

УДК 539.735

А.С. ДОЛГОВ, А.Л. ЛОРЕНТ

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

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПОТОКА ПЛАЗМЫ НА СВОЙСТВА ФОРМИРУЕМЫХ ПОКРЫТИЙ

Проведен анализ эффектов, связанных с бомбардировкой поверхности сложной формы частицами, в широко используемых плазменных процессах нанесения покрытий, объектом изучения которого является регулярная последовательность атомов, бомбардируемая извне под углом α относительно нормали к оси ряда. Рассмотрен процесс взаимодействия атомных частиц с поверхностями в области энергий бомбардирующих частиц порядка единиц или десятков электрон-вольт. Рассмотрены основные тенденции поведения величин, которые позволяют сделать предварительные выводы о преобладающих процессах на начальной стадии напыления покрытия на поверхность подложки.

Ключевые слова: адсорбционный слой, диапазон энергий, параметры удара, математическая модель, модель твердых шаров, коэффициент аккомодации, адсорбент, адсорбат, конденсация, десорбция.

Введение

Физика электронных и атомных столкновений является одним из актуальных направлений современной атомной физики. Предметом этой отрасли науки является исследование элементарных процессов, которые происходят при парных столкновениях электронов, ионов, фотонов, атомов и молекул и изучение сопровождающих их явлений в электронных оболочках атомных систем. Элементарные процессы, такие как ионизация, возбуждение, перезарядка, образование отрицательных ионов, рекомбинация, диссоциация, упругое рассеивание происходят в различных типах природной и лабораторной плазмы разнообразных технологических устройств. Их роль необычайно возросла за последние 4 – 5 десятилетий в связи с возникновением новых направлений науки и их технического применения (физика горячей плазмы, высокотемпературная энергетика, газовая квантовая электроника, космическая физика). Следует также отметить, что и существующие ранее отрасли науки и техники в связи с развивающимися новыми технологиями ощутили острую нехватку новых концепций и технологий. Например, такая отрасль как авиация, существует во многих развитых странах мира, определяя таким образом естественную конкуренцию на мировом рынке. Развитие новых технологий, диктуемое повышенными требованиями новой эры авиастроения, влечет за собой необходимость в новых материалах для новых сверхлегких и сверхпрочных конструкций. В настоящее время практически все отрасли промышленного производства используют нанесение тонких пленок различных веществ, которые придают конструкционным материалам необходи-

мые технологические и эксплуатационные свойства. Для нанесения пленки используют различные технологические процессы и, позволяя получать и переносить синтезированного вещества от источника на подложку. Основными из них являются термическое испарение, ионное распыление (ионно-плазменное, магнетронное), газотранспортные реакции. Получение пленок пучками ионов и ионно-плазменными методами в отличие от остальных методов по управляемости и синергическому характеру являются наиболее перспективными. В технологии пленочного осаждения в форме плазмы или ионно-лучевой технологии для производства металлических, диэлектрических и полупроводниковых пленок используется гипертермальная область значений энергии (1 – 1000 эВ) [1].

1. Постановка проблемы

При проведении данной работы рассматривался механизм взаимодействия бомбардирующих частиц с энергией 10 ÷ 1000 эВ с поверхностным слоем материала подложки.

Введем предварительные представления об особенностях обмена энергии при соударении атомов. Когда налетевший атом сближается с поверхностью, то, как правило, он входит в непосредственный контакт с каким-то одним атомом. Начальный этап акта столкновения отвечает сближению между двумя атомами. Сближение достигает максимального значения, после чего сменяется удалением, определяемым движением обоих атомов. Первично инициированный атом поверхности получает толчок, вследствие чего начинает смещаться в направлении переданного импульса. Заметные смеще-

ния достигаются к тому моменту, когда удаление между двумя атомами также достигает немалых значений. Таким образом, оказывается, что значительные смещения первично инициированного атома от положения равновесия соответствуют тому этапу развития акта соударения, когда взаимодействие партнеров по первичному соударению ослаблено по сравнению с этапом наиболее тесных сближений. Это значит, что для описания цикла сближение – расхождение названных атомов приемлемая модель, где взаимодействие инициированного атома с его соседями в твердом теле опускается. Несвершенство такого приближения, очевидно, тем не менее, оно позволяет выявить основные закономерности передачи энергии и импульса от атома-снаряда к атому-мишени, т.е. указать, наиболее, значимые параметры столкновения атома с поверхностью [2].

Из рис. 1 видно, что при не слишком больших углах отклонения возможны столкновения с передачей импульса, нормальная составляющая которого направлена вовне. Такой возможности в простейшем случае ($\theta = 0$) нет.

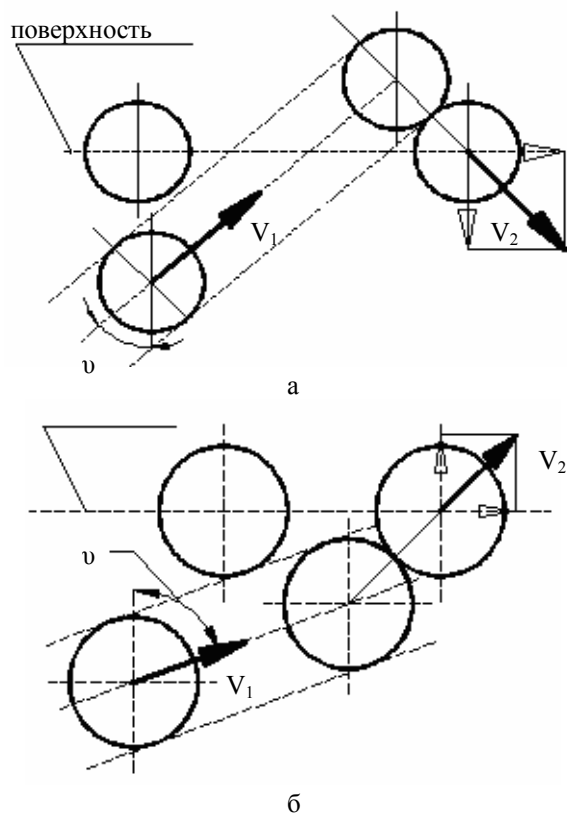


Рис. 1. Наклонное падение (плоская схема)

Нормальное падение создает толчок инициированного атома в сторону массива, возвратное движение, которое только и может привести к акту распыления, происходит в результате взаимодействия с другими атомами, что обязательно связано с потерями энергии. Тем самым энергия возвратного движения значительно уступает первично переданной

энергии. При наклонной бомбардировке первичный толчок может непосредственно сообщить движение во внешнюю сторону, что есть прямой, не связанный с перераспределением энергии механизм выбивания поверхности [2].

Если же первичный атом проникает в материал глубже первого слоя (повышенные энергии, тяжелые атомы), то это углубление при наклонном падении меньше, чем при $\theta = 0$. Тем самым очаги инициирования каскадов столкновений приближаются к поверхности, что повышает вероятность передачи такой энергии атому поверхности, которая вызовет отрыв.

Названные обстоятельства приводят к тому, что с ростом угла наклона коэффициент распыления растет, соответственно коэффициент аккомодации уменьшается. Однако при достаточно больших (масштаб значений отклонений зависит от соотношения радиусов атомов и удаления между ними) первичный толчок происходит только в сторону образца и столкновения с большими передачами энергии (близкие к лобовым) становятся невозможными. Скользящие столкновения эффективно отражают падающие атомы, но затрудняют проникновение их в материал и выбивание атомов. Таким образом, в области больших θ рост коэффициента распыления сменяется убыванием, но при этом и коэффициент аккомодации также убывает [4].

В данной работе производится исследование поведения коэффициента аккомодации в зависимости от угла падения потока бомбардирующих частиц на приемную поверхность. В теоретическом анализе взаимодействия атомных частиц с поверхностями область исследований, отвечающая энергиям бомбардирующих частиц порядка единиц или десятков электрон-вольт, разработана недостаточно. Однако названный диапазон условий весьма актуален, так как соответствует широкому кругу ситуаций, возникающих в электротехнике, электронике и, особенно, в связи с потребностями бурно прогрессирующих пучковых и плазменных технологий. Решение большинства вопросов, возникающих при обработке результатов экспериментов, связанных с нанесением покрытий на различного рода поверхности, связано с трактовками произведенными в данной работе. Специалисты, занятые разработкой и совершенствованием технологических процессов указанного типа, нередко довольствуются сугубо эмпирической информацией о сути происходящих процессов. Но едва ли не все они постоянно ощущают потребность в более детальной микроскопической трактовке имеющихся и прогнозируемых ситуаций. Дефицит содержательных и работоспособных физических концепций – одна из трудностей развития указанной области.

Специфика процессов взаимодействия атомов с поверхностью твердого материала в названном диа-

пазоне энергий – в том, что здесь весьма затруднительно различение главенствующих и второстепенных факторов, отсутствует возможность классификации эффектов по порядкам величин. Иными словами: как правило, нет возможности выделения малых параметров, что позволило бы перевести анализ в русло хорошо известных эффективных физических методов.

1.1 Анализ существующих моделей описания

Для трактовки соударения атома с поверхностью применяют макроскопические категории, например, уравнения теплопереноса [4]. Однако такой подход может считаться состоятельным только для описания поздних этапов развития процессов столкновения (в данной работе рассматривается сам момент столкновения, а процессы, возникающие после акта соударения – к примеру миграция атомов на поверхности – требуют иного более тщательного рассмотрения), когда достигается приблизительное выравнивание энергетической нагрузки хотя бы для десятка атомов в очаге возбуждения. Применительно к акту отражения атома от поверхности такой подход вообще едва ли применим. Однако существуют работы, в которых рассматриваются условия применимости классического рассмотрения теории взаимодействия частиц с веществом. В работе [5] получен определенный критерий справедливости использования законов классической механики. В тоже время условия справедливости использования классического подхода является относительным ограничением, и справедливо лишь тогда, когда рассматриваются отклонения на большом расстоянии от центра рассеяния.

Привлечение для анализа акта столкновения традиционных твердотельных концепций, где фигурирует трансляционно-инвариантная кристаллическая структура, квантово-статистические распределения и т.д., также наиболее адекватно для послерелаксационных состояний объекта [6].

В свете сказанного определяется потребность внимательного анализа раннего этапа столкновения атомной частицы с поверхностью – взаимодействие частицы с потенциалом поверхности и конкретно с атомом поверхностного слоя кристаллической структуры, какой в значительной мере предопределяет наблюдаемые последствия обсуждаемого процесса. Начальные стадии роста пленки играют решающую роль в формировании свойств получаемого образца, так как именно в области монослойных толщин происходят основные изменения свойств системы адсорбат-адсорбент. Изучение этих стадий роста пленок помогает решить задачу детального изучения процессов конденсации, динамики роста и механизмов формирования пленок на поверхности

твердых тел. В таком направлении выполнялись определенные исследования, позволяющие прояснить те или иные аспекты ситуации [6, 7]. В работах [2, 8] изложены различные аспекты процесса отражения частиц от поверхности, что, однако, не создает целостной картины этого эффекта.

В свете сказанного определяется потребность внимательного анализа раннего этапа столкновения атомной частицы с поверхностью – взаимодействие частицы с потенциалом поверхности и конкретно с атомом поверхностного слоя кристаллической структуры, какой в значительной мере предопределяет наблюдаемые последствия обсуждаемого процесса. Начальные стадии роста пленки играют решающую роль в формировании свойств получаемого образца, так как именно в области монослойных толщин происходят основные изменения свойств системы адсорбат-адсорбент. Изучение этих стадий роста пленок помогает решить задачу детального изучения процессов конденсации, динамики роста и механизмов формирования пленок на поверхности твердых тел.

2. Решение проблемы

В настоящей работе мы сосредоточим внимание на бомбардирующем атоме в акте соударения и сразу после него. Интерес к особенностям этого процесса непосредственно связан с технологией нанесения покрытий осаждением из пучка или плазмы.

Наиболее энергетически значимый этап взаимодействия сталкивающихся атомов соответствует торможению налетающего атома на участке роста потенциальной энергии взаимодействия. В силу крутизны отталкивательной ветви потенциала этот этап скоротечен и соответствует относительно малому изменению удаления между атомами при существенном изменении энергии взаимодействия. Эти обстоятельства служат предпосылкой для использования категорий парного взаимодействия в модели твердых шаров [8].

Допущение о парном характере столкновений не исключает, однако, определенного влияния иных атомов на особенности соударения атома-снаряда с атомом-мишенью. Геометрия размещения атомов, соседствующих с иницируемым, может создавать иное распределение условий столкновений, нежели имеет место для изолированной мишени, т.е. при рассмотрении конкретно взаимодействия двух атомов. Наиболее показательно здесь определенное ‘затенение’ бомбардируемых атомов соседями – эффективная площадь взаимодействия бомбардирующего атома с атомом поверхности ограничена геометрией соседствующих атомов кристаллической решетки.

При разработке данного описания процессов взаимодействия использовалась модель твердых шаров, которая обеспечивает высокий уровень наглядности процессов столкновения атомов при приемлемой надежности результатов. Так как атомное взаимодействие короткодействующее, следует считать, прилетевший извне атом взаимодействует только с одним атомом на поверхности, т.е. следует ограничиться моделью парных взаимодействий.

В качестве объекта изучения принимаем правильную последовательность атомов, бомбардируемую извне под углом α относительно нормали к оси ряда, то же самое – к поверхности (рис. 2). Полуудаление между центрами атомов – R_0 , радиус атома – R . Бомбардирующий атом считаем таким же, как и атомы поверхности, это отвечает, например, механизму постепенного наращивания толщины напыляемой пленки. Преобладающая часть дальнейших построений справедлива для любых $R_0 > R$, но для определенности будем подразумевать, что $R_0 > 2R$. Это условие в рамках схемы анализа соответствует повышенным значениям энергии взаимодействия.

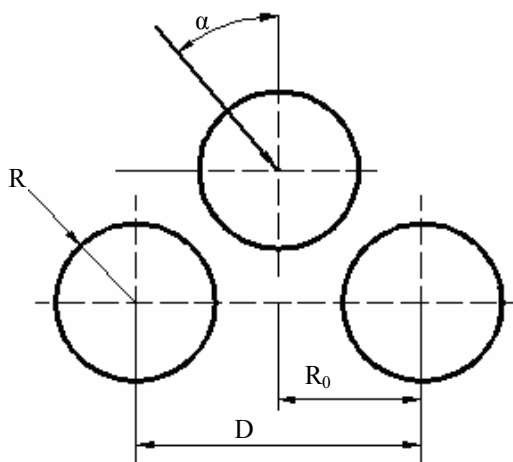


Рис. 2. Схема рассматриваемого объекта

Рис. 3 представляет проекцию объекта воздействия на плоскость, нормальную направлению бомбардировки. Представлены лишь те элементы геометрии, которые ответственны за эффект затенения.

Круг радиуса $2R$, ограниченный штриховой линией, это область параметров удара для случая изолированной мишени. Двойная штриховая линия определяет зону иссечения из исходной области вследствие наличия в непосредственной близости другого атома (эффект затенения). Таким образом, заштрихованный участок представляет область параметров столкновения, отвечающую рассматриваемой ситуации.

$$b = 2R_0 \cos \alpha. \quad (1)$$

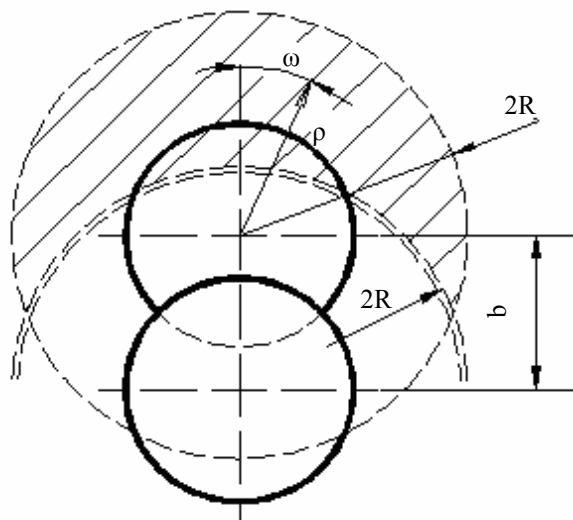


Рис. 3. Геометрические параметры эффекта затенения

Рассмотрим три возможных варианта соударения двух одинаковых частиц:

а) вариант соответствует $R_0 \cos \alpha > R$ (малые углы α) и $0 < \rho < b - 2R$, $f(\rho) = \frac{\rho}{R^2}$;

б) вариант подразумевает следующие условия: $\frac{R}{2} < R_0 \cos \alpha < R$ и $2R - b < \rho < 2R$;

в) для этого варианта характерно $R_0 \cos \alpha < \frac{R}{2}$ (большие α) и $\rho < 2R$.

Для малых α – $\sin 2\theta \cdot \varepsilon_0 \cos^2(\alpha + \beta) > \varepsilon_p$ – отражение, условие на α при $(\alpha + \beta) > \frac{\pi}{2}$;

$$\cos(\alpha + \beta) < -\left(\frac{\varepsilon_p}{\varepsilon_0}\right)^{\frac{1}{2}} = -g; \quad (2)$$

$$\alpha + \beta > \arccos\left\{-\left(\frac{\varepsilon_p}{\varepsilon_0}\right)^{\frac{1}{2}}\right\} \equiv \psi_0; \quad (3)$$

$$\cos \alpha \cos \beta - \sin \alpha \sin \beta = \cos \alpha \sin \theta - \sin \alpha \cos \theta =$$

$$= \frac{\rho}{R} \cos \alpha - \sqrt{1 - \left(\frac{\rho}{R}\right)^2} \sin \alpha < -\frac{g}{\sin 4\theta}; \quad (4)$$

$$\left(\frac{\rho}{R}\right)^2 (1 - \sin^2 \alpha) < \left(1 - \frac{\rho^2}{R^2}\right) \sin^2 \alpha - 2g \sqrt{1 - \left(\frac{\rho}{R}\right)^2} \sin \alpha + g^2; \quad (5)$$

$$\sin^2 \alpha - 2g \sqrt{1 - \left(\frac{\rho}{R}\right)^2} \sin \alpha - \left(\frac{\rho}{R}\right)^2 + g^2 > 0. \quad (6)$$

Линейное приближение по α , $\alpha \geq \frac{R}{\rho}g$:

$$\alpha \sqrt{1 - \left(\frac{\rho}{R}\right)^2} > \frac{\rho}{R} + \frac{g}{\sin \theta}; \quad (7)$$

$$\alpha \sqrt{1 - \left(\frac{\rho}{R}\right)^2} > \frac{\rho}{R} + \frac{R}{\rho}g. \quad (8)$$

Возможность отражения при больших углах:

$$\frac{\rho}{R} \sin\left(\frac{\pi}{2} - \alpha\right) - \sqrt{\frac{1 - \rho^2}{R^2}} \cos\left(\frac{\pi}{2} - \alpha\right) < -\frac{g}{\sin \theta}; \quad (9)$$

$$\frac{\rho}{R} \left(\frac{\pi}{2} - \alpha\right) < \sqrt{1 - \left(\frac{\rho}{R}\right)^2} - \frac{g}{\sin \theta}; \quad (10)$$

$$\left(\frac{\pi}{2} - \alpha\right) < \frac{\sqrt{R^2 - \rho^2} - \frac{R^2 g}{\rho}}{\rho} = \frac{\sqrt{R^2 - \rho^2} - gR^2}{\rho^2}, \quad (11)$$

$\frac{\rho}{R} > g$ (ориентир еще сильнее):

$$\rho_0^2 R^2 - 4\rho_0 - g^2 R^4 = 0, \quad (12)$$

$$\rho_0^4 - R^2 \rho_0^2 + g^2 R^4 = 0, \quad (13)$$

Ограничение с двух сторон

$$\rho_0^2 = \frac{1}{2} R^2 \pm \frac{1}{2} R^2 \sqrt{1 - 4g^2}.$$

Рис. 4 соответствует условию

$$b < 2R,$$

причем

$$b = 2R_0 \cos \alpha. \quad (14)$$

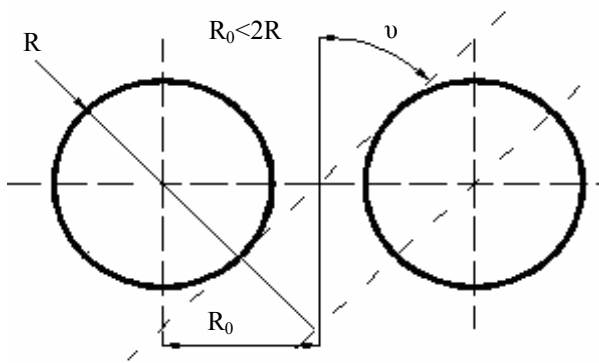


Рис. 4. Параметры удара при косом взаимодействии

Функция распределения условий соударения такова (смысл ρ и φ виден из рис.4) $f(\rho, \varphi)$:

$$f(\rho, \varphi) = \frac{\rho}{S}, \quad (15)$$

где S - площадь заштрихованной зоны на рис. 4.

