., Дронова І.В., Кононенко А.В. Алгебраїчні критерії локалізації коренів поліному у заданих областях комплексної площині // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 3 (19). – С. 82 – 87.

Розглянуто алгебраїчні критерії локалізації коренів поліномів у заданих областях комплексної площині. Необхідні та достатні умови наведено у функції коефіцієнтів поліноміального рівняння. Надані рекомендації щодо використання результатів аналізу в задачах забезпечення стійкості та заданої якості технічних об'єктів та систем.

Табл. 3. Бібліогр.: 4 назв.

УДК 658.051.012

Котов А.С. Розробка моделей аналізу та вибору варіантів джерел інвестування науково-технічних проектів // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 3 (19). – С. 88 – 92.

Розглянуті актуальні питання управління інвестуванням науково-технічних проектів. У роботі запропоновані моделі вибору джерел інвестування на основі аналізу дефіциту ресурсів, який виникає продовж реалізації проекту, з використанням методу дисконтування.

Іл. 2. Бібліогр.: 6 назв.

measurements is experimentally shown for the baseline lengths of 60...100 kilometers. Behavior of the measurement precision versus acquisition time is established for the static mode of GPS-equipment operation.

Fig. 2. Tabl. 3. Ref.: 4 items.

UDC 519.876.5

Levin S. Estimation of binary automation model effectivity for simulation of systems with large quantity of interacting objects // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 3 (19). – P. 77 – 81.

The relative estimation of computational burden on simulation of systems with large quantity of interacting objects with using BA-model is offered. Computational burdens for simulation with usage of fragmentation on subsystems and without it are compared. Kinds of subsystem boundaries and boundary crossover functions for computation of gas streams with using method of hard spheres are offered. Example of BA-model application is presented for simulation modeling of supersonic flow about the wing with ram air heating.

Fig. 6. Ref.: 10 items.

UDC 681.51.001.63

Vartanjan V., Fedorenko N., Romanenkov Yu., Dronova I., Kononenko A. Algebraic criteria of localization of roots of the polynom in the set areas of the complex plane // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 3 (19). – P. 82 – 87.

An algebraic criteria of an arrangement of roots of polynoms in the set areas of a complex plane are considered. Necessary and sufficient conditions are resulted in function of factors of the polynomial equation. Recommendations on use of results of the analysis in problems of maintenance of stability and the set quality of technical and productive and economic systems are given.

Tabl. 3. Ref.: 4 items.

UDC 658.051.012

Kotov A. Elaborate of models of scientific-technical project investment source analis and choice // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 3 (19). – P. 88 – 92.

In this article actual questions of scientific-technical project investment control are present. In this work models of investment source choise on the basis of project resource deficit analis with use discount method are propose.

Fig. 2. Ref.: 6 items.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

АБДУЛЛАЕВ
Парвиз Шахмурад оглы

Национальная академия авиации, Азербайджан,
кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой

АСКЕРОВ
Джахангир Джалал оглы

Национальная академия авиации, Азербайджан,
заведующий кафедрой

БЫЧКОВ
Сергей Андреевич

АНТК «Антонов», Киев,
доктор технических наук, профессор, главный инженер

ВАРТАНЯН
Василий Михайлович

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
доктор технических наук, профессор

ВАСИЛЬЕВА
Ирина Карловна

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
ассистент

ГАЙДАЧУК
Александр Витальевич

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
доктор технических наук, профессор, проректор

ГОРБ
Александр Иванович

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
кандидат технических наук, доцент

ГУРЬЕВ
Николай Вадимович

ННЦ «Институт метрологии», Харьков,
кандидат технических наук, старший научный сотрудник

ГУСЕВ
Александр Владимирович

Национальный транспортный университет, Киев,
кандидат технических наук, доцент

ГУСЯТИН
Владимир Михайлович

Харьковский национальный университет радиоэлектроники,
кандидат технических наук, доцент

ДРОНОВА
Ирина Валерьевна

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
кандидат технических наук, доцент

ИВАНОВ
Петр Иванович

НИИ АУС, Феодосия,
доктор технических наук, доцент, ведущий специалист

КОНОНЕНКО
Антонина Викторовна

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
старший преподаватель

КАСЬЯН
Ольга Викторовна

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
кандидат технических наук, доцент

КОЛОСКОВ
Владимир Юрьевич

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
ассистент

КОРОЛЮК
Наталья Александровна

Харьковский университет Воздушных Сил,
адъюнкт

КОТОВ
Андрей Сергеевич

Институт машин и систем НАН Украины, Харьков,
начальник отдела

ЛЕВИН
Сергей Сергеевич

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
аспирант

МАРТЫНОВ

Национальный аэрокосмический университет

Александр Васильевич	им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
НЕЖАЛЬСКИЙ Роман Владимирович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
ОСТРОВСКИЙ Евгений Константинович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат физико-математических наук, доцент
ПАПЧЕНКО Олег Михайлович	Национальный транспортный университет, Киев, доктор технических наук, профессор
ПАШАЕВ Ариф Мир Джалал оглы	Национальная академия авиации, Азербайджан, Академик НАН Азербайджана, доктор физико-математических наук, ректор
ПОПОВ Анатолий Владиславович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
РОМАНЕНКОВ Юрий Александрович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
САДЫХОВ Рамиз Али Джабар оглы	Национальная академия авиации, Азербайджан, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
САМЕДОВ Адалят Султан оглы	Национальная академия авиации, Азербайджан, кандидат технических наук, доцент, декан
СИДОРОВ Владимир Николаевич	Харьковский национальный университет радиоэлектроники, соискатель
СЛИВИНСКИЙ Михаил Владимирович	ОАО «УкрНИИТМ», Днепропетровск, ведущий научный сотрудник
ТИМОЧКО Александр Иванович	Харьковский университет Воздушных Сил, кандидат технических наук, доцент, начальник факультета
ФЕДОРЕНКО Николай Михайлович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
ФЕДОРЕНКО Роман Николаевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
ФРОЛОВ Евгений Андреевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", доктор технических наук, профессор
ШУЛЬГИН Вячеслав Иванович	Научно-технический центр «ХАИ-Медика», кандидат технических наук, зав. отделом

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Ф.И.О.	стр.
Абдуллаев П.Ш.	33
Аскеров Д.Д.	25, 33
Бычков С.А.	13
Вартанян В.М.	82
Васильева И.К.	63
Гайдачук А.В.	5
Горб А.И.	70
Гурьев Н.В.	5
Гусев А.В.	50
Гусятин В.М.	43
Дронова И.В.	82
Иванов П.И.	53
Касьян О.В.	60
Колосков В.Ю.	18
Кононенко А.В.	82
Королюк Н.А.	60
Котов А.С.	88
Левин С.С.	77
Мартынов А.В.	13
Нежальский Р.В.	70
Островский Е.К.	5
Папченко О.М.	50
Пашаев А. М..	25, 33
Попов А.В.	63
Романенков Ю.А.	82
Садыхов Р.А..	25, 33
Самедов А.С.	25
Сидоров В.Н.	43
Сливинский М.В.	5
Тимочко А.И.	60
Федоренко Н.М.	82
Федоренко Р.Н.	70
Фролов Е.А.	13
Шульгин В.И.	18