Функция $f(\rho, \varphi)$ явно не содержит угловой переменной φ , однако варьирование φ ограничено особенностями геометрии допустимой (заштрихованной) области. Элементарные геометрические построения приводят функцию $f(\rho, \varphi)$ к виду

$$f(\rho, \varphi) = \frac{\rho}{4\pi R^2 \left(1 - \frac{2}{\pi} \arccos \frac{b}{4R}\right) + \frac{b}{4} \sqrt{16R^2 - b^2}},$$

причем переменная φ варьируется в диапазоне $|\varphi| < \varphi_m$:

$$\varphi_m = \begin{cases} \arccos(R^2 - \rho^2 - b^2)/2b\rho, & b - \rho < 2R, \\ \pi, & b - \rho > 2R \end{cases}$$

а диапазон ρ ограничен условиями $\rho_0 < \rho < 2R$:

$$\rho_0 = \begin{cases} 2R - b, & b < 2R; \\ 0, & b > 2R. \end{cases}$$

Анализ движения налетевшего атома должен дать ответ на главный вопрос: осаждается ли атом на поверхность или будет отражен от нее. В рамках используемой модели наблюдаемому отражению от поверхности соответствует превышение энергии нормальной составляющей движения после акта столкновения над некоторой характерной для данного материала величиной. Последнюю нет оснований отличать от энергии связи атомов; далее эта величина обозначается $-\varepsilon_p$.

Таким образом, условие отражения записывается так:

$$\varepsilon_0 \cdot \cos^2 \beta \cdot \cos^2 \psi > \varepsilon_p, \quad \left(\varphi > \frac{\pi}{2}\right), \quad (16)$$

где ε_0 - исходная энергия бомбардировки, β - угол отклонения падающей частицы от исходного направления движения, ψ - угол между направлением движения после столкновения и нормалью к поверхности.

В соответствии с правилами сферической геометрии:

$$\cos \psi = \cos \alpha \cos \beta - \sin \alpha \sin \beta \cos \varphi. \quad (17)$$

С учетом того, что

$$\cos \beta = \frac{\rho}{2R}, \quad (18)$$

неравенство (16) вместе с формулой (17) при заданном α определяет диапазоны варьирования ρ и φ , соответствующие двум альтернативным результатам акта столкновения - осаждение и отражение.

Соотношение (17) можно переписать следующим образом:

$$\cos \varphi > \frac{\rho^2 \cos \alpha + 4R^2 \left(\frac{\varepsilon_p}{\varepsilon_0}\right)^{\frac{1}{2}}}{\sin \alpha \sqrt{4R^2 - \rho^2} \cdot \rho} \equiv \cos \varphi_p,$$

где φ_p - угол, при котором $\varepsilon_0 \rightarrow \varepsilon_p$.

Условие (17) обеспечивается в диапазоне

$$\rho_- < \rho < \rho_+, \quad \text{причем } \rho_{\pm} = \left(\rho_1^2 \pm \rho_2^2\right)^{\frac{1}{2}};$$

$$\begin{aligned}\rho_1^2 &= 2R^2(\sin^2 \alpha - 2g \cos \alpha); \\ \rho_2^2 &= 2R^2 \sqrt{(\sin^2 \alpha - 2g \cos^2 \alpha)^2 - 4g^2} \rightarrow \\ &\rightarrow \rho_2^2 = 2R^2 \sin \alpha (\sin^2 \alpha - 4g \cos \alpha - 4g^2)^{\frac{1}{2}},\end{aligned}$$

где $g \equiv (\varepsilon_p / \varepsilon_0)^{1/2}$, при дополнительном требовании $\sin \frac{\alpha}{2} > g^{1/2}$, $g < \frac{1}{2}$, соответствующем условию неотрицательности подкоренного ρ_2 .

Таким образом, в отсутствие факторов, искажающих картину столкновения, отражение падающего атома имеет место в диапазоне углов падения α , ограниченном $0 \leftrightarrow \pi/2$. Если же $\alpha < 2 \arcsin g^{1/2}$, то ни при каких значениях ρ и φ столкнувшийся атом не может оторваться от поверхностного слоя. Записанное неравенство является условием гарантированного осаждения.

Вычисление вероятности отражения в условиях когда оно вообще допускается кинематикой столкновения, предполагает интегрирование по диапазону параметров ρ и φ , соответствующему условию (18). Иначе говоря, требуется интегрировать функцию $f(\rho, \varphi)$ внутри диапазона, обозначенного условиями (16,17) при дополнительном ограничении (19).

Если $b > 4R$, что соответствует относительно малым углам падения

$$\alpha < \arccos\left(2 \frac{R}{R_0}\right), \quad (19)$$

то затенение отсутствует. Вместо выражения (15) при этом следует записать

$$f(\rho, \varphi) = \frac{\rho}{4\pi R^2}, \quad (20)$$

а коэффициент отражения согласно (19) не отличается от нуля для углов $\alpha < 2 \arcsin g^{1/2}$, а для условий $\alpha > 2 \arcsin g^{1/2}$ представляется выражением:

$$W = \frac{1}{2\pi R^2} \int_{\rho_-}^{\rho_+} \rho \arccos\left(\frac{\rho^2 \cos \alpha + 4R^2 g}{\sin \alpha \cdot \rho \sqrt{4R^2 - \rho^2}}\right) d\rho. \quad (21)$$

Когда $\arccos\left(2 \frac{R}{R_0}\right) > \alpha$, для повышенных значений g условие $\alpha > 2 \arcsin g^{1/2}$ не выполняется: тогда $W = 0$ во всем обсуждаемом диапазоне углов.

При $\alpha = \pi/2$, $g \ll 1$ формула (20) с учетом (19) дает $W = 1/2$, что при $g = 0$ согласуется с очевидными свойствами акта столкновения изолированного атома в отсутствие эффекта притяжения.

Если $g \ll \alpha$, то можно указать приближенное значение W для умеренных значений α , исходя из того, что среднее значение $\arccos$ в выражении (20) соответствует $\rho = \rho_1$. Получается

$$W \approx \frac{1}{4} \sin^2 \alpha. \quad (22)$$

Как видно, в условиях малости g при не слишком малых значениях углов атаки результат не обнаруживает зависимости от энергии схватывания налетающего атома с поверхностью. Роль этой характеристики поправочная.

В условиях, $b < 4R$ (повышенный уровень углов падения), интересующее значение коэффициента W находится операцией

$$W = \frac{\int \rho \Delta\varphi(\rho) d\rho}{4\pi R^2 \left(1 - \frac{2}{\pi} \arccos \frac{b}{4R}\right) + \frac{1}{4} b \sqrt{16R^2 - b^2}}, \quad (23)$$

где $\Delta\varphi$ – диапазон углов φ для каждого ρ , обеспечивающий акт отрыва, т.е. удвоенное значение предельного отклонения, определяемого либо геометрически доступной зоной воздействия ($|\varphi| < \varphi_m$ формула (13)), либо динамическим ограничением $|\varphi| < \varphi_p$ (18).

Сходным образом интегрирование по ρ в формуле (22) осуществляется в пределах зоны, какая принадлежит обоим диапазонам: геометрическому (соотношения (13)) и динамическому ρ_-, ρ_+ (формулы (19)).

Если $b > 2R$, то $\varphi_m < \frac{\pi}{2}$ для всех значений ρ , так что диапазон углов φ задается условием (18), т.е. $\Delta\varphi = 2\varphi_p$. При этом геометрический диапазон изменения ρ охватывает все значения этого параметра. Таким образом, пределы интегрирования в формуле (22) те же, что и в выражении (20), т.е. $\rho = 4\rho_+$.

В условиях $b < 2R, g \ll 1$ диапазон ρ ограничен снизу геометрическими условиями, а сверху энергетической границей ρ_+ . При не слишком малых значениях g и достаточно больших значениях α может возникнуть ситуация, когда $\rho_+ < 2R - b$, т.е. когда верхняя граница “энергетического” диапазона ρ ниже нижнего края геометрически доступной области. В таких условиях отражение нереализуемо.

Указанное соответствие представляется неравенством:

$$4R^2 \sin^2 \alpha - 4R^2 (2g \cos \alpha + g^2) < (2R - b^2), \quad (24)$$

где $b < 2R$.

Принимая во внимание соответствие (19) и выполняя несложные выкладки, находим условие возможности отражения

$$\cos \alpha \leq \frac{R_0^2 + R^2}{RR_0} g. \quad (25)$$

Общее выражение для коэффициента $W(b < 2R)$ следующее $2R > b$

$$W = \frac{\int_{\rho_+}^{\rho^*} \frac{4R^2 - \rho^2 - b^2}{2b\rho} d\rho}{2\pi R^2 \left(1 - \frac{2}{\pi} \arccos \frac{b}{4R}\right) + \frac{1}{2} b \sqrt{R^2 - \frac{b^2}{16}}} + \frac{\int_{\rho_+}^{\rho^*} \rho \cdot \arccos \frac{\rho^2 \cos \alpha + 4R^2 g}{\sin \alpha \cdot \rho \sqrt{4R^2 - \rho^2}} d\rho}{2\pi R^2 \left(1 - \frac{2}{\pi} \arccos \frac{b}{4R}\right) + \frac{1}{2} b \sqrt{R^2 - \frac{b^2}{16}}},$$

где ρ^* – граница участков изменения ρ , отвечающих ограничениям либо по геометрическим, либо по динамическим условиям. Значение ρ_+ определяется уравнением

$$\left(\rho^*\right)^2 \cos \alpha + 4R^2 g = \frac{\sin \alpha}{2b} \sqrt{4R^2 - \left(\rho^*\right)^2} \times \left(4R^2 - \left(\rho^*\right)^2 - b^2\right).$$

В зоне параметров, примыкающих к границе, обусловленной ограничениями (23, 24), определяющий вклад принадлежит первому слагаемому (25).

3. Полученные результаты

Построения данной работы определяют некоторый набор количественно и качественно различающихся вариантов столкновения. Общим правилом оказывается немонотонный характер изменения наблюдаемых характеристик (вероятности отражения и осаждения) от угла налета на поверхность α . Вероятность осаждения достигает наибольших значений при самых малых и достаточно больших значениях α . При этом абсолютный приоритет с этой точки зрения принадлежит относительно узкому диапазону углов α вблизи нормальной ориентации направления падения на поверхность $\alpha \rightarrow 0$, где коэффициент осаждения не отличается от единицы (напомним, что речь идет о взаимодействии только с атомами наружного атомного слоя при совпадении масс партнеров).

Таким образом, свойства функций распределения по углам $f(\alpha)$, весьма существенно влияют на эффективность осаждения в условиях реального, например, технологического воздействия. Если за-

дачей организации воздействия на поверхность является именно осаждение, то предпочтительны нормальное либо скользящее падение на поверхность, что требует, конечно, определенных усилий по формированию потока бомбардирующих атомов и специальных условий относительного размещения источника частиц и акцентирующей поверхности.

Для “несформированного” падения на поверхность, создаваемого, например, испарительным механизмом с поверхности излучателя, статистический вес почти нормального и скользящего падения, как правило, невелик. Это значит, что осаждение будет осуществляться в режиме, далеком от оптимального.

Как аппроксимацию распределения частиц, эмитируемых с поверхности излучателя, по направлениям часто называют “закон косинуса”. Это распределение приблизительно может сохраниться и для режима осаждения на близкую к излучателю поверхность. Таким образом, если $f(\alpha) = \cos \alpha$, то один из участков повышенной эффективности осаждения ($\alpha \rightarrow \frac{\pi}{2}$, скользящее падение) практически выпадает. Вклад другого предпочтительного диапазона $\alpha \rightarrow 0$ оказывается предпочтительным. Доля столкновений вне условия (25), что в рамках модели соответствует гарантированному осаждению, составляя при этом $2g^{1/2} \sqrt{1-g}$. Записанное выражение достигает единицы, когда $g = 1/2$ (“малыми” оказываются все углы бомбардировки, что, конечно, сохраняется и при $g > 1/2$, т.е. для условий $\varepsilon_p < \varepsilon_0 < 4\varepsilon_p$).

Для слишком малых энергий ($g \ll 1$) указанная доля столкновений, отвечающих гарантированному осаждению меняется $\approx g^{1/2}$, т.е. обратно пропорционально корню четвертой степени энергии бомбардировки.

В качестве резюмирующего замечания укажем, что построения данной работы допускают значительное развитие с точки зрения детализации информации о рельефе поверхности, при учете повторных соударений и др.

При нанесении покрытий на изделия сложной формы необходимо обеспечить поток бомбардирующих частиц в интервале углов $\theta = 45^\circ \div 90^\circ$. Экспериментально подтверждено, что при данных углах покрытия на поверхности сложной формы осаждаются лучше, чем при меньших углах. Теоретические закономерности подтверждают данное обоснование. Таким образом, можно указать, что данная работа дает точные указания по режиму нанесения покрытий на поверхности сложной формы. Некоторые несоответствия являются предпосылка-

ми для изучения и построения новых моделей с новыми допущениями (разность масс взаимодействующих частиц, которая не была учтена в данной работе, морфология поверхности и т.д.).

Литература

1. Плешков В.А. Адсорбция атомов Ду на грани (110) монокристалла Мо / В.А. Плешков, С.А. Шакирова, Г.А. Румп // *Поверхность*. – 1990. – № 10. – С. 16-32.
2. Данилин Б.С. Получение тонкопленочных элементов микросхем / Б.С. Данилин. – М.: Наука, 1986. – 179 с.
3. Пиеничников В.М. Метод дискретно-непрерывных координат для расчета взаимодействия атома газа с поверхностью твердого тела / В.М. Пиеничников, В.А. Лукин // *Поверхность*. – 1990. – № 3. – С. 18-47.
4. Машикова Е.С. Отражение легких ионов от поверхности твердого тела / Е.С. Машикова, В.А. Курнаев. – М.: Энергоатомиздат, 1985. – 192 с.
5. Селезнев В.Д. Многократность столкновения с поверхностью и нестационарное ядро рассеяния при отражении газа от твердого тела / В.Д. Селезнев, И.П. Александрычев, В.Д. Акиншин // *Поверхность*. – 1990. – № 3. – С. 5-10.
6. Долгов А.С. Кинетика распыления поверхностей медленными атомными частицами / А.С. Долгов // *Украинский Физический Журнал*, – Т. 34, № 17. – 1989. – С. 12-29.
7. Машикова Е.С. Рассеяние ионов средних энергий поверхностями твердых тел / Е.С. Машикова, В.А. Молчанов. – М.: Атомиздат, 1980. – 255 с.
8. Долгов А.С. Физика твердого тела / А.С. Долгов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2004. – 659 с.

Поступила в редакцию 04.10.2010

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., зав. каф. физики Н.Я. Рохманов, Харьковский национальный аграрный университет им. В.В. Докучаева, Харьков.

ВІВЧЕННЯ ВПЛИВУ ПАРАМЕТРІВ ПОТОКУ ПЛАЗМИ НА ВЛАСТИВОСТІ ФОРМОВАНИХ ПОКРИТТІВ

А.С. Долгов, А.Л. Лорент

Проведено аналіз ефектів, які пов'язані з бомбардуванням поверхні складної форми частками, у процесах нанесення покриттів, об'єктом вивчення є регулярна послідовність атомів, яка бомбардується під кутом α відносно зовнішньої нормалі до осі ряду. Розглянуто процес взаємодії атомних часток з поверхнею, енергія часток становить від одиниць до десятків електрон-вольт. Розглянуті загальні тенденції поведінки величин, які дозволяють зробити попередні висновки щодо превалюючих процесів на початковій стадії нанесення покриття на поверхню підкладки.

Ключові слова: адсорбуючий шар, діапазон енергій, параметри удару, математична модель, модель твердих куль, коефіцієнт акомодатії, адсорбент, адсорбат, конденсація, десорбція.

RESEARCH OF PLASMA STREAM PARAMETERS INFLUENCE ON FORMED COVERINGS PROPERTIES

A.S. Dolgov, A.L. Lorent

The analysis of complex surface bombarding processes was carried out. Examination object of this analysis is a regular sequence of atoms, which is bombarded angularly from outside with angle α to the normal of the raw axis. Also the process of atom particles interaction with surface is examined for the areas of particles energies from units to tens electron-volt. The main tendencies of values behavior were examined. This allows doing preliminary conclusions about dominant processes of the coverings sputtering on initial stage.

Key words: adsorption layer, energy range, attack parameters, mathematical model, solid spheres model, accommodation coefficient, adsorbent, adsorbate, condensation, desorption.

Долгов Анатолий Сергеевич – канд. физ.-мат. наук, доцент, доц. каф. "Двигатели и энергетические установки летательных аппаратов", Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Лорент Алла Леонидовна – аспирант каф. "Двигатели и энергетические установки летательных аппаратов", Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: alchi_ant@ukr.net.

УДК 629.7.023

А.В. КОНДРАТЬЕВ

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

КОНЦЕПЦИЯ ОПТИМИЗАЦИИ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОНСТРУКЦИЙ АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

В статье проведен обзор и анализ результатов исследований, посвященных различным аспектам реализации проектов создания конструкций авиакосмической техники из полимерных композиционных материалов. Предложена концепция оптимизации основных параметров ответственных конструкций авиакосмической техники из полимерных композиционных материалов, которая включает в себя пять взаимосвязанных составляющих: проектирование, технология производства, эксплуатация, экология и безопасность производственной жизнедеятельности. Проведен анализ критериальных оценок технологической составляющей проблемы. Приведен краткий обзор и анализ методов многокритериальной оптимизации.

Ключевые слова: авиакосмическая техника, полимерные композиционные материалы, концепция, оптимизация, многокритериальная проблема.

Проектирование сложных технических систем, к которым относятся и конструкции авиационно-космической техники (АКТ), в особенности из полимерных композиционных материалов (ПКМ), является сложной многоаспектной проблемой, связанной с основной их особенностью (но далеко не единственной), которая состоит в том, что сам материал создается в процессе изготовления изделия [1, 2], вынося тем самым во главу угла технологию создания этого объекта.

В свою очередь технология производства изделий АКТ из ПКМ в значительной степени связана с другими важнейшими составляющими этой комплексной проблемы, к которым относятся экономическая, экологическая, включающая в себя и безопасность производственной жизнедеятельности (БЖД), эксплуатации изделия в определенных условиях [3, 4].

Поэтому проектный комплекс оптимизации конструктивных параметров объекта вырастает в многокритериальную проблему, в которой должны синтезироваться знания и результаты исследований многих узких специалистов.

Традиционно проблемные вопросы проектирования изделий АКТ из ПКМ является предметом технической подготовки производства, а именно ее составляющей – конструкторской подготовки производства [5].

Впервые проблема технической подготовки производства конструкций АКТ из ПКМ в двух ее основных аспектах на высоком научном уровне была поставлена и в значительной степени решена в работах, обобщенных в докторской диссертации

В.Е. Гайдачука еще в конце 70-х годов прошлого столетия [6].

Позже, в начале 90-х годов решение технологического аспекта этой проблемы было существенно развито и расширено в докторской диссертации В.Ф. Забашты [7] и его монографии [8].

Решение проблемы выбора рациональных или близких к оптимальным конструктивно-технологическим решениям (КТР) конструкций АКТ из ПКМ в регулярных и нерегулярных зонах нашло глубокое отражение в трудах Я.С. Карпова, обобщенных в его докторской диссертации [9], монографии [10] и учебнике [11].

Позднее, в начале 2000-х годов была поставлена и решена проблема экологической безопасности и безопасности производственной жизнедеятельности в процессах реализации технологии создания изделий АКТ из ПКМ в работах А.В. Гайдачука, обобщенных им в докторской диссертации [12].

На достаточно высоком научном уровне различные аспекты реализации проектов создания изделий АКТ из ПКМ нашли отражение и решение в монографиях и докторских диссертациях ученых МАИ [13-15], Научно-исследовательского института авиационной технологии (НИИАТ) [16, 17], ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского [18, 19] и др.

В ряде решенных комплексных задач обсуждаемой проблемы, включающей в себя, как показано в [3, 4] пять взаимосвязанных составляющих: собственно проектирование, технология производства, экономика, эксплуатация, экология и БЖД – наименее глубоко исследованы вопросы экономики и эксплуатации изделий АКТ из ПКМ.

В этом плане следует назвать только монографию [20], появившуюся в начале широкого освоения ПКМ в конструкциях различных отраслей машиностроения и посвященную экономике первого из представителей композитов – стеклопластика. Что же касается эксплуатабельности конструкций АКТ из ПКМ, то решению этой составляющей проблемы посвящено значительно меньше работ, которые освещают только ее отдельные аспекты [21-23].

Однако завершенных крупномасштабных комплексных исследований, объединяющих в научном плане (теоретическом, экспериментальном и организационно-методологическом) единым концептуальным подходом все составляющие обсуждаемой здесь проблемы до настоящего времени не проведено, хотя в этом направлении ведутся работы в Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского, связанные с выполнением комплексных тем Минобрнауки Украины по плану важнейших фундаментальных программ [24, 25], в которых автор принимает непосредственное участие.

Отсутствие завершенных исследований по решению обсуждаемой комплексной проблемы, по-видимому, связано с двумя основными причинами.

Одной из них является необходимость для такого решения достаточно большого объема результатов, к которому, исходя из сделанных выше ссылок [6 - 25], заметна явная тенденция приближения.

Второй причиной является прогнозируемая этими источниками масштабность концепции оптимизации проектных параметров в данной многокритериальной проблеме реализации проектов создания конструкций АКТ из ПКМ, которая становится возможной только при современном уровне развития информационных компьютерных технологий и перспективных темпах их роста.

Проведенный автором целенаправленный анализ результатов, содержащихся в исследованиях [6 - 25] и ряде других источников позволил обрисовать контуры концепции оптимизации основных параметров в обсуждаемой проблеме, укрупненная блок-схема которой представлена на рис. 1. Блок-схема включает в себя все пять составляющих оптимизации проектных параметров изделий АКТ из ПКМ, каждая из них содержит ряд взаимосвязанных групп факторов разного уровня, для каждого из которых имеет место один или несколько критериев, определяющих оптимальное значение факторов данной группы*.

Так с технологией связано 2 группы факторов разного уровня. В каждой из них имеет место кри-

терий (критерии), по которому эту группу нужно оптимизировать (минимизировать или максимизировать). По-видимому, эта оптимизация должна реализовываться на различных этапах.

Так 1-я группа факторов «Подготовительные технологические процессы» (ТП) включает в себя:

I уровень

факторы, определяющие качество процессов (операций) подготовки армирующих материалов как этапа реализации технологии изготовления изделия из ПКМ на подготовительной стадии; факторы, определяющие качество процессов (операций) подготовки связующего как этапа реализации технологии и изготовления изделия из ПКМ также на подготовительной стадии; факторы (операции) подготовки оснастки той же подготовительной стадии производства изделия из ПКМ.

II уровень

факторы, определяющие качество конкретного процесса (операции) из группы процессов (операций), составляющей факторы I уровня подготовительной стадии.

Количество факторов I уровня определено 1-й группой «Подготовительные ТП»:

X_i^{II} ($i=1, 2, 3$) – факторы I уровня 1-й группы.

Например, для 1-й группы факторов «Подготовительные ТП» X_1^{II} – подготовка армирующего материала; X_2^{II} – подготовка связующего; X_3^{II} – подготовка оснастки.

X_j^{II} ($j=1, 2, \dots, k$) – факторы II уровня 1 группы.

Количество факторов II уровня k определяется видом ПКМ (стеклопластик, углепластик, органо-пластик, гибридный КМ того или иного вида и т.д.), а также спецификой производства.

Например, X_1^{II} – подготовка армирующего материала расшивкой; X_5^{II} – подготовка связующего дозированием; X_9^{II} – подготовка оснастки зачисткой и т.п.

Здесь лицом, принимающим решение (ЛПР), является специалист или руководитель технологической службы соответствующего уровня (главка, НИИ, ОКБ и др.)

При необходимости для 1-й группы факторов «Подготовительные ТП» (при дальнейшем анализе специалистами технологами – исследователями, разработчиками задач оптимизации процессов производства изделий из ПКМ) может быть введен III уровень оптимизации: факторы, определяющие качество конкретной операции из группы процессов операций, составляющей факторы II уровня подготовительной стадии.

* При внимательном анализе нетрудно увидеть, что блок-схема в своей основе содержит схему обобщенного производственного процесса, составляющего базис теории системного подхода развиваемого ранее Л.А. Колесниковым [26], к сожалению, оставшегося незавершенным в связи со смертью автора.

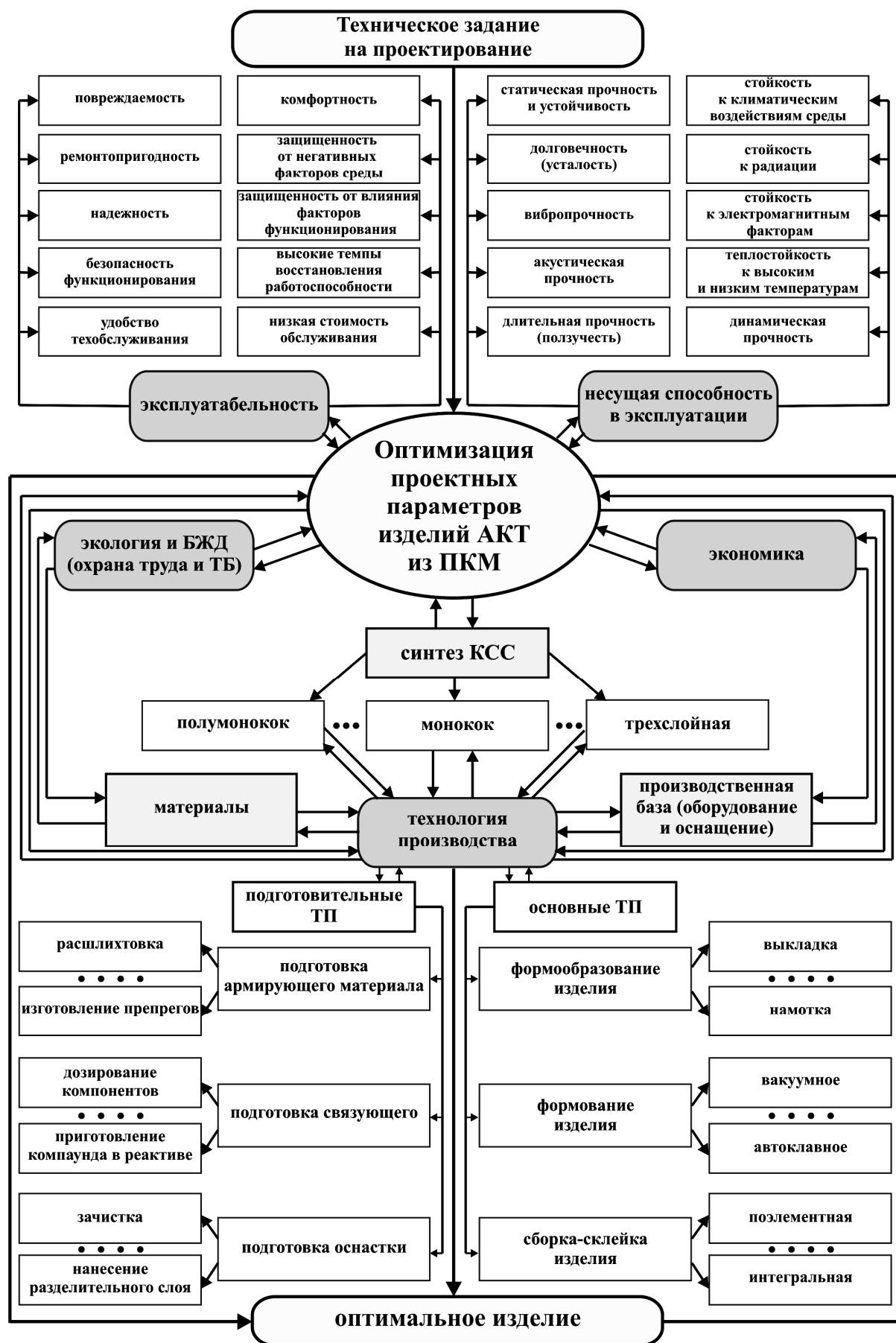


Рис. 1. Укрупненная блок-схема концепции реализации оптимального проекта создания изделий АКТ из ПКМ

Количество факторов III уровня, если он введен, определяется аналогично. Аналогично вводятся факторы для 2-ой группы факторов «Основных ТП» X_i^{O1} , X_j^{O2} , X_r^{O3} . В этом случае уровни и количество факторов также определяется ЛПР.

Критерии оптимальности разных групп факторов и различных их уровней могут быть различными и частично или полностью совпадающими. В частности к таким критериям можно отнести: трудоемкость процесса или операции; себестоимость процесса (операции); длительность; энергоемкость; экологичность (включая БЖД процесса или операции); технологичность операции или процесса, определяемую через технические параметры качества [27] или квалиметрически [28].

В наиболее часто встречающемся случае указанные критерии (в [29] называемые целевыми функциями) в разной степени, но одновременно имеют место для оценки (оптимизации) одной и той же группы факторов.

В [29] приведен краткий обзор и анализ методов многокритериальной оптимизации, которые условно разделены на две группы.

Методы первой группы сводят многокритериальную задачу к однокритериальной путем свертывания векторного критерия в суперкритерий, который затем используется как критерий однокритериальной оптимизации.

Наиболее часто используется линейная свертка векторного критерия вида:

$$\Phi(x) = \sum_{i=1}^m \alpha_i F_i(x), \alpha_i \geq 0, \quad (1)$$

где $\Phi(x)$ – суперкритерий, результирующий свертку; α_i – коэффициенты относительной важности i -го критерия (иначе – весовые коэффициенты).

Ко второй группе можно отнести остальные методы многокритериальной оптимизации, которые не производят свертывание локальных критериев в скалярный суперкритерий.

Если все локальные критерии имеют одинаковую важность. В таком случае возможно решение задачи многокритериального программирования на основе принципа справедливого компромисса. Справедливым считается такой компромисс, при котором относительный уровень снижения качества по одному или нескольким критериям не превосходит относительного уровня повышения качества по остальным критериям (меньше или равен) [29].

Если в области компромиссов Γ_x даны два решения x' и x'' , качество которых оценивается критериями $F_1(x)$ и $F_2(x)$, и решение x' превосходит решение x'' по критерию F_1 , но уступает ему по критерию F_2 , то производится сравнение этих решений и осуществляется выбор наилучшего на основе принципа справед-

ливого компромисса. Для сравнения этих решений на основе принципа справедливого компромисса вводится мера относительного снижения качества решения по каждому из критериев – цена уступки χ :

$$\chi_1 = \Delta F_1(x', x'') / \max_{x', x''} F_1(x), \quad \chi_2 = \Delta F_2(x', x'') / \max_{x', x''} F_2(x), \quad (2)$$

где ΔF_1 и ΔF_2 – абсолютные снижения уровня критериев при переходе от решения x' к решению x'' (для критерия F_1) и при обратном переходе (для критерия F_2).

Если относительное снижение критерия F_1 больше, чем критерия F_2 , то следует отдать предпочтение решению x' . Это следует из сравнения цены уступки по каждому критерию.

В [29] приведены также разработанные в [30] методы свертывания локальных критериев в скалярный суперкритерий на основе принципа приближения по всем локальным критериям к идеальному решению, принципа последовательных уступок (принцип лексикографии) и другие.

Отмечается, что метод, основанный на принципе последовательных уступок целесообразно применять для решения тех многокритериальных задач, в которых все частные критерии естественным образом упорядочены по степени важности, причем каждый критерий настолько существенно более важен, чем последующий, что можно ограничиться учетом только попарной связи критериев и выбирать допустимое снижение очередного критерия с учетом поведения лишь одного следующего критерия.

Для решения многокритериальных задач также можно использовать генетические алгоритмы. Генетические алгоритмы – адаптивные методы поиска, которые в последнее время часто используются для решения задач функциональной оптимизации. Они основаны на генетических процессах биологических организмов [31, 32]. В [30] указано, что существуют три проблемы многокритериальной оптимизации.

Первая проблема связана с выбором принципа оптимальности, который строго определяет свойства оптимального решения и отвечает на вопрос, в каком смысле оптимальное решение превосходит все остальные допустимые решения. В отличие от задач однокритериальной оптимизации, у которых только один принцип оптимальности $f(x^0) \geq f(x)$, в данном случае имеется большое количество различных принципов, и каждый принцип может приводить к выбору различных оптимальных решений. Это объясняется тем, что приходится сравнивать векторы эффективности на основе некоторой схемы компромисса. В [33] рассмотрены около 10 принципов оптимальности, существующих на сегодняшний день, и отмечается, что наиболее часто используют принцип оптимальности по Парето [34].

Вторая проблема связана с нормализацией векторного критерия эффективности F . Она вызвана тем, что очень часто локальные критерии, являющиеся компонентами вектора эффективности, имеют различные масштабы измерения, что и затрудняет их сравнение. Поэтому приходится приводить критерии к единому масштабу измерения, т. е. нормализовать их.

Третья проблема связана с учетом приоритета (или различной степени важности) локальных критериев. Хотя при выборе решения и следует добиваться наивысшего качества по всем критериям, однако степень совершенства по каждому из них, как правило, имеет различную значимость. Поэтому обычно для учета приоритета вводится вектор распределения важности критериев $\Lambda = (\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n)$, с помощью которого корректируется принцип оптимальности или проводится дифференциация масштабов измерения критериев.

К сожалению, объем статьи не позволяет дать анализ аналогичный приведенному для технологической составляющей проблемы критериальных оценок для других составляющих, указанных в укрупненной блок-схеме концепции.

Отметим только, что часть таких оценок аналогична обсуждаемым выше, другая часть может быть синтезирована на основе цитированных выше источников [6 - 23], а третья часть подлежит осмыслению, последующему анализу и синтезу.

В заключение необходимо отметить, что данную статью следует считать как первой начальной попыткой построения современной концепции оптимизации основных параметров в многокритериальной проблеме реализации проектов создания ответственных конструкций АКТ из ПКМ, конкурентоспособных на рынке продаж по сравнению с аналогами.

Литература

1. Композиционные материалы : справочник / под ред. Д.М. Карпиноса. – К. : Наук. думка, 1985. – 592 с.
2. Композиционные материалы : справочник / под ред. В.В. Васильева, Ю.М. Тарнопольского. – М. : Машиностроение, 1990. – 512 с.
3. Бычков С.А. Основные проблемы создания изделий авиационной и ракетно-космической техники из полимерных композиционных материалов : Аналитический обзор / С.А. Бычков, В.Е. Гайдачук // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Вып. 13. – Х.: НАКУ "ХАИ", 1998. – С. 6-17.
4. Гайдачук В.Е. Научная школа ХАИ по проблемам создания эффективных конструкций летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов / В.Е. Гайдачук, Я.С. Карпов // Технологические системы. – 1999. – Вып. 2(5). – С. 81-83.

5. Горбунов М.Н. Основы технологии производства самолетов / М.Н. Горбунов. – М.: Машиностроение, 1976. – 259 с.

6. Гайдачук В.Е. Теоретические основы технической подготовки производства авиаконструкций из композиционных материалов: дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.04 / Гайдачук Виталий Евгеньевич. – Х., 1979. – 438 с.

7. Забаишта В.Ф. Научные основы систематизации объектов и моделирование операций в подготовке производства авиаконструкций из композиционных материалов: дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.04 / Забаишта Владимир Федорович. – К., 1993. – 498 с.

8. Забаишта В.Ф. Техническая подготовка материалов / В.Ф. Забаишта. – К.: Техніка, 1993. – 147 с.

9. Карпов Я.С. Принципы и методы синтеза параметров металлокомпозитных гетерогенных структур авиаконструкций: дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.02 / Карпов Яков Семенович. – Х., 1993. – 490 с.

10. Карпов Я.С. Соединения деталей и агрегатов из композиционных материалов : моногр. / Я.С. Карпов; Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2006. – 359 с.

11. Карпов Я.С. Проектирование деталей и агрегатов из композитов: учеб. / Я.С. Карпов; НАКУ «ХАИ». – Х., 2010. – 748 с.

12. Гайдачук А.В. Научные основы безопасной технологии производства конструкций летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов: дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.04 / Гайдачук Александр Витальевич. – Х., 2002. – 386 с.

13. Образцов И.Ф. Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов / И.Ф. Образцов, В.В. Васильев, В.А. Бунаков. – М. : Машиностроение, 1977. – 144 с.

14. Молодцов Г.А. Напряженные элементы конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов: моногр. / Г.А. Молодцов. – М. : Машиностроение, 1993. – 224 с.

15. Сироткин О.С. Соединения конструкций из композиционных материалов / О.С. Сироткин, В.В. Воробей. – Л. : Машиностроение, 1985. – 168 с.

16. Боголюбов В.С. Формообразующая оснастка из полимерных материалов / В.С. Боголюбов. – М. : Машиностроение, 1979. – 183 с.

17. Технология производства изделий и интегральных конструкций из композиционных материалов в машиностроении: моногр. / В.С. Боголюбов, Г.Р. Борох, А.Г. Братухин, В.М. Виноградов. – М.: Готика, 2003. – 515 с.

18. Проектирование, расчет и испытания конструкций из композиционных материалов: сб. статей. – М. : ЦАГИ, 1973. – Вып. 1. – 196 с.

19. Белозеров Л.Г. Композитные оболочки при силовых и тепловых воздействиях / Л.Г. Белозеров, В.А. Киреев. – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 388 с.

20. Коган А.М. Экономика производства и применения стеклопластиков / А.М. Коган, Л.И. Кошкин, Х.Р. Паркисян; под общ. ред. Рахлин И. В. – М.: Химия, 1972. – 240 с.

21. Смирнова М.К. Прочность корпусов судна из стеклопластика / М.К. Смирнова. – Л. : Судостроение, 1965. – 331 с.

22. Цыплаков О.Г. Научные основы технологии композиционно-волоконистых материалов: в 2 т. – Т.1 / О.Г. Цыплаков. – Пермь: Пермское книжн. изд-во, 1974. – 317 с.

23. Буланов В.В. Теоретические основы неразрушающего контроля и диагностики состояния элементов конструкций летательных аппаратов вибрационными методами: дис. ... д-ра техн. наук: 05.22.14, 05.02.09 / Буланов Виталий Владимирович. – К., 1996. – 432 с.

24. Создание теоретических основ технологической механики сотовых конструкций для аэрокосмической техники: отчет о НИР / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»; рук. Гайдачук В.Е. – Х., 2005. – № ГР 0103U004091.

25. Создание научных основ проектирования и производства композитных конструкций авиационно-космической техники: отчет о НИР / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»; рук. Гайдачук В.Е. – Х., 2009. – № ГР 0106U001060.

26. Колесников Л.А. Основы теории системного подхода / Л.А. Колесников. – К. : Наук. думка, 1988. – 176 с.

27. Прялин М.А. Оценка технологичности конструкций / М.А. Прялин, В.М. Кульчев. – К. : Техніка, 1985. – 120 с.

28. Король В.Н. Метрологическое обеспечение калибровочных показателей авиационной техники на авиационном НТК им. О.К. Антонова / В.Н. Король // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Вып. 20(3). – Х.: НАКУ «ХАИ», 2000. – С. 6-12.

29. Шоробура Н.Н. Решение задач многокритериальной оптимизации сложных объектов и систем [Электронный ресурс] / ДонНТУ. Факультет КИТА. – Режим доступа : http://masters.donntu.edu.ua/publ2004/kita/kita_shorobura.pdf.

30. Алиев Р.А. Методы разработки интегрированных АСУ промышленными предприятиями / Р.А. Алиев, В.П. Кривошеев, Г.М. Уланов. – М. : Энергоиздат, 1983. – 320 с.

31. Исаев С.А. Обоснованно о генетических алгоритмах [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://bspu.ab.ru/Docs/~saisa/ga/text/part1.html>.

32. Батищев Д.И. Оптимизация многоэкстремальных функций с помощью генетических алгоритмов / Д.И. Батищев, С.А. Исаев // Высокие технологии в технике, медицине и образовании: сб. науч. тр. ВГТУ. – Воронеж, 1997. – С. 4-17.

33. Хоменюк В.В. Элементы теории многоцелевой оптимизации / В.В. Хоменюк. – М. : Наука, 1983. – 127 с.

34. Подиновский В.В. Парето-оптимальные решения многокритериальных задач / В.В. Подиновский, В.Д. Ногин. – К. : Наука, 1982. – 256 с.

Поступила в редакцию 10.09.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. проектирования ракетно-космических аппаратов В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

КОНЦЕПЦІЯ ОПТИМІЗАЦІЇ ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ КОНСТРУКЦІЙ АВІАКОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ З ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

А.В. Кондратьєв

В статті виконано огляд і аналіз результатів досліджень, присвячених різним аспектам реалізації проектів створення конструкцій авіакосмічної техніки з полімерних композиційних матеріалів. Запропоновано концепція оптимізації основних параметрів відповідальних конструкцій авіакосмічної техніки з полімерних композиційних матеріалів, що включає в себе п'ять взаємопов'язаних складових: проектування, технологія виробництва, експлуатація, екологія та безпека виробничої життєдіяльності. Виконано аналіз критеріальних оцінок технологічної складової проблеми. Виконано короткий огляд та аналіз методів багатокритеріальної оптимізації

Ключові слова: авіакосмічна техніка, полімерні композиційні матеріали, концепція, оптимізація, багатокритеріальна проблема.

CONCEPT OF FUNDAMENTAL PARAMETERS OPTIMIZATION OF STRUCTURES AEROSPACE ENGINEERING FROM POLYMERIC COMPOSITE MATERIALS

A.V. Kondratiev

The article provides an overview and analysis of the results of studies on various aspects of the realization of projects of the aerospace structures made of polymer composite materials. The concept of optimizing the main parameters responsible aerospace structures made of polymer composite materials, which includes five interrelated components: design, production technology, operation, environment and safety of industrial life. The analysis of criteria ratings technological component of the problem. A brief review and analysis methods for multicriteria optimization.

Keywords: aerospace engineering, polymer composites, concept, optimization, multicriteria problem.

Кондратьев Андрей Валерьевич – канд. техн. наук, старший преподаватель, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kondratyev_a_v@mail.ru.

УДК 629.7.085

И.С. АВИЛОВ¹, М.В. АМБРОЖЕВИЧ², В.А. СЕРЕДА²¹ ООО «Научно–промышленные системы», КБ «Взлет», Украина² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

КОМПЛЕКСНО–СОПРЯЖЕННАЯ МОДЕЛЬ ПНЕВМАТИЧЕСКОГО НАЗЕМНОГО ПУСКОВОГО УСТРОЙСТВА ЛЕГКОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

С целью интенсификации начальных этапов проектирования наземных пусковых устройств (НПУ) легких беспилотных летательных аппаратов (БЛА) предложены модель и метод расчета основных термогазодинамических и механических характеристик пневматического НПУ. Результаты численных исследований приведены в виде временных срезов 3D–расчетной области. Отмечено преобладающее влияние волновых факторов на работу НПУ. Сделано заключение о возможности усовершенствования рабочего процесса пневматической катапульты путем использования устройства, изменяющего закон тягового усилия.

Ключевые слова: пусковое устройство, беспилотный летательный аппарат, пневмопривод, комплексно–сопряженная модель, численные методы.

Введение

Обширный класс наземных пусковых устройств (НПУ) беспилотных летательных аппаратов (БЛА) представляет собой множество разнообразных катапультных устройств с приводом от импульсных тепловых машин (ИТМ). Фаза ввода в полет критическим образом влияет на облик комплекса с летательным аппаратом, в силу чего динамику старта следует учитывать в числе основных факторов, от которых зависит содержание соответствующих НИОКР. Тем самым определяются роль и место этапа проектирования катапультного устройства, как системы, включающей в себя ИТМ и трансмиссию. В свою очередь, исходя из определения понятия «ИТМ», технология проектирования подобного объекта неизбежно должна отображать быстротечность рабочего процесса. Тем не менее, в стремлении экономии средств на НИР, а зачастую и в силу непонимания природы процессов, при проектировании тепловых расширительных машин в инженерной практике по–прежнему, как и в середине XX в., используются методики расчета, базирующиеся на т.н. «квазистационарной гипотезе», подразумевающей однородность полей параметров внутри расчетных объемов на каждом временном слое, безынерционность рабочего тела, правомочность использования характеристик установившихся режимов течения и т.д. В случае высокой частоты периодического рабочего процесса или при наличии участков тракта с преобладающими волновыми процессами, как это имеет место в

ИТМ, подобные допущения вообще не адекватны физике оригинала.

Тем не менее, достигнутый на данном этапе уровень развития методов вычислительного эксперимента и возможности вычислительной техники создают все необходимые предпосылки для обеспечения должного качества проектирования НПУ с приводом от ИТМ. Для демонстрации указанных возможностей далее представлены модель рабочего процесса в пневматической катапulte для запуска легкого БЛА и результаты численных исследований с акцентом на влияние волновых факторов расширительной ИТМ на динамические характеристики.

Объект исследований и его модель

Пневматические НПУ отличаются высокими показателями энергетического совершенства и уступают только механическим [1], ввиду несколько худшего эффективного КПД привода трансмиссии. Пневматическим катапультам также присущ ряд других достоинств (скрытность запуска, отсутствие прецизионных узлов, простота и экономичность в эксплуатации), что обусловило широкое распространение данного типа НПУ в диапазоне стартовых масс БЛА от 5 до 250 кг.

Объектом исследований являлась пневматическая катапульта для запуска легкого БЛА «Ремез 3–У» разработки НПС КБ «Взлет» (табл. 1, рис. 1)

Основным конструктивными элементами пневматической катапульты являются рабочий цилиндр и механическая трансмиссия – четырехкрат-

ный полиспастный механизм. Разгон БЛА осуществляется по направляющей с помощью стартовой тележки. Для создания необходимого давления в системе используется пневмокомпрессор.

Таблица 1

Основные характеристики пневматического НПУ и параметры режима работы в стартовых условиях

Физический параметр	Значение
Начальное давление в системе, Па	10Е6
Длина направляющей, м	3
Масса запускаемого БЛА, кг	10
Максимальная перегрузка, ед.	3



Рис. 1. Серийный образец пневматической катапульты с БЛА «Ремез-ЗУ» на стартовой позиции

Принципиальная основа комплексно-сопряженной математической модели процессов в пневматическом НПУ аналогична [2, 3]. Модель включает в себя нестационарные пространственные подмодели течения во внутренних и внешних областях контрольного объема с граничными условиями, определяемыми динамикой подвижных агрегатов (рис. 2). Численное решение системы уравнений модели базируется на основе принципа декомпозиции и модифицированной конечно-разностной схеме С.К. Годунова. Факторы разнородной физической природы отображаются источниками-стоками (ИС) массы, импульса и энергии, которые входят в правые части системы уравнений газовой динамики и рассматриваются как возмущения решения однородной подсистемы уравнений. Интенсивности ИС определяются на основе общих или частных форм законов сохранения. Сеточное отображение топологических свойств расчетной области задается поверхностной и твердотельной масками, воспроизводящими тонкостенные и объемные элементы конструкции соответственно. Моделирование утечек осуществляется локализацией на внешней и внутренней поверхностях поршня системы ИС, интен-

сивности которых соответствуют проектным зазорам и локальным состояниям физических полей. Для сопряжения термогазодинамической и механической подмоделей НПУ аналогично [1] используется уравнение Лагранжа II рода как наиболее общий и универсальный инструмент исследований.

Расчет пневматической катапульты проводился на прямоугольной регулярной расчетной сетке из $20 \times 20 \times 170$ ячеек соответственно, с пространственным шагом 5 мм. Расчеты проводились на ПЭВМ класса Pentium 4 с тактовой частотой процессора 2,2 ГГц. Требуемое машинное время для расчета одного рабочего цикла НПУ составило 36 ч.

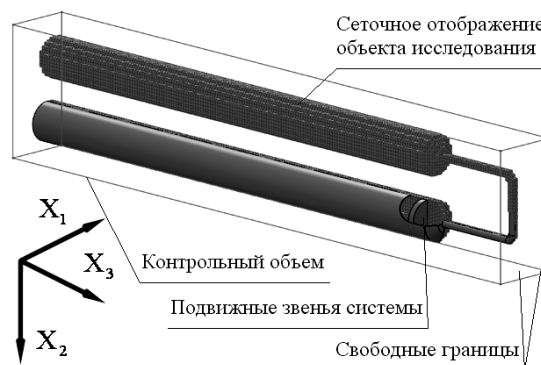


Рис. 2. Структура комплексно-сопряженной модели НПУ пневматического типа

Результаты численного моделирования

На рис. 3 – 5 представлены результаты численного эксперимента в виде временных срезов расчетной области. Фазы процесса характеризуются плоскими срезами мгновенных состояний пространственных физических полей в пневмосистеме. В центральной части отображены механические параметры подвижных элементов. Геометрический образ согласован с фазами работы исследуемых объектов.

Полученные результаты очевидным образом свидетельствуют о том, что квазистационарные представления о процессах в НПУ далеки от действительности. Существенное влияние на динамику старта оказывают распространяющиеся в пневмоцилиндре слабые волны разряжения-сжатия. С точки зрения инженерной практики интерес представляет циклограмма изменения давления по длине цилиндра, позволяющая оценить действующую на БЛА перегрузку и определить скорость движения БЛА по направляющей. Всего наблюдается два пика давления (рис. 4, см. график давления). Первый пик обусловлен подачей сжатого газа в рабочий цилиндр с образованием «жидкого сопла», в котором повышение субстанциональной скорости приводит к снижению давления расширения. Второй пик вызван появлением волны сжатия вследствие замедления движения поршня, что способствует росту давления

и новому ускорению подвижных частей.

Необходимо отметить, что подобные явления в фазе активного такта работы ИТМ не являются недостатком конкретного образца, но имманентно присущи всем НПУ пневматического типа. Более того, указанный результат получен на примере пневматической катапульты с глубоко не рядовыми в своем классе показателями эффективности (рис. 3, на котором в критериальном пространстве представлено развитие энергетического совершенства пневматических НПУ в зависимости от предельно допустимой стартовой перегрузки, где КЭС – критерий энергетического совершенства [5]). Сравнительно высокий уровень данного образца объясняется тем, что запуск относительно недорогого аппарата «Ремез-3У» требует уменьшения перегрузок при сходе аппарата и, тем самым, приводит к минимизации затратной функции с увеличением КПД катапульты. Вообще, наибольший КЭС имеют НПУ, сбалансированные по перегрузке и затратам. При-

мечательно, что в классе пневматических катапульт устоявшегося облика наблюдается линейная зависимость между КПД и перегрузками.

Таким образом, наибольшее давление в цилиндре возникает в точках, приближающихся к крайним положениям поршня. Тем самым обнаруживается несогласованность фаз волнового процесса ИТМ НПУ, для устранения которой, т.е. с целью «сглаживания» циклограммы давления, далее можно целенаправленно провести следующие проектные мероприятия.

Замечено, что после второго пика, падение давления происходит значительно менее интенсивно, поэтому временной разрыв между забросами давления должен быть минимизирован. Сокращение длины цилиндра и повышение кратности полиспада позволяет повысить число пиков давления до трех так, чтобы второй из них приходился на середину пути поршня, чем обеспечивается рост среднеинтегрального давления в пневмоцилиндре.

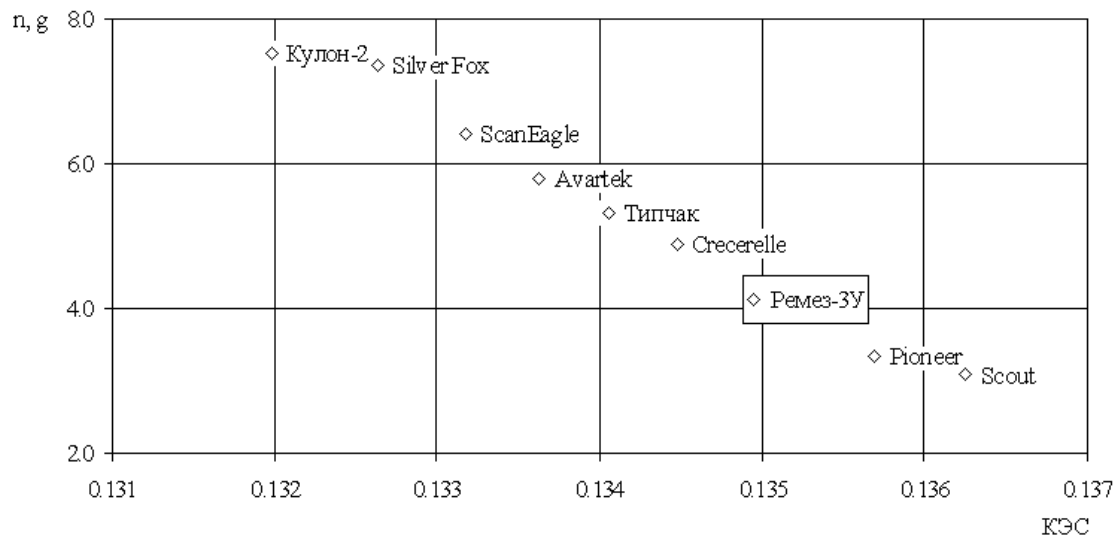


Рис. 3. КЭС пневматических катапульт

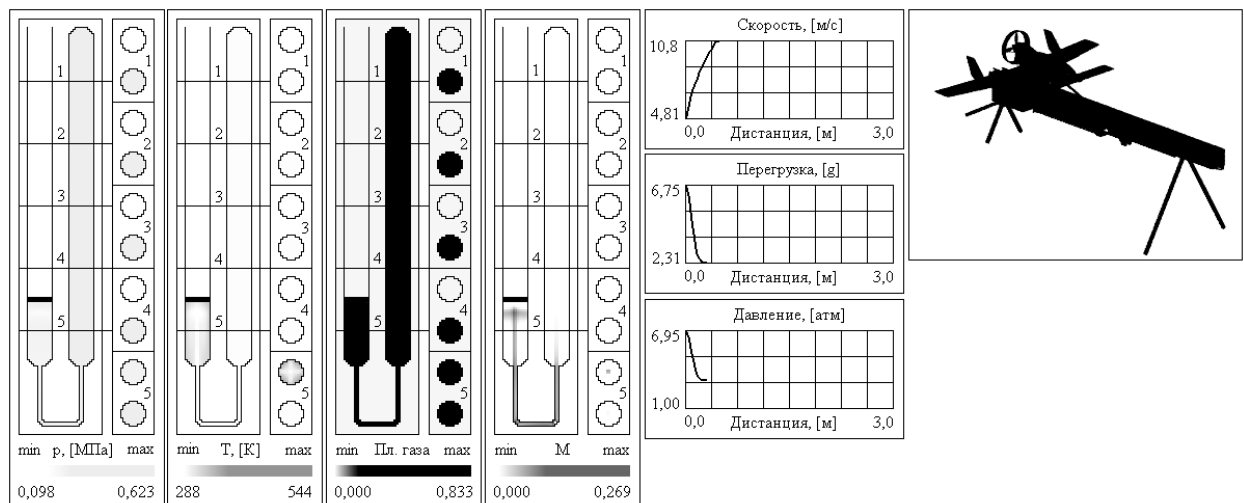


Рис. 4. Фаза подачи сжатого воздуха в рабочий цилиндр и страгивания БЛА

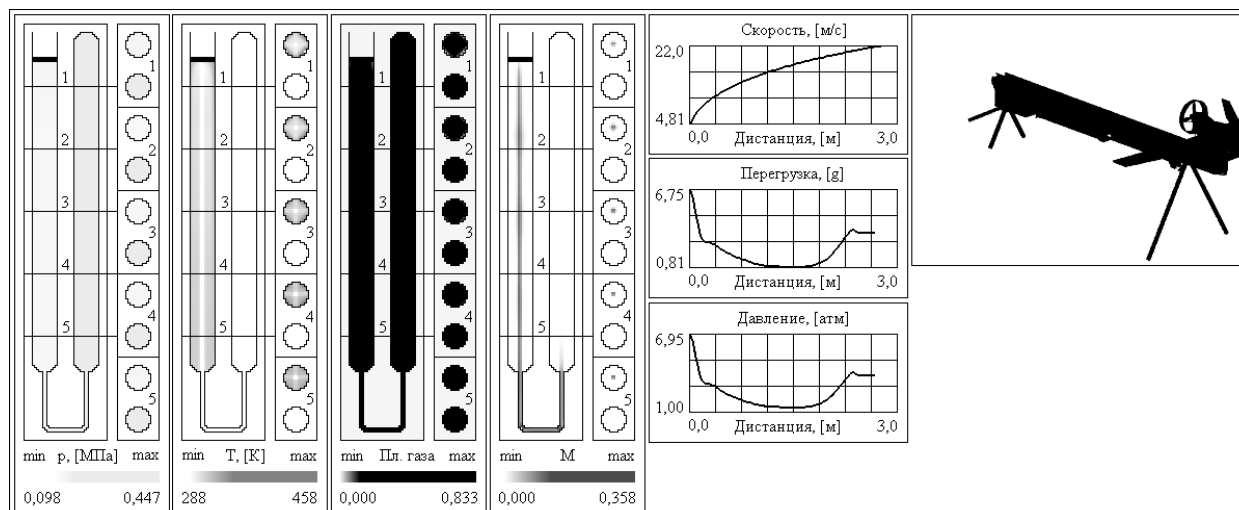


Рис. 5. Фаза наполнения цилиндра и схода БЛА с направляющей

Скорое замедление поршня (а значит и возникновение отраженной от него волны сжатия) после выпуска сжатого газа также имеет место при незначительном снижении давления в баллоне. Следовательно, существует оптимальный исходный уровень давления для конкретного конструктивного исполнения ИТМ и трансмиссии, позволяющий получить максимальное давление в цилиндре.

Изменение закона тягового усилия без варьирования геометрических и энергетических параметров расширительной машины возможно, например, за счет модификации трансмиссии путем внедрения вариатора копирного типа [4], аналогично применяемому на пневматической катапульте фирмой Boeing для запуска БЛА ScanEagle.

Таким образом, внедрение численных исследований позволяет отчетливо выявлять неиспользуемые резервы совершенствования объекта проектирования. В данном случае в качестве резерва может рассматриваться модернизация исходной полиспастной трансмиссии с постоянным передаточным отношением, т.е. не содержащей адаптивного к закону изменения усилия на штоке рабочего цилиндра кинематического звена, позволяющего обеспечить требуемые динамические характеристики движения стартовой тележки по направляющей катапульты. В частности, такого рода звеньями могут выступить вариаторы копирного типа [6].

Здесь следует подчеркнуть, что разработка пневмокатапульти с адаптивными трансмиссиями вне использования технологий опережающего численного эксперимента на основе комплексно-сопряженных моделей рабочего процесса в современных условиях представляется малопродуктивным занятием ввиду сложности и затратности опытной доводки объекта проектирования.

Заключение

Волновые факторы оказывают существенное влияние на протекание рабочих процессов в наземных пусковых устройствах. Высокие субстанциональные скорости внутри рабочего цилиндра пневматической катапульты снижают ее эффективность за счет снижения давления при истечении расширяющейся в жидком сопле струи нагнетаемого из баллона рабочего тела.

Такого рода спецификой рабочего процесса обуславливается необходимость применения современных методов проектирования, включающих в себя опережающие численные исследования на основе полностью замкнутых комплексно-сопряженных газодинамических и механических моделей рабочих процессов, так как общепринятые в инженерной практике квазистационарные методики расчета подобных устройств представляются не вполне адекватными физике.

Предложенная технология опережающих численных исследований рабочего процесса в пневматической катапульте ориентирована на использование ПЭВМ ординарного класса и позволяет получить существенно уточненное представление о термодинамических и механических факторах рабочих процессов, что обеспечивает радикальное повышение качества проектирования.

Повышение эффективности наземного пускового устройства с расширительной импульсной тепловой машиной на основе опережающих численных исследований может осуществляться за счет настройки характеристик пневмопривода, влияющих на колебательные явления, а также включения в состав полиспастной трансмиссии вариаторов копирного типа.

Литература

1. Авилов И.С. Критериальные оценки энергетического совершенства пусковых устройств легких беспилотных летательных аппаратов / И.С. Авилов, А.В. Амброжевич, В.А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 2 (38). – С. 15-19.

2. Авилов И.С. Комплексно-сопряженная модель инерционного стартового устройства легкого беспилотного летательного аппарата / И.С. Авилов, А.В. Амброжевич, В.А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 2 (49). – С. 5-8.

3. Амброжевич А.В. Комплексная траекторная модель летательного аппарата / А.В. Амброжевич,

В.А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 5 (52). – С. 40-44.

4. Сведения о НПУ для БЛА «Scan Eagle» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.boeing.com/defense-space/military/scan-eagle/index.html>.

5. Серeda В.О. Метод формування вигляду наземних пускових пристроїв безпілотних літальних апаратів: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.07.06 / Серeda Владислав Олександрович; Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського: Х. – 2009. – 20 с.

6. Серeda В.А. Классификация законов распределения тягового усилия наземных пусковых устройств беспилотных летательных аппаратов / В.А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 4 (71). – С. 63-66.

Поступила в редакцию 20.09.2010

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

КОМПЛЕКСНО-СПРЯЖЕНА МОДЕЛЬ ПНЕВМАТИЧНОГО НАЗЕМНОГО ПУСКОВОГО ПРИСТРОЮ ЛЕГКОГО БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

І.С. Авілов, М.В. Амброжевич, В.О. Серeda

З метою інтенсифікації початкових етапів проектування наземних пускових пристроїв (НПП) легких безпілотних літальних апаратів (БЛА) запропоновано модель та метод розрахунку основних термогазодинамічних й механічних характеристик пневматичного НПП. Результати чисельних досліджень наведено у вигляді часових зрізів 3D-розрахункової області. Відзначено переважний вплив хвильових факторів на роботу НПП. Зроблено висновок про можливість вдосконалення робочого процесу пневматичної катапульти шляхом використання пристрою, який змінює закон тягового зусилля.

Ключові слова: пусковий пристрій, безпілотний літальний апарат, пневмопривід, комплексно-спряжена модель, чисельні методи.

COMPLEX-CONNECTED MODEL OF PNEUMATIC GROUND LAUNCHING DEVICE OF THE LIGHT UNMANNED AERIAL VEHICLE

I.S. Avilov, M.V. Ambrozhevitch, V.O. Sereda

With the purpose of an intensification of the initial stages of designing of ground launching device (GLD) of light unmanned aerial vehicle (UAV) the model and a method of calculation of the basic thermo-gas-dynamic and mechanical characteristics pneumatic GLD are offered. Results of numerical researches are resulted as time cuts of 3D-settlement area. Prevailing influence of wave factors on work GLD is marked. The conclusion about an opportunity of improvement of working process of a pneumatic catapult is made by use of the device changing the law of traction effort.

Key words: launching device, unmanned aerial vehicle, air-powered drive, complex-connected models, numerical methods.

Авилов Игорь Сергеевич – директор, главный конструктор ООО «Научно-промышленные системы» КБ «Взлет», Харьков, Украина, e-mail: Kbvzlet@mail.ru.

Амброжевич Майя Владимировна – канд. техн. наук, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Серeda Владислав Александрович – канд. техн. наук, вед. инженер кафедры ракетных двигателей факультета ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sereda_vlad@ukr.net.

УДК 620.178.3

А.О. БАЖАНОВА

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

НАПРЯЖЕННОЕ И ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЯ ПОДКРЕПЛЕННЫХ ПЛАСТИН (ОБЗОР ВЫПОЛНЕННЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ)

Проведен обзор выполненных исследований, имеющий своей целью выявление нерешенных вопросов прочности и жесткости, относящихся к особым условиям работы подкрепленных пластин с учетом упругопластического деформирования; взаимодействия дискретно соединенных между собой пластины и подкрепляющих элементов; особенностей деформирования тонкостенных подкрепляющих элементов. В результате анализа сформулировано направление дальнейших исследований напряженного и деформированного состояний системы с возможностью рационального проектирования.

Ключевые слова: подкрепленная пластинка, подкрепляющие элементы, напряженное и деформированное состояния

Одним из наиболее распространенных элементов машиностроительных, строительных и особенно аэрокосмических конструкций является прямоугольная пластина, выполняющая защитные или несущие функции. В качестве нагрузки могут быть продольные (в плоскости пластины) или поперечные (перпендикулярные плоскости пластины) сосредоточенные или распределенные силы, статические или зависящие от времени. Подкрепляющие элементы по плоскости пластины могут быть распределены по разному: регулярный набор по всей площади, нерегулярный набор по площади, а также по контуру. Они могут быть скреплены с пластиной непрерывно (сварка, пайка, склеивание) или дискретно (клепка, болтовое соединение, точечная сварка). Ребра жесткости могут быть массивными или выполненными из тонкостенных профилей с различными соотношениями жесткостных характеристик ребра и пластины.

В последние годы в аэрокосмической отрасли получило распространение использование в качестве силовых элементов монолитных панелей, основной задачей которых является обеспечение прочности. Вместе с этим довольно часто возникает вопрос создания не только прочных, но и жестких конструкций (например, опалубки при изготовлении каркасных зданий).

К особенностям этих пластин можно отнести: неравномерная по площади поперечная распределенная нагрузка с наличием гармонической составляющей; основным несущим элементом конструкции является не пластина, а силовой набор; силовой набор выполняется, как правило, из тонкостенного профиля; используется дискретное крепление подкрепляющих элементов к пластине; работу подкрепленной пластины в со-

ставе деформируемой конструкции (неклассические граничные условия); возможность упругопластического деформирования в локальных зонах; способность обеспечить прочность при больших деформациях. Перечисленные особенности определяют актуальность предлагаемого исследования.

В данной работе выполнен обзор полученных ранее результатов, имеющий своей целью выявление нерешенных вопросов, относящихся к расчету на прочность и жесткость подкрепленных пластин с указанными выше особенностями, которые актуальны и могут стать предметом уточнения или решения, и направлением для дальнейших исследований.

При выполнении анализа результатов особое внимание обращалось на: форму пластины; распределение подкрепляющих элементов по пластине; форму подкрепляющих элементов; нагрузку; влияние соотношений жесткостей пластины и подкрепляющих элементов; способ соединения подкрепляющих элементов с пластиной (сплошное или дискретное); влияние жесткостей соединительных элементов; физический закон деформирования материала; методы решения.

Значительное число работ рассматривают один из двух, приведенных ниже вариантов нагрузки:

- продольные (в плоскости пластины) [1 – 5 и др.] – например, в статье [1] изучается передача продольных усилий к прямоугольной пластинке упругим стержнем, воспринимающим изгибающие моменты в плоскости наибольшей жесткости;

- поперечные (перпендикулярные плоскости пластины) [6 – 10 и др.] – например, в работах [6, 7] рассматривалась проблема несущей способности пластин с ребрами при распределенной поперечной нагрузке.

Гораздо меньшее число работ посвящено исследованию локальных динамических нагрузок, несмотря на актуальность проблемы. В статье [11] рассматривается прогиб пластины, подкрепленной ребром, под действием сосредоточенного импульса, приложенного к ребру. В работе [12] решена динамическая контактная задача для стрингера, подкрепляющего невесомую полубесконечную пластинку. К торцу стрингера внезапно приложена постоянная сосредоточенная сила. В статье [13] исследуется поведение тонкой прямоугольной ортотропной шарнирно-опертой пластинки под действием сосредоточенной силы, точка приложения которой совершает возвратно-поступательные движения по поверхности пластинки вдоль отрезка прямой параллельно одной из сторон.

В работах, посвященных ребристым пластинкам, рассматривались такие виды подкрепления: по контуру [18,20]; краям пластины [1, 22, 23, 24]; однонаправленное [6, 11, 19, 25-31]; сетчатое [10, 32, 33]; центровое [2, 9]; симметрично срединной плоскости [8, 34, 35].

Большой интерес представляет исследование формы подкрепляющих элементов. Так, например, в работе [38] подкрепляющие элементы представлены накладками с прямоугольным сечением. В статьях [5, 8] исследуются тонкие ребра, а в работе [39] – массивные.

Большое значение имеет влияние соотношений жесткостей пластины и подкрепляющих элементов. Например, в работе [14] рассматривается чередование жестких и слабых ребер. В статье [15] исследуется крутильная жесткость ребер. В работе [17] изучается влияние жесткости шпангоутов. Рассмотрены напряженно-деформируемое состояние, устойчивость при радиальном и осевом сжатии, частоты свободных колебаний для оболочек со шпангоутами различной жесткости: от абсолютно жестких до абсолютно податливых. Определение предельных жесткостей связано с весом (материалоемкостью) конструкции, что особенно важно для оболочек летательных аппаратов. В статье [18] изучается влияние жесткости опорных ребер на нелинейные колебания плоских квадратных панелей.

Тип соединения ребра с пластинкой играет существенную роль в формировании напряженного и деформированного состояний подкрепленных пластин и нашел отражение в некоторых исследованиях. В основной массе рассмотренных работ предполагается непосредственное соединение подкрепляющего элемента с пластиной. Т.е. считается, что соединяющие элементы или слой не влияют на общую картину усилий и деформаций. Хотя их влияние может иметь существенное значение при расчете отдельных конструкций.

Например, в статье [19] рассмотрено влияние клеевой прослойки на собственные частоты подкрепленной однонаправленными ребрами свободно опертой прямоугольной пластинки. Задача решалась при условии, что ширина областей контакта стрингеров с пластиной мала, и их можно заменить линиями, по которым осуществляются нормальная и тангенциальная, в направлении осей стрингеров, связи.

Клеевое соединение рассматривалось и в работе [3]. Здесь исследовали проблему о передаче нагрузки от ребер жесткости к оболочке при наличии склеивающего слоя постоянной толщины. Задача сводится к интегральному уравнению Фредгольма второго рода при условии, что склеивающий слой работает только на сдвиг.

Кроме этого рассматривались варианты соединений:

- пайка [20] – решена задача для бесконечной изотропной полосы, защемленной вдоль кромки, свободная кромка спаяна с упругодеформированным, т.е. предварительно напряженным ребром, на конечном участке которого распределена нагрузка, приводящая к крутильным моментам и поперечным силам;

- жесткие дискретные связи [2] – решена задача для изотропных прямоугольных пластин, соединенных жесткими дискретными связями с ребрами жесткости, подверженными действию продольных усилий, приложенных к свободным торцам. Для решения использовался релаксационный метод конечных элементов (РМКЭ). В работе анализируется влияние расположения жестких дискретных связей на равномерность их нагружения;

- клепка [4, 9] – в работе [4] исследована бесконечная пластинка, подкрепленная бесконечным стержнем, соединенным с пластинкой периодической системой заклепок, которые имитируются жесткими круглыми включениями, связанными с телом пластинки лишь по нормали к поверхности их контакта. Задача решается без передачи моментных нагрузок через включения. В статье [9] рассматривается бесконечная упругая изотропная пластинка, подкрепленная стрингером, который представлен идеально упругим стержнем, лишенным изгибной жесткости. Заклепки схематизированы как упругие круговые включения из того же материала, что и пластинка, вставленные в круговые отверстия в соединяемых деталях и связанные с ними по контуру контакта, а смещение центра отверстия в пластинке под действием центральной силы определяется как полусумма смещений точек контура отверстия, лежащих на пересечении с линией действия силы. Таким образом, решается задача взаимных смещений соединяемых деталей.

– болтовые соединения [21] – исследуется влияние конструктивных параметров на характеристики контактного взаимодействия элементов срезовых болтовых соединений.

Следует отметить также влияние жесткостей соединительных элементов на распределение усилий в подкрепленной конструкции. Например, в статье [3] рассматривается влияние склеивающего слоя на передачу нагрузки от ребра жесткости к анизотропной оболочке. В работе [9] изучается влияние жесткости заклепок на деформационно-силовую характеристику пластинки, подкрепленной стрингером. В статье [36] исследуется влияние величин жесткостей болтовых и заклепочных соединений на распределение и величины усилий, передаваемых крепежными элементами.

Теоретические исследования ребристых пластин чаще всего выполняются с использованием для описания напряженно-деформированного состояния теорий, основанных на гипотезах Кирхгофа-Лява для тонких пластин и Кирхгофа-Клебша для тонких стержней. В некоторых работах используется теория Тимошенко, например, в статье [40].

Для изучения подкрепленных пластин применяют и энергетический метод. При его использовании реализуют два способа. Согласно первому, перемещения находятся в виде двойных тригонометрических рядов, и задача сводится к решению бесконечных систем линейных алгебраических уравнений общего вида [2, 10, 32]. Достоверный учет дискретного размещения ребер связан с необходимостью решения громоздких систем уравнений и ограничивается объемом памяти ЭВМ и ее быстродействием. Второй основан на предположении о том, что при определении динамических характеристик ребристых пластинок в некоторых случаях можно ограничиться одночленной аппроксимацией перемещений.

Учет ребер, подкрепляющих пластину, осуществляется с использованием двух методов. Первый метод основан на замене рассматриваемой ребристой пластинки эквивалентной ей гладкой пластинкой (конструктивно-ортотропная модель) [30]. Такой подход эффективен только, если однонаправленные ребра размещены на равных расстояниях и имеют одинаковые жесткостные характеристики.

Второй основан на учете дискретного размещения ребер, что позволяет изучить особенности поведения подкрепленных пластинок, недоступные для рассмотрения при использовании первого подхода. Почти во всех работах с учетом дискретного размещения ребер предполагается, что контакт ребра и пластинки осуществляется вдоль линии, хотя ребро имеет конечную ширину, что может повлиять на характер усилий в пластинке вблизи ребер.

В последние годы для исследования ребристых пластинок широко используют численные методы, которые позволяют получать достаточно точные численные решения более широкого круга задач.

Таким образом, анализ работ позволяет сделать выводы:

– использованные формулировки задач о напряженном и деформированном состоянии подкрепленных пластин и способы их реализации не позволяют учесть особенности, сформулированные в начале статьи;

– выполненные другими авторами исследования по объему и полноте рассмотренных факторов не предоставляют возможностей говорить о проектировании рациональных конструкций подкрепленных пластин.

В качестве дальнейшего развития исследований в рассматриваемом направлении необходимо сформулировать механико-математическую модель напряженно-деформируемого состояния подкрепленных пластин с учетом таких особенностей, как: неравномерная по площади поперечная распределенная нагрузка с наличием гармонической составляющей; реальное распределение несущей способности подкрепленной пластиной и силовым набором; возможности рассмотрения деформирования тонкостенного силового набора; использования дискретного крепления подкрепляющих элементов к пластине; работу подкрепленной пластины в составе деформируемой конструкции (неклассические граничные условия); возможность упругопластического деформирования в локальных зонах; способность обеспечить прочность при больших деформациях; вычислительных методов, позволяющих выполнить исследование влияния основных параметров системы с целью проектирования рациональных конструкций.

Литература

1. Бабурченков М.Ф. Контактное взаимодействие прямоугольной пластины с асимметрично подкрепляющими стержнями / М.Ф. Бабурченков // Прикладная механика. – 1979. – Т. 15, № 8. – С. 74-79.
2. Барановский В.В. О напряженно-деформированном состоянии прямоугольных пластин, соединенных дискретными связями с ребрами жесткости / В.В. Барановский // Прикладная механика. – 1993. – Т. 29, № 7. – С. 68-73.
3. Максименко В.Н. Передача нагрузки от ребра жесткости к анизотропной оболочке в случае наличия между ними склеивающего слоя / В.В. Максименко, Л.А. Фильштинский // Прикладная механика. – 1978. – Т. 14, № 8. – С. 64-69.
4. Образцов И.Ф. О дискретном взаимодействии пластины и стержня / И.Ф. Образцов, Л.С. Ры-

баков, И.В. Лукашина // Прикладная механика. – 1979. – Т. 15, № 11. – С. 82-87.

5. Фиалко С.Ю. Несущая способность тонких прямоугольных пластин с высокими ребрами / С.Ю. Фиалко // Прикладная механика. – 1993. – Т. 29, № 7. – С. 56-59.

6. Белубекян Э.В. Расчет оптимальной ребристой пластинки из композиционного материала с учетом поперечных сдвигов / Э.В. Белубекян, А.В. Дарбикян // Известия Академии Наук Армянской ССР. – 1987. – №4. – С. 7-14.

7. Дехтярь А.С. О несущей способности жесткопластических пластин, подкрепленных ребрами / А.С. Дехтярь // Прикладная механика. – 1993. – Т. 29, №4. – С. 70-73.

8. Лобода В.В. Асимптотическое исследование напряженного состояния плиты, подкрепленной ребрами жесткости / В.В. Лобода // Прикладная механика. – 1980. – Т. 9, № 4. – С. 125-129.

9. Павелко В.П. О распределении усилий в заклепочном соединении стрингера и пластинки / В.П. Павелко // Прикладная механика. – 1980. – Т. 9, № 5. – С. 128-131.

10. Пиеничников Г.И. Поперечный изгиб прямоугольных ребристых пластинок / Г.И. Пиеничников, А. Яздурдыев // Прикладная механика. – 1991. – Т. 27, №12. – С. 51-56.

11. Дмитриева Л.М. Пластинки и оболочки, подкрепленные ребрами жесткости, под действием локальных динамических нагрузок / Л.М. Дмитриева // Исследования по теор. пластин и оболочек, Изд-во Казанского ун-та, Казань. – 1976. – №12. – С. 172-187.

12. Маневич Л.И. Динамическая контактная задача для стрингера, подкрепляющего невесомую полубесконечную пластинку / Л.И. Маневич, А.В. Павленко // Гидроаэродинамика и теория упругости. – 1973. – Вып. 16. – С. 29-35.

13. Дмитриева Л.М. Динамика тонких прямоугольных ортотропных пластин при сосредоточенных подвижных нагрузках / Л.М. Дмитриева // Исслед. по теор. пластин и оболочек, Изд-во Казанского ун-та, Казань. – 1973. – № 10. – С. 340-345.

14. Андрианов И.В. О решении задач равновесия пластин с чередующимися ребрами / И.В. Андрианов, М.А. Зарубинская, Ю.А. Киричек // Прикладная механика. – 2001. – Т. 32, № 3. – С. 57-61.

15. Андрианов И.В. Об учете крутильной жесткости ребер для подкрепленных конструкций / И.В. Андрианов, Е.Г. Холод, В.К. Селянский // Прикладная механика. – 1996. – Т. 32, № 3. – С. 57-61.

16. Андрианов И.В. Прохождение изгибной волны сквозь неоднородность в абсолютно жестком ребре, подкрепляющем упругую пластину / И.В. Андрианов, Б.П. Белинский // Исслед. по теор. пластин и оболочек, Изд-во Казанского ун-та, Казань. – 1992. – № 24. – С. 124-131.

17. Антоненко Э.В. Критерии жесткости шпангоутов в теории оболочек / Э.В. Антоненко // Исслед. по теор. пластин и оболочек, Изд-во Казанского ун-та, Казань. – 1992. – №25. – С. 47-53.

18. Климанов В.И. Нелинейные собственные колебания плоских и цилиндрических панелей, скрепленных с опорными ребрами / В.И. Климанов, А.А. Логвинская // Прикладная механика. – 1977. – Т. 13, № 1. – С. 86-90.

19. Дмитриева Л.М. К вопросу о колебаниях прямоугольной пластинки с приклеенными ребрами жесткости / Л.М. Дмитриева // Исслед. по теор. пластин и оболочек, Изд-во Казанского ун-та, Казань. – 1978. – №13. – С. 175-178.

20. Галаси А.А. К расчету на изгиб защемленной бесконечной полосы с предварительно напряженным ребром жесткости вдоль кромки / А.А. Галаси, В.А. Ливдар // Прикладная механика. – 1972. – Т. 9, №3. – С. 126-130.

21. Исследование влияния конструктивных параметров на характеристики контактного взаимодействия элементов срезных болтовых соединений / В.И. Рябков, А.Г. Гребенников, В.Н. Клименко, А.Ю. Ефремов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2000. – №2. – С. 12-15.

22. Бирюкова М.В. Исследование локального изгиба ребра, подкрепляющего край пластины / М.В. Бирюкова, В.Н. Гринченко, В.П. Ольшанский // Прикладная механика. – 1991. – Т. 27, №7. – С. 28-33.

23. Бутакова Л.Г. Закритическая деформация прямоугольных ортотропных пластин, подкрепленных по боковым сторонам ребрами / Л.Г. Бутакова // Прикладная механика. – 1971. – Т. 12, №7. – С. 77-82.

24. Халикова Т.М. Об устойчивости несимметрично подкрепленной пластины, лежащей на линейно-деформированном основании / Т.М. Халикова // Известия АН Таджикской ССР. – 1986. – №3. – С. 100-104.

25. Андрианов И.В. О предельных случаях в теории ребристых пластин / И.В. Андрианов, А.В. Ермолинский, В.П. Седин // Прикладная механика. – 1991. – Т. 27, №7. – С. 120-125.

26. Ганиев В.С. Устойчивость пластинок, подкрепленных ребрами, при нелинейном законе упругости / В.С. Ганиев // Исслед. по теор. пластин и оболочек. – 1966. – Сб. IV. – С. 299-309.

27. Жигалко Ю.П. К вопросу о колебаниях упругих систем с дискретными включениями / Ю.П. Жигалко // Исслед. по теор. пластин и оболочек, изд-во Казанского ун-та, Казань. – 1976. – № 12. – С. 221-230.

28. Жигалко Ю.П. Вынужденные колебания пластин и оболочек при локальных нагрузках, передаваемых через ребра жесткости / Ю.П. Жигалко // Исслед. по теор. пластин и оболочек, изд-во Казанского ун-та, Казань. – 1985. – № 18. – С. 96-116.

29. Жигалко Ю.П. Динамика ребристых пластин и оболочек / Ю.П. Жигалко, Л.М. Дмитриева // Исслед. по теор. пластин и оболочек, изд-во Казанского ун-та, Казань. – 1978. – № 13. – С. 3-30.

30. Лесничая В.А. Асимптотическое исследование колебаний пластин, подкрепленных ребрами жесткости / В.А. Лесничая, Л.И. Маневич // Прикладная механика. – 1980. – Т. 16, № 7. – С. 67-72.

31. Пожуев А.В. Динамика ребристой пластины на упругом слое при действии подвижной нагрузки / А.В. Пожуев, И.П. Полякова // Прикладная механика. – 1998. – Т.34, №4. – С. 75-80.

32. Довганич М.И. Собственные колебания ребристых прямоугольных пластин / М.И. Довганич // Прикладная механика. – 1987. – Т.23, №1. – С. 75-80.

33. Попов О.Н. Расчет физически нелинейных конструктивно-ортоотропных гибких пластин и пологих оболочек с опорными ребрами при статическом и импульсном нагружении / О.Н. Попов, В.Н. Завьялов // Исслед. по теор. пластин и оболочек, Изд-во Казанского ун-та, Казань. – 1992. – № 25. – С. 86-92.

34. Андрианов И.В. Колебания ребристых пластинок на упругом основании / И.В. Андрианов, И.С. Буланова, В.Л. Седин // Прикладная механика. – 1999. – Т.35, №1. – С. 69-73.

35. Артюхин Ю.П. Контактная задача о взаимодействии ребра с прямоугольной пластиной и цилиндрической оболочкой / Ю.П. Артюхин, С.Н. Карасев, С.В. Митина // В сб. Поволжского научно-технич. совещания, Саратов. – 1975. – С. 75-82.

36. Применение метода определения долговечности по локальному напряженно-деформирован-

ному состоянию к расчету панельных конструкций / П.А. Фомичев, И.Ю. Трубочанин, П.А. Дыбский, В.В. Шпак, Д.А. Пинчук, О.И. Тыщевский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2001. – №3. – С. 17-23.

37. Артюхин Ю.П. Контактная задача для длинной плиты с прямоугольными поперечными опорами / Ю.П. Артюхин, С.М. Каримов // Исслед. по теор. пластин и оболочек, Изд-во Казанского ун-та, Казань. – 1985. – № 19. – С. 36-46.

38. Жигалко Ю.П. Аналитические решения задач о колебаниях упругих пластин и оболочек с подкреплениями типа накладок / Ю.П. Жигалко, М.М. Торопова // Изв. вузов. Матем. – 1998. – № 9. – С. 47-54.

39. Savula Y.H. To Analysis of shells reinforced by massive stiffening ribs / Y.H. Savula, K. Jarmai, I.S. Mukha // Прикладная механика. – 2008. – Т. 44, № 11. – С. 132-142.

40. Луговой П.З. Уточненная модель дискретно подкрепленных пластин и оболочек при нестационарных нагрузках / П.З. Луговой, В.Ф. Мейш // Исслед. по теор. пластин и оболочек, Изд-во Казанского ун-та, Казань. – 1992. – № 25. – С. 14-20.

Поступила в редакцию 29.06.2010

Рецензент: д-р физ.мат. наук, доцент каф. «Теоретическая механика и машиноведение» В.А. Меньшиков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

НАПРУЖЕНИЙ ТА ДЕФОРМОВАНИЙ СТАНИ ПІДКРІПЛЕНИХ ПЛАСТИН (ОГЛЯД ВИКОНАНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ)

А.О. Бажанова

Огляд виконаних досліджень, що має своєю метою виявлення невирішених питань міцності і жорсткості, що відносяться до особливих умов роботи підкріплених пластин з урахуванням пружнопластичного деформування; взаємодії дискретно з'єднаних між собою пластини і підкріплюючих елементів; особливостей деформування тонкостінних підкріплюючих елементів. У результаті аналізу сформульовано напрям подальших досліджень напруженого і деформованого станів системи з можливістю раціонального проектування.

Ключові слова: підкріплена плівка, підкріплюючі елементи, напружений та деформований стани.

STRESS AND STRAIN STATES OF REINFORCED PLATES (A SURVEY CARRIED OUT BY RESEARCH)

A.O. Bazhanova

Review of completed research that aims to identify the outstanding issues of strength and stiffness related to the specific conditions of the stiffened plate taking into account the elastoplastic deformation, the interaction of discrete interconnected plates and reinforcing elements, features of the deformation of thin supporting elements. The analysis set forth the direction of further studies of stress and strain states of the system with the possibility of rational design.

Key words: stiffened plate, reinforcing elements, the stress and strain states.

Бажанова Анастасия Олеговна – аспирант каф. «Теоретическая механика и машиноведение», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 629.78.048.7-716

П.Г. ГАКАЛ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ФИЗИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОГИДРАВЛИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ
В СИСТЕМАХ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Предложен подход к физическому моделированию теплогидравлических процессов в системе терморегулирования космических аппаратов. Подход позволит моделировать процессы на экспериментальных установках, для которых в силу разветвленности, многоэлементности, особенностей протекания рабочих процессов затруднительно, а иногда и невозможно выдержать подобие прототипу. Подход включает несколько этапов: ранжирование процессов, явлений, элементов оборудования, проектирование экспериментальной установки с учетом результатов ранжирования, экспериментальные исследования, оценка адекватности математической модели, применение математической модели для анализа теплогидравлических процессов в прототипе. Применение подхода проиллюстрировано на примере решения задачи оценки работоспособности системы терморегулирования космического аппарата на базе двухфазного контура теплопереноса, расширения базы замыкающих соотношений по теплогидравлическим процессам и явлениям в условиях микрогравитации..

Ключевые слова: физическое моделирование, теплогидравлический процесс, система терморегулирования космических аппаратов, двухфазный контур теплопереноса.

1. Постановка задачи

Наряду с математическим моделированием, для успешной реализации всех задач, возникающих на различных этапах жизненного цикла сложных систем, к которым относятся и системы терморегулирования космических аппаратов (СТР КА), необходимо проводить и физическое моделирование процессов в системе. Физическое моделирование проводят на экспериментальных установках (моделях), которые в общем случае проектируют с учетом требований подобия модели натурному объекту (прототипу). Прямое физическое моделирование для сравнительно простых систем оправдывает себя, так как приходится оперировать ограниченным числом критериев подобия, достаточно легко выдерживать условие геометрического подобия модели и прототипа. Однако в сложных системах и процессах образуется большой набор критериев подобия, которые одновременно не совместимы и, следовательно, не могут быть реализованы. Кроме того, достаточно часто для сложных систем трудно выдержать даже геометрическое подобие.

В связи с трудностью, а иногда и невозможностью выдержать подобие модели прототипу разрабатываются специальные подходы к физическому моделированию. Большинство из подходов используются для анализа аварийных и переходных режимов работы ЯЭУ и достаточно полно описаны в работах [3, 4]. Однако, несмотря на широкое распространение, эти подходы также не позволяют выдер-

жать подобие модели прототипу в строгой постановке. Кроме того, принципиальным недостатком предложенных подходов является то, что в них отсутствуют четкие требования к экспериментальной модели, которые учитывали бы ее неполное подобие прототипу, но в тоже время позволяли бы использовать полученные результаты при анализе различных процессов в прототипе.

Поэтому, необходим подход к физическому моделированию, который включал бы требования, выполнение которых позволило бы создавать экспериментальные установки для исследования теплогидравлических процессов в СТР КА, с достаточной степенью обоснованности переносимые на прототип в условиях неполного подобия.

**2. Подход к физическому моделированию
теплогидравлических процессов
в СТР КА**

При формировании подхода учитывались следующие требования:

1. Так как выдержать подобие для всех процессов и явлений, реализующихся в системе невозможно, то необходимо выбрать только те процессы и явления, выдерживание подобия для которых наиболее важно для решаемой задачи.

2. При проектировании экспериментальной установки необходимо учитывать неравнозначность влияния процессов, явлений, элементов оборудования на результат решения задачи.

3. Перенос результатов моделирования с экспериментальной установки на прототип необходимо проводить по схеме: экспериментальная установка → математическая модель → прототип.

4. При переносе необходимо учитывать влияние погрешностей и неопределенностей входных данных, факторов модели на результат моделирования и учитывать это влияние при сравнении расчетных и экспериментальных результатов.

Подход к физическому моделированию тепло-гидравлических процессов в СТР КА, в котором учтены, перечисленные выше требования, включает следующие этапы.

Этап 1. Ранжирование процессов, явлений и элементов оборудования СТР КА по степени их влияния на цель эксперимента.

Ранжирование позволяет определить только наиболее значимые явления, процессы, подсистемы элементы оборудования системы, для которых и выдерживается их подобие прототипу. Ранжирование проводим по методике Т. Саати [5], которая позволяет минимизировать влияние субъективного фактора при нечеткой исходной информации. В процессе ранжирования формируем иерархическую структуру физического моделирования, состоящую из следующих уровней:

1-й уровень – цель эксперимента;

2-й уровень – подсистемы и элементы системы;

3-й уровень – процессы и явления, реализующиеся в подсистемах и элементах СТР КА.

Далее строим матрицу парных сравнений и на ее базе проводим ранжирование элементов оборудования и подсистем СТР КА по степени их значимости и влияния на достижение цели эксперимента. Затем отдельно для каждого элемента оборудования или подсистемы строим матрицы парных сравнений и ранжируем процессы и явления, перечисленные на 3-м уровне иерархической структуры опять же по степени их влияния на процесс достижения цели эксперимента. В результате значимость i -го явления или процесса с учетом поставленной цели и значимости подсистем и элементов определяется «весом»,

рассчитываемым по формуле $w_i = \sum_{j=1}^{N_{el}} w_j w_{ji}$. Здесь:

w_j – «вес» j -го элемента оборудования или подсистемы; w_{ji} – «вес» i -го явления или процесса в j -м элементе или подсистеме; N_{el} – количество элементов или подсистем.

Этап 2. Проектирование экспериментальных установок, планирование и проведение экспериментов. Выдерживаем подобие модели и прототипа только для явлений, процессов и элементов, имеющих наибольший «вес». В процессе проектирования:

1) выдерживаем структурно-функциональное подобие модели и прототипа, то есть элементы установки объединены теми же гидравлическими, тепловыми связями, а также связями управления, что и в прототипе;

2) в экспериментальной установке выдерживаем тепловые, гидравлические характеристики элементов прототипа. Гидросопротивление сети в модели должны быть такими же, как и в прототипе, правильно учитываться влияние массовых сил;

3) постоянные времени, определяющие числа подобия выдерживаем только для процессов, явлений и элементов, имеющих наибольший «вес»;

4) если конструктивно элемент оборудования модели отличается от элемента прототипа, то тепловую инерционность следует воспроизводить, задавая различные законы управления системой теплоподвода или теплоотвода;

5) в элементах с теплоподводом/теплоотводом выдерживаем объемно-мощностной масштаб;

6) в характерных сечениях экспериментальной установки и прототипа термодинамические и гидравлические параметры идентичны.

Этап 3. Параметрическая идентификация и оценка адекватности математической модели по результатам экспериментальных исследований. Задача разбивается на ряд частных задач:

1) анализ чувствительности отклика модели к погрешности и неопределенности параметров модели;

2) определение значений входных параметров, наиболее существенно влияющих на отклик модели, минимизирующих расхождение между расчетом и экспериментом (параметрическая идентификация);

3) количественная и качественная оценка адекватности;

4) выработка рекомендаций по моделированию прототипа (образца).

Этап 4. Численное исследование рассматриваемого режима работы для условий СТР КА и оценка величины неопределенности, полученного результата. На результат моделирования оказывают влияние неопределенности факторов и параметров модели, которые в общем случае носят случайный характер. Поэтому, задача оценки неопределенности расчленяется на ряд частных задач.

1) анализ чувствительности результатов расчета (отклика модели) к неопределенности входных параметров модели. Цель этапа – поиск входных параметров, наиболее сильно влияющих на отклик;

2) формирование поверхности отклика. Поверхность отклика – это функциональная зависимость отклика модели от входных параметров. Поверхность отклика необходима для ускорения расчетов;

3) используя генератор случайных чисел, например, стандартный численный метод Монте-Карло, формировать наборы параметров, подставлять их в поверхность отклика и получать отклик (результат моделирования) с коридором неопределенности. Рассматриваем только те факторы и параметры, которые наиболее сильно влияют на отклик;

4) исходя из полученного результата, сделать заключение о неопределенности моделирования и о факторах и параметрах, наиболее сильно влияющих на результат.

Применим предложенный подход для анализа работоспособности, расширения базы замыкающих соотношений применительно к системе терморегулирования КА на базе двухфазного контура теплопереноса (ДФ СТР). Под работоспособностью системы подразумевается способность системы отводить теплоту от источников тепловыделения, переносить ее и сбрасывать в окружающую среду, поддерживать температуру в заданном диапазоне при переменных условиях теплоподвода, изменении условий в окружающей среде. Кроме того, системы терморегулирования на базе двухфазных контуров теплопереноса являются принципиально новой системой, ранее не использовавшейся в практике проектирования КА. Основной причиной, препятствующей внедрению таких систем на КА, является отсутствие знаний об особенностях протекания теплогидравлических процессов в двухфазном потоке в условиях микрогравитации.

В соответствии с подходом к физическому моделированию проведем ранжирование элементов ДФ СТР, процессов и явлений в элементах по степени их значимости для решения задач обоснования работоспособности, многокритериальной оптимизации СТР КА в условиях микрогравитации.

Построим для данной задачи иерархическую структуру элементов оборудования системы, процессов и явлений. Иерархическая структура включает три уровня (см. рис. 1): 1-й уровень – цель задачи, 2-й уровень – элементы оборудования системы, процессы и явления в которых оказывают существенное влияние на решаемую задачу, 3-й уровень – непосредственно сами процессы и явления.

В соответствии с подходом сформируем матрицу приоритетов для элементов оборудования системы (уровень 2). Затем, строим матрицы приоритетов для явлений и процессов (уровень 3) отдельно для каждого элемента системы и определяем «вес» перечисленных явлений и процессов для каждого элемента. Исходя из поставленной цели эксперимента, «веса» элементов равны:

- испарители – 0,196;
- насос – 0,078;
- конденсатор – 0,196;

- радиатор-излучатель – 0,085;
- система автоматического управления – 0,085;
- запорно-регулирующая арматура – 0,047;
- трубопроводы – 0,047;
- гидроаккумулятор с тепловым регулированием (ТГА) – 0,18;
- тепловые трубы – 0,085.

Также, в результате ранжирования определено, что «веса» каждого процесса или явления, с учетом значимости элемента оборудования, в котором они реализуются равны:

- кипение – 0,11;
- кризис теплоотдачи – 0,12;
- конденсация – 0,14;
- потери давления на трение в двухфазном потоке – 0,11;
- кавитация – 0,097;
- капиллярные эффекты – 0,17;
- «запирание» потока – 0,135;
- переходные процессы – 0,12.

Таким образом, в результате ранжирования процессов и явлений применительно к цели эксперимента было определено, что наибольший приоритет имеют испарители, конденсаторы, гидроаккумулятор с тепловым регулированием. Наряду с кипением, кризисом теплоотдачи, капиллярными эффектами и др. наиболее значимыми являются процессы теплопередачи при конденсации, путевые потери давления в двухфазном потоке. Кризис теплоотдачи, теплопередача при кипении, капиллярные эффекты в условиях микрогравитации в настоящее время изучены достаточно полно. По этим процессам проведено большое количество теоретико-экспериментальных исследований, накоплен большой объем опытных данных. Однако по потерям давления в двухфазном потоке и интенсивности теплопередачи при конденсации в условиях микрогравитации информации недостаточно, она не обобщена или вообще отсутствует. Особенно следует отметить отсутствие какой либо информации по интенсивности теплопередачи при конденсации в конденсаторах с капиллярным отводом конденсата.

По результатам ранжирования с учетом приведенных выше требований, были созданы наземные экспериментальные стенды ФВ-А ХАИ, НИИ ТП, а также стенд для изучения поведения системы в условиях микрогравитации ЛЭУ-1М. Описание стендов, и полученных на них результатов, представлено в работах [6 - 8]. В соответствии с проведенным ранжированием элементов оборудования СТР, явлений и процессов в экспериментальных установках использовались элементы штатной системы, имеющие высокий приоритет: испарители, конденсаторы, ТГА. Элементы оборудования с низким приорите-



Рис. 1. Иерархическая структура задачи анализа работоспособности ДФ СТР в условиях микрогравитации

том моделировались функциональными аналогами. Элементы оборудования установки объединялись теми же тепловыми, гидравлическими связями и связями управления и регулирования, что и в штатной системе. Характеристики элементов оборудования были подобраны таким образом, чтобы обеспечить идентичность параметров в характерных сечениях модели и прототипа.

Результаты исследований, проведенных на Земле и в условиях микрогравитации, подтвердили работоспособность системы терморегулирования на базе двухфазного контура теплопереноса. При решении следующей задачи – формирование и расширение базы замыкающих соотношений по теплогидравлическим явлениям для условий микрогравитации – исследовались наименее изученные явления – теплопередача при конденсации и потери давления на трение в двухфазном потоке.

Данные для определения коэффициентов теплоотдачи при кипении были получены на стенде ЛЭУ-1М и НИИ ТП. Определение коэффициентов теплоотдачи в конденсаторах проводили в процессе решения задачи параметрической идентификации. При решении задачи определяли компоненты вектора параметров математической модели, которые обеспечивали минимальное расхождение между соответствующими компонентами векторов наблюдаемых параметров и выходных параметров математической модели. В математической модели исполь-

зовалась стационарная, односкоростная, однотемпературная модель двухфазного потока.

Задачу идентификации решали методом наименьших квадратов с использованием матричной факторизации (SVD-разложения), что позволяло получать решение в случае плохой обусловленности системы уравнений.

В результате идентификации математической модели блока конденсаторов была получена критериальная зависимость, описывающая интенсивность теплоотдачи в конденсаторах резьбового типа в условиях невесомости при давлении аммиака 12–13 бар [8]:

$$Nu = c_1 \cdot Re^{c_2} Pr^{0,43},$$

где $c_1 = 41,454$, $c_2 = 0,7191$ – определенные в результате идентификации параметры;

$$Nu = \frac{\alpha l}{\lambda_L} \text{ – число Нуссельта;}$$

$$Re = \frac{ql}{\mu_L \tau} \text{ – число Рейнольдса;}$$

$$Pr = \frac{\mu_L c_p}{\lambda_L} \text{ – число Прандтля;}$$

α – коэффициент теплоотдачи, Вт/(м²·К);

l – характерный размер, м;

λ_L – теплопроводность жидкой фазы, Вт/(м·К);

μ_L – динамическая вязкость жидкой фазы, Па·с;

г – скрытая теплота парообразования, Дж/кг.

Оценочное значение погрешности составило $\pm 18\%$.

Замыкающее соотношение для расчета потерь давления на трение определялось по результатам сравнения экспериментальных результатов с расчетными данными, полученными с помощью различных моделей. Было установлено, что наилучшее согласование расчетных и экспериментальных результатов обеспечивает модель Troniewski-Ulbrich [9]. Математическая модель дополненная найденными замыкающими соотношениями, адекватность которой была подтверждена экспериментальными данными использовалась для анализа теплогидравлических процессов в системах терморегулирования на базе двухфазных контуров теплопереноса российского сегмента Международной космической станции [10], перспективного телекоммуникационного спутника корпорации THALES ALENIA SPACE [11].

Заключение

В статье предложен подход к физическому моделированию теплогидравлических процессов в ДФ СТР космических аппаратов. Подход призван решить основную проблему анализа процессов в сложных системах экспериментальными методами, а именно – сложность в выдерживании подобия модели и прототипа.

Подход состоит из нескольких этапов.

На первом этапе проводится ранжирование процессов, явлений, подсистем и элементов оборудования по степени их влияния на достижение цели эксперимента.

На втором этапе проводится проектирование экспериментальных установок с учетом результатов ранжирования, планирование и проведение всего комплекса экспериментальных исследований.

На последующих этапах результаты экспериментов используются для доработки и оценки адекватности математических моделей и анализа теплогидравлических процессов в прототипе с использованием математических моделей, для которых оценка адекватности проводилась с использованием полученных экспериментальные данные.

Подход использовался для физического моделирования процессов в системах терморегулирования на базе двухфазных контуров теплопереноса российского сегмента Международной космической станции, перспективного телекоммуникационного спутника корпорации THALES ALENIA SPACE.

Литература

1. Седов Л. И. Методы подобия и размерности в механике / Л. И. Седов. – М.: Наука, 1987. – 437 с.
2. Кутателадзе С. С. Анализ подобия в теплофизике / С. С. Кутателадзе. – Новосибирск: Наука, 1982. – 280 с.
3. Current status of methodologies evaluating the uncertainty in the prediction of thermal-hydraulic phenomena in nuclear reactors / F. D'Auria, M. Leonardi, H. Glaeser, R. Pochard // *Proceeding of the First International Symposium on Two-phase flow Modeling and Experimentation*. – Rome, Italy, 9-11 October. – 1995. – P. 501-509.
4. Glaeser H. Review of uncertainty methods for thermal-hydraulic computer codes / H. Glaeser, R. Pochard // *Proceedings of the International conference "New trends in Nuclear System Thermohydraulics"*. – Pisa, Italy, 30 May - 2 June. – 1994. – Vol. 1. – P. 447-455.
5. Saaty T. L. Decision Making for Leaders / T. L. Saaty. – Vol. II of the AHP Series: RWS Publ., 2001 (new ed.), ISBN 0-9620317-8-x. – 315 p.
6. Two-Phase Heat Transfer Loop of Central Thermal Control System of the International Space Station ALPHA Russian Segment / G.A. Gorbenko, V.N. Blinkov, C.A. Malukhin et al. // *Proceedings of National Heat Transfer Conference*. – Houston, Texas, USA, August 3 - 5. – 1996. – P. 9 - 18.
7. Коэффициенты теплоотдачи в условиях микрогравитации в конденсаторах контура теплопереноса российского сегмента Международной космической станции / С.Ю. Романов, Г.А. Горбенко, П.Г. Гакал и др. // *Авиационно-космическая техника и технология: Сб. научн. трудов Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»* – Вып. 23 – X., 2001. – С. 99 – 103.
8. Identification of a heat transfer coefficients in condensers of the International space station Russian segment heat transport contour / S.U. Romanov, G.A. Gorbenko, P.G. Gakal at al. // *Proceeding of the 52nd International Astronautical Congress "Meeting the Needs of the New Millenium"*. – Toulouse, France, October 1 - 5. – 2001. – P. 29-300.
9. Гакал П.Г. Замыкающие соотношения для расчета путевых потерь давления в двухфазных системах терморегулирования космических аппаратов и станций / П.Г. Гакал // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 2(10). – С. 11-17.
10. Prediction of Parameters of International space station Alpha Russian segment two-phase thermal control system under various orbit environmental conditions / Y. I. Grigoriev, V. M. Cykhotsky, Y. M. Prokhorov, O. V. Surguchev, G. A. Gorbenko, V. N. Blinkov, N. A. Brus, E. N. Ganja // *Proceedings of National Heat*

11. *Transfer Conference. – Houston, Texas, USA, August 3 – 5. – 1996. – P. 25-31.*

12. *Development of a Two-Phase Mechanically Pumped Loop (2ФМПЛ) for the Thermal Control of Telecommunication Satellites / J. Hugon, A. Larue de*

Tournemine, G.A. Gorbenko, P.G. Gakal, V.I. Ruzaykin, T. Tjptahardja, R. Bleuler // International Two-Phase Thermal Control Technology Workshop ESA/ESTEC. – Noordwijk, the Netherlands, May 13 – 15. – 2008. – P. 23-30.

Поступила в редакцию 20.09.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры аэрокосмической теплотехники Г.А. Горбенко, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ФІЗИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ТЕПЛОГІДРАВЛІЧНИХ ПРОЦЕСІВ В СИСТЕМАХ ТЕРМОРЕГУЛЮВАННЯ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

П.Г. Гакал

Запропоновано підхід до фізичного моделювання теплогідрравлічних процесів в системах терморегулювання космічних апаратів. Підхід дозволить моделювати процеси на експериментальних установках, для яких в силу розгалуження, багатоелементності, особливостей перебігу робочих процесів важко, а іноді неможливо витримати подібність прототипу. Підхід має декілька етапів: ранжування процесів, явищ, елементів устаткування, проектування експериментальної установки з урахуванням ранжування, експериментальні дослідження, формування та оцінка адекватності математичної моделі, застосування математичної моделі для аналізу теплогідрравлічних процесів в прототипі. Застосування підходу проілюстровано на прикладі рішення задачі оцінки працездатності системи терморегулювання космічного апарату на базі двофазного контуру теплопереносу, розширення бази замикаючих відношень щодо теплогідрравлічних явищ в умовах мікрогравітації.

Ключові слова: фізичне моделювання, теплогідрравлічний процес, система терморегулювання, двофазний контур теплопереносу.

THERMAL HYDRAULIC PHYSICAL MODELLING IN THE SPACECRAFTS THERMAL CONTROL SYSTEMS

P.G. Gakal

The thermal hydraulic physical modelling approach is proposed. The approach allows to model the thermal hydraulic processes in the experimental facilities for which the requirements of prototype similarity are not kept due to branching, multi elements of the system and specific parameters of the processes. The approach includes the following stages: the subsystems, elements, processes, phenomenon ranking, experimental facility design on the base of ranking, experimental investigation, mathematical model adequacy estimation and using the mathematical model for thermal hydraulic processes analyses for the prototype conditions. The using of approach is illustrated by the example of the analyzing of two-phase thermal control system efficiency and the relationships data base in the microgravity conditions expanding.

Key words: physical modelling, thermalhydraulic process, thermal control system, two-phase contour.

Гакал Павел Григорьевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ctrph.kharkiv@google.com.

УДК 533.69.01

В.В. ЧМОВЖ, И.А. КАЛЕНЮК

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

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ СЕТКИ НА РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ СВЕРХКРИТИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ MBV A-3

Проведен сравнительный анализ программных продуктов для построения конечноэлементных сеток Gambit и Pointwise. Выбран пакет для дальнейших исследований сверхкритического профиля MBV A-3. В рамках выбранного пакета проведено исследование влияния принципов построения сетки на сходимость, а также время решения задач при трансзвуковых режимах обтекания. Исследовано влияние размеров расчетной области на величину аэродинамических коэффициентов. Проведено исследование влияния количества разбиений поверхности профиля на узлы, а также влияние равномерного и неравномерного распределения узлов по поверхности профиля. Исследовано влияние удаленности узлов сетки от исследуемого профиля.

Ключевые слова: сверхкритический профиль, угол атаки, расчетная область, структурированная сетка, сходимость, коэффициент подъемной силы, коэффициент лобового сопротивления

Введение

В современных условиях при создании летательного аппарата натурный эксперимент имеет достаточно высокую стоимость, поэтому на начальных этапах проектирования все чаще большое внимание уделяется методам вычислительной гидродинамики (CFD-пакетам - Computational Fluid Dynamics). Информация, полученная с помощью таких расчетов, позволяет в некоторых случаях заменить физический эксперимент численным. Однако качество получаемых на основе проведения вычислительного эксперимента результатов напрямую зависит от качества построенной расчетной сетки.

Сейчас существует множество программных продуктов, позволяющих строить структурированные и неструктурированные сетки. Это такие пакеты как Gambit, ICEM, Pointwise, Star CD и другие.

Анализ литературы по теме работы показал, что нельзя выделить конкретный программный продукт для построения расчетной области, которым бы пользовалось большинство авторов. В большинстве случаев авторы стремятся к наибольшему сгущению сетки по нормали к профилю, для того, чтобы получить более точные градиенты скорости и давления в пограничном слое [1-3].

В некоторых работах для уточнения распределения давления в районе скачка уплотнения производится сгущение сетки [4-5]. Данный подход не является универсальным, поскольку при изменении угла атаки и (или) числа Маха скачок уплотнения изменяет свое положение. Таким образом, при ис-

следовании нового профиля сетку необходимо перестраивать и «предсказывать» местоположение скачка уплотнения.

Необходимо отметить, что вышеперечисленные авторы при моделировании обтекания сверхкритических профилей используют структурированные сетки типа «О» и «С». Моделирование турбулентности ими осуществляется в основном при помощи моделей Спаларта-Аллмараса, $k\omega$ -SST, $k\varepsilon - v2f$ [1-6].

1. Постановка задачи

Рассматривается область вязкого сжимаемого течения вблизи сверхкритического профиля первого поколения MBV A-3 [7]. Задача рассматривается в двумерной постановке. Исследование проводится при следующих параметрах: число Маха $M_\infty = 0,7$, число Рейнольдса $Re = 6,2 \cdot 10^6$ для профиля с хордой 1 м. Для обеспечения заданного числа Рейнольдса при заданном числе Маха и заданной хорде профиля параметры атмосферы высоте 9000 м над уровнем моря: температура воздуха – $T = 229,7$ К, плотность воздуха – $\rho = 0,4671 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$, а динамическая вязкость в пересчете через число Рейнольдса была изменена с $\mu = 1,495 \cdot 10^{-5} \text{ Па} \cdot \text{с}$ на $\mu = 1,603 \cdot 10^{-5} \text{ Па} \cdot \text{с}$. Численные расчеты проводятся на структурированной сетке для углов атаки, равных 0° , 2° , 4° , 6° . Используется однопараметри-

ческая модель турбулентности Спаларта-Аллмараса.

В работе проводится сравнение двух пакетов для создания сеток – Gambit и Pointwise.

Численные расчеты проводились в CFD-пакете STAR-CCM+.

В результате численных расчетов необходимо определить:

- влияние принципов построения сетки в различных программных продуктах на сходимость и скорость решения задач. На основании данного исследования выбрать программный продукт, в котором в дальнейшем будут строиться расчетные области;
- влияние количества разбиений поверхности профиля на узлы, а также влияние равномерного и неравномерного распределения узлов по поверхности профиля;
- влияние размеров расчетной области на величины аэродинамических коэффициентов, при этом размеры расчетной области изменять от 10 до 100 м;
- влияние удаленности узлов сетки по нормали от исследуемого объекта. Удаление от профиля изменялось от 0,000001 до 0,0001 м.

Целью данного исследования является нахождение оптимальной по параметрам расчетной области для численных исследований профилей в транзвуковом диапазоне скоростей.

2. Сравнение пакетов Gambit и Pointwise

2.1 Общие черты

Программные продукты Gambit и Pointwise имеют единый интерфейс для создания геометрических моделей и построения сетки.

Импорт геометрии может проводиться из различных CAD - пакетов в форматах - Parasolid, STEP, ACIS, IGES и др.

Преимуществом обеих программ является возможность импорта текстового файла с расширением *.dat, в котором содержатся координаты точек исходного профиля. Данная функция позволяет отказаться от промежуточного построения геометрии объекта в CAD - пакетах. Необходимо отметить, что для более точного построения геометрии загружаемый файл должен иметь не менее 130 точек на верхней и нижней поверхностях профиля, со сгущением к передней кромке для наилучшей ее аппроксимации.

Оба программных продукта обладают возможностями для создания двумерных и трехмерных расчетных областей непосредственно внутри программы, начиная от построения линий и сплайнов, заканчивая созданием твердотельных объектов.

И Gambit и Pointwise обладают генератором сеток, который позволяет создавать разнообразные типы сеток: структурированную гексаэдральную сетку, а также автоматическую (неструктурированную) гексаэдральную и тетраэдральную сетки.

2.2 Отличия программных продуктов

2.2.1 Gambit

При создании расчетной области с помощью программы Gambit в процессе его использования производится запись всех операций построения в текстовый файл (журнал событий). Это дает возможность легко отслеживать путь создания геометрической модели, исправлять ошибки, перестраивать модели и сетки, а также интегрировать результаты в другие программы. После построения сетки пользователь имеет возможность проверить ее качество по разнообразным параметрам.

При построении двумерных сеток в программном продукте Gambit проще всего строится сетка типа «С» (рис.1), время, необходимое для построения сетки составляет 15-20 минут.

Одним из главных недостатков программного продукта Gambit является его интерфейс, имеющий значительное количество дополнительных настроек. Также одним из недостатков программы является то, что при построении достаточно мелких сеток (при количестве точек на профиле более 500) линии сетки подходят к профилю не по нормали, что при дальнейшем численном моделировании может влиять на результаты расчетов.

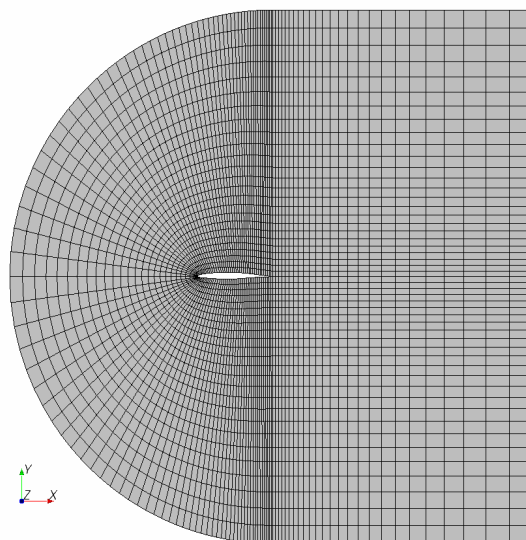


Рис. 1. Сетка типа «С», построенная в Gambit

2.2.2 Pointwise

К достоинствам программного продукта Pointwise можно отнести интуитивно понятный ин-

терфейс. Пакет позволяет легко строить сетки типа «О» и «С». Время, затрачиваемое на построение сетки, занимает 2-4 минуты. На рис. 2 представлена сетка, построенная в программе Pointwise.

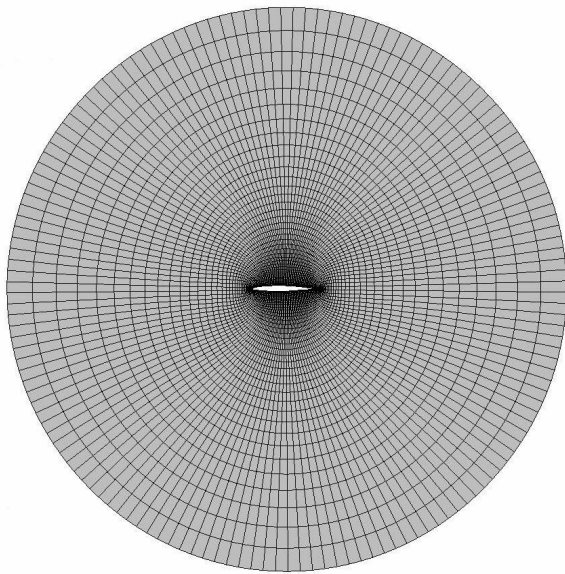


Рис. 2. Сетка типа «О», построенная в Pointwise

3. Выбор программного продукта для построения расчетной области

Для того чтобы выбрать программный продукт, в котором в дальнейшем будут проводиться построения расчетных областей необходимо построить сетки в обоих пакетах, затем провести их сравнительный анализ. В результате численных расчетов определить скорость решения поставленной задачи, а также ее сходимость. На основании данных результатов сделать выбор программы.

3.1 Построение сетки

Для построения сетки профиль разбивался на 258 ячеек по верхней и нижней поверхностям, по примеру статьи [3]. В нашем случае размер расчетной области составляет 258×105 , что соответствует расстоянию от профиля равному 20 м. Удаление по нормали от профиля составляет 0,0001 м. Узлы стянуты к носовой части профиля, для более точного повторения его геометрии. При построении сетки использовалась геометрическая прогрессия:

$$S_n = b_1 \frac{q^n - 1}{q - 1}, \quad (1)$$

где S_n – размер расчетной области;

b_1 – размер первой ячейки;

q – шаг увеличения ячеек;

n – количество слоев.

В нашем случае коэффициенты равны: $S_n = 20$ м; $b_1 = 0,0001$ м; $q = 1,1$; $n = 150$.

На рис. 3 представлены табличные значения координат профиля и узлы созданной сетки.

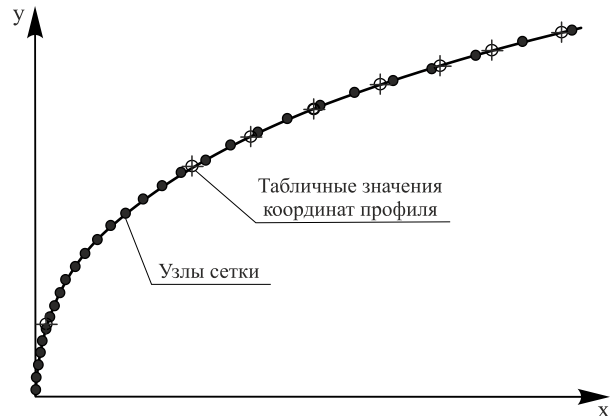


Рис. 3. Табличные значения координат передней кромки профиля и узлы сетки, созданной в программе Gambit

На рис. 4 представлена сетка передней кромки профиля, построенная в программе Pointwise.

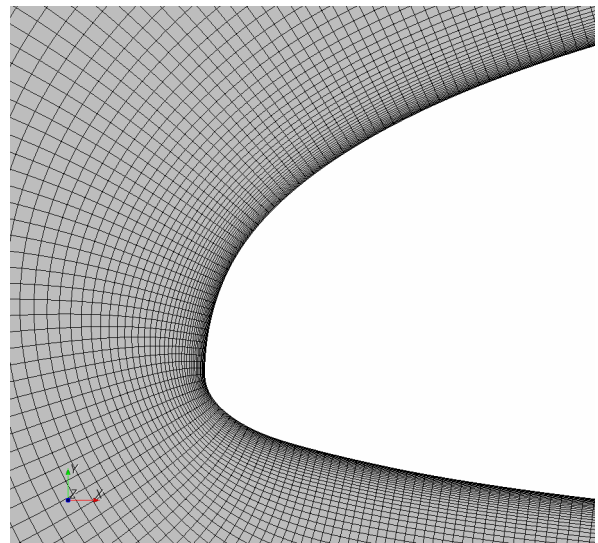


Рис. 4. Сетка передней кромки профиля, построенная в Pointwise

3.2 Численный расчет профиля

После построения сеток в обоих программных продуктах был проведен их численный расчет в пакете STAR-CCM+ при различных углах атаки. Полученные в результате расчета величины аэродинамических коэффициентов, а также количество итераций, за которые была достигнута сходимость решения, приведены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты численного расчета профиля в программах Pointwise и Gambit

Программ- ный про- дукт	Градусы	Коэффициент лобово- го сопротивления	Коэффициент подъемной силы	Коэффициент про- дольного момента	Кол-во итераций
Pointwise	0°	0,0127	0,262	-0,0506	700
-II-	2°	0,0137	0,584	-0,0490	1000
-II-	4°	0,0323	0,938	-0,0398	1500
-II-	6°	0,0719	1,014	-0,0505	2500
Gambit	0°	0,0166	0,299	-0,0545	600
-II-	2°	0,0193	0,645	-0,0500	800
-II-	4°	0,0375	0,970	-0,0463	5000
-II-	6°	Решение не сходится			

На основании построения сеток в обеих программах можно сказать, что намного удобнее строить расчетные области в программном продукте Pointwise.

Данный пакет позволяет создавать сетки с любым количеством разбиений профиля, при этом все линии отходят от него по нормали. Это дает возможность в дальнейших исследованиях подобрать рациональное разбиение профиля на узлы. Программа Gambit не позволяет провести данного исследования.

Также на основании численных экспериментов выяснилось, что при увеличении угла атаки увеличивается время, за которое достигается сходимость результатов; пакет Gambit также не позволяет проводить численных расчетов при углах атаки больше 4°. Данный эффект можно объяснить следующим образом. При больших углах атаки в области за профилем линии сетки совпадают с продольной осью связанной системы координат, а параметры потока задаются в связанной системе координат, т.е. область за задней кромкой не является ортогональной.

В результате проведенного численного исследования можно сказать, что дальнейшее построение расчетных областей будет проводиться в программном продукте Pointwise.

4. Выбор оптимальной сетки расчетной области

4.1 Влияние распределения узлов по поверхности профиля

Для определения окончательного вида расчетной области необходимо выбрать, на какой количество узлов разбивать сам профиль. Для данного исследования профиль разбивался со следующим шагом:

- 0,01 м со сгущением сетки к краям профиля до 0,005 м;
- 0,001; 0,002; 0,0025; и 0,005 м со сгущением узлов до 0,0005 м и без сгущения узлов,
- 0,0001 м без сгущения узлов.

На рис. 5 и 6 показаны картины равномерного и неравномерного распределения узлов по поверхности профиля при одинаковом количестве точек, равном 200. Из рисунков видно, что при приближении узлов к передней и задней кромкам происходит их точная прорисовка, что может оказывать влияние на величины аэродинамических коэффициентов. Данный эффект подтверждается результатами численного исследования, проведенного для расчетной области диаметром 20 м, с удалением узлов от профиля 0,0001 м, при углах атаки равных 0° – 6°.



Рис. 5. Равномерное распределение узлов по поверхности профиля

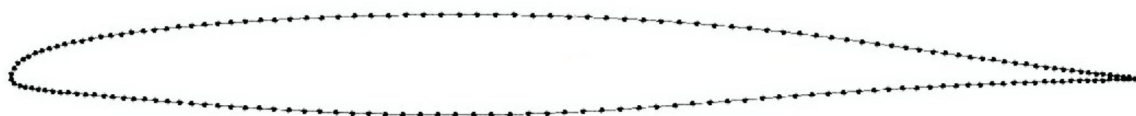


Рис. 6. Неравномерное распределение узлов по поверхности профиля

На рис. 7-8 приведены результаты исследования для коэффициента лобового сопротивления и коэффициента подъемной силы в зависимости от распределения узлов по поверхности профиля.

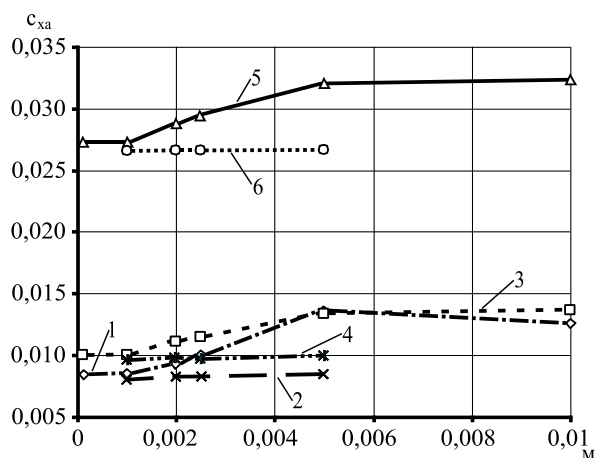


Рис. 7. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от распределения узлов по поверхности профиля:

1 – 0° равномерная сетка; 2 – 0° неравномерная сетка; 3 – 2° равномерная сетка; 4 – 2° неравномерная сетка; 5 – 4° равномерная сетка; 6 – 4° неравномерная сетка

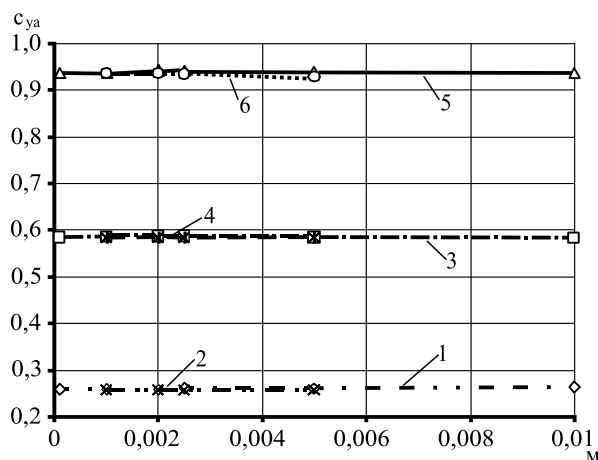


Рис. 8. Зависимость коэффициента подъемной силы от распределения узлов по поверхности профиля:

1 – 0° равномерная сетка; 2 – 0° неравномерная сетка; 3 – 2° равномерная сетка; 4 – 2° неравномерная сетка; 5 – 4° равномерная сетка; 6 – 4° неравномерная сетка

Исходя из рис. 7 - 8 можно сказать, что влияние равномерного и неравномерного распределения узлов по поверхности профиля практически не влияет на коэффициент подъемной силы. Что касается ко-

эффициента лобового сопротивления, то влияние сетки оказывается значительным. На рис. 9 представлена его относительная погрешность.

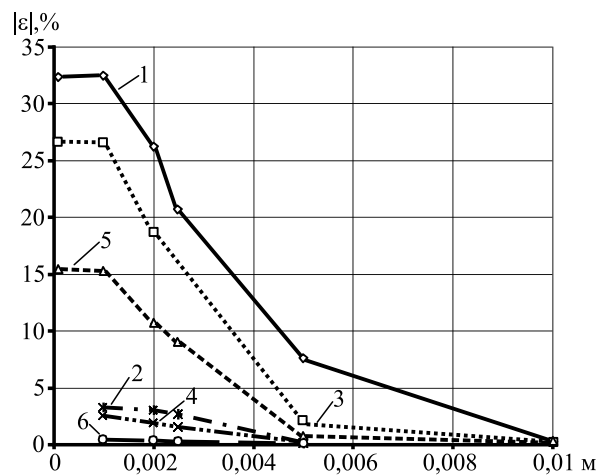


Рис. 9. Относительная погрешность коэффициента лобового сопротивления в зависимости от распределения узлов по поверхности профиля:

1 – 0° равномерная сетка; 2 – 0° неравномерная сетка; 3 – 2° равномерная сетка; 4 – 2° неравномерная сетка; 5 – 4° равномерная сетка; 6 – 4° неравномерная сетка

Из рис. 7 - 9 следует, что сетку необходимо строить со сгущением узлов к передней и задней кромкам профиля. В этом случае для коэффициента подъемной силы погрешность в расчетах составляет менее 1%, для любого распределения узлов по поверхности профиля, а для коэффициента подъемной силы – менее 5% для любой сетки со сгущением узлов и для равномерных сеток с шагом 0,004 м и более. Следовательно, для численных расчетов необходимо брать сетку со сгущением узлов к краям профиля с шагом от 0,001 до 0,005 м. При этом необходимо учитывать, что при уменьшении шага будет увеличиваться количество ячеек, а, следовательно, и время расчета. А при увеличении размера шага может ухудшаться точность расчета.

Для дальнейших расчетов была выбрана сетка со сгущением узлов к краям профиля до 0,0005 м с шагом 0,002 м.

4.2 Влияние размеров расчетной области

С целью определения влияния размеров расчетной области были построены сетки в диапазоне от 10 до 100 м, со сгущением узлов к краям профиля. Результаты численных расчетов приведены в табл. 2.

Таблица 2

Влияние размеров расчетной области

Метры	Коэффициент лобового сопротивления	Коэффициент подъемной силы	Коэффициент продольного момента
Угол атаки 0°			
10	0,008428	0,247266	-0,049035
20	0,008182	0,256672	-0,049063
30	0,008105	0,259481	-0,049074
40	0,008064	0,261018	-0,049079
50	0,008040	0,261841	-0,049083
60	0,008022	0,262520	-0,049085
70	0,008008	0,263084	-0,049088
80	0,007997	0,263337	-0,049088
90	0,007993	0,263559	-0,049090
100	0,007980	0,263053	-0,049091
Угол атаки 2°			
10	0,010772	0,560411	-0,047598
20	0,009657	0,582802	-0,046894
30	0,009315	0,589533	-0,046656
40	0,009126	0,593238	-0,046519
50	0,009025	0,595212	-0,046445
60	0,008940	0,596855	-0,046380
70	0,008869	0,598219	-0,046326
80	0,008840	0,598815	-0,046305
90	0,008811	0,599358	-0,046283
100	0,008762	0,600311	-0,046245
Угол атаки 4°			
10	0,026459	0,897354	-0,035531
20	0,026658	0,932744	-0,035941
30	0,026746	0,942934	-0,036153
40	0,026797	0,948443	-0,036279
50	0,026825	0,951429	-0,036351
60	0,026856	0,953829	-0,036435
70	0,026870	0,955726	-0,036492
80	0,026878	0,956506	-0,036483
90	0,026888	0,957311	-0,036509
100	0,026902	0,958750	-0,036545
Угол атаки 6°			
10	0,065469	1,040984	-0,04139
20	0,065242	1,023943	-0,041955
30	0,065214	1,018869	-0,042242
40	0,065147	1,015696	-0,042294
50	0,065088	1,013688	-0,042294
60	0,065053	1,012142	-0,042315
70	0,064993	1,010810	-0,042260
80	0,065085	1,011252	-0,042454
90	0,065078	1,010584	-0,042489
100	0,065064	1,009863	-0,042504

На основании проведенных расчетов можно сказать, что при изменении размеров расчетной области коэффициенты подъемной силы, продольного момента и лобового сопротивления имеют тенденцию к сходимости начиная от 50 - 60 м. Коэффици-

ент продольного момента измеряется относительно 1/4 хорды от носовой части профиля.

На рис. 10 – 12 приведены графики изменения зависимости аэродинамических коэффициентов от размеров расчетной области.

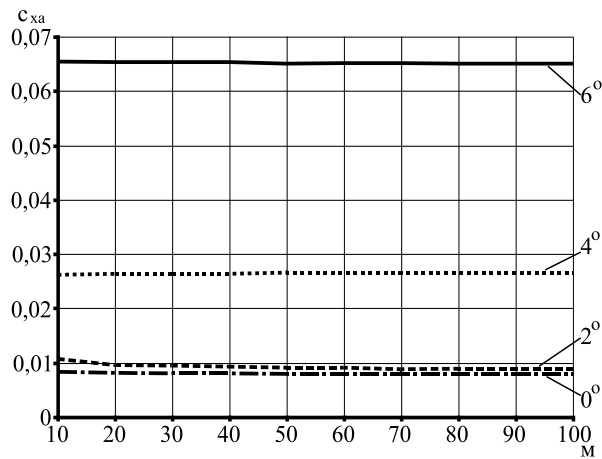


Рис. 10. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от размеров области

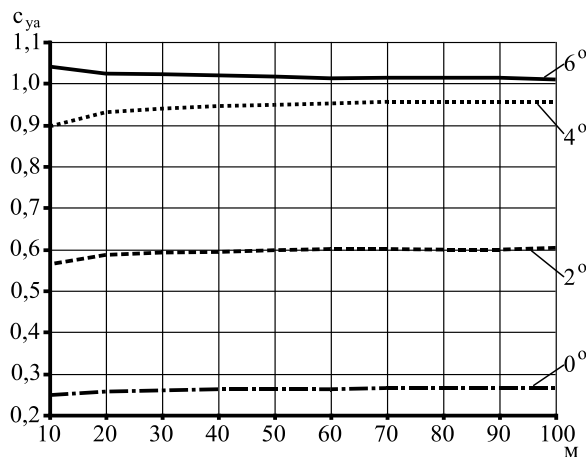


Рис. 11. Зависимость коэффициента подъемной силы от размеров области

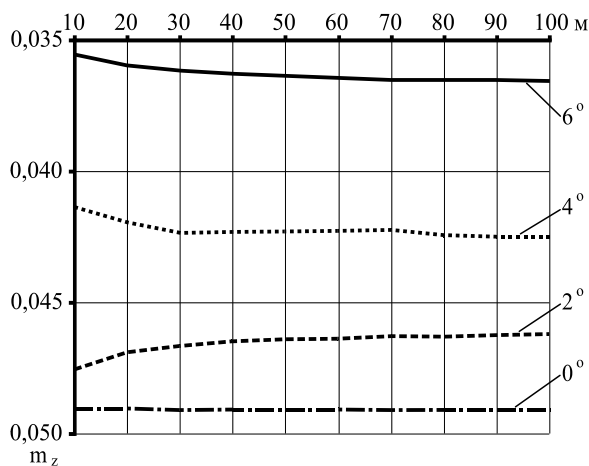


Рис. 12. Зависимость коэффициента продольного момента от размеров области

Из рис. 10 – 12 видно, что начиная с размера области, равного 50 - 60 м, происходит сходимость аэродинамических коэффициентов. Для уточнения изменения величины аэродинамических коэффици-

ентов относительно «установившейся» области необходимо проанализировать их относительную погрешность (рис. 13 – 14).

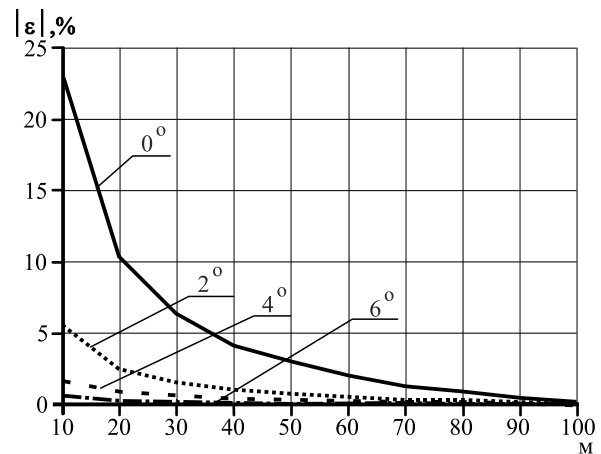


Рис. 13. Относительная погрешность коэффициента лобового сопротивления в зависимости от размеров области

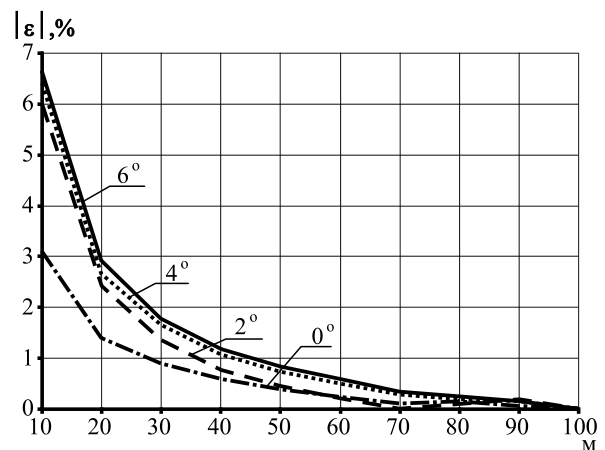


Рис. 14. Относительная погрешность коэффициента подъемной силы в зависимости от размеров области

Основываясь на рис. 10 – 14 можно сказать, что размеры расчетной области значительно влияют на величины аэродинамических коэффициентов. Начиная с сетки размером равным 50 м, погрешность коэффициента лобового сопротивления уменьшается до трех процентов, погрешность коэффициента подъемной силы до одного процента. Для дальнейших исследований сетку будем брать размером 50 м, т.к. с увеличением расчетной области значительно увеличивается количество ячеек, а, следовательно, и время расчета.

4.3 Влияние приближения узлов сетки к поверхности профиля

В работе также исследовалось влияние приближения узлов сетки по нормали к поверхности

профиля. Приближение изменялось от 0,000001 м, до 0,0001 м. Результаты численного расчета в пакете STAR-CCM+ представлены в табл. 3.

В результате решения задачи оказалось, что при приближении узлов сетки к поверхности профиля увеличивается коэффициент лобового сопротивления и продольного момента, а коэффициент подъемной силы уменьшается.

Таким образом, на основании проведенных численных расчетов можно сказать, что наиболее оптимальные результаты коэффициента подъемной силы, коэффициента лобового сопротивления и коэффициента продольного момента получаются при удалении сетки от профиля равном 0,00005 м; 0,000001 м и 0,0001 м.

Таблица 3

Влияние удаленности узлов сетки от профиля

Метры	Коэффициент лобового сопротивления	Коэффициент подъемной силы	Коэффициент продольного момента
Угол атаки 0°			
0,000001	0,007845	0,262494	-0,049253
0,00005	0,008040	0,261841	-0,049083
0,00001	0,007783	0,262333	-0,049183
0,0005	0,005950	0,272863	-0,051171
0,0001	0,008123	0,262895	-0,049035
Угол атаки 2°			
0,000001	0,009051	0,596202	-0,046589
0,00005	0,009025	0,595212	-0,046445
0,00001	0,009035	0,596275	-0,046549
0,0005	0,007257	0,612605	-0,048463
0,0001	0,008937	0,597087	-0,046512
Угол атаки 4°			
0,000001	0,026961	0,952532	-0,036534
0,00005	0,026825	0,951429	-0,036351
0,00001	0,026994	0,953749	-0,036614
0,0005	0,027211	0,989817	-0,040961
0,0001	0,026829	0,956694	-0,036762
Угол атаки 6°			
0,00005	0,065088	1,013688	-0,042294
0,00001	0,065562	1,020900	-0,042646
0,0001	0,065490	1,024991	-0,042946

Выводы

В работе были проанализированы различные пакеты для построения расчетных областей, а исследовалось два программных продукта, которые позволяют строить различные виды расчетных областей. На основании методов построения сеток в каждом пакете, а также численных исследований был выбран пакет для построения сеток – Pointwise.

В выбранном пакете было исследовано влияние распределения узлов по поверхности профиля. В результате расчета было найдено, что сетку необходимо строить со сгущением узлов к концам профиля с шагом от 0,001 м до 0,005 м.

При исследовании влияния величины расчетной области на величины аэродинамических коэффициентов определили, что расчетную область необходимо строить не менее 50 - 60 м, поскольку в этом диапазоне начинается сходимость аэродинамических коэффициентов.

Исследование влияния приближения узлов сетки к поверхности профиля показало, что при увеличении угла атаки сходимость достигается только при размере первого слоя, равного 0,0001 м; 0,000001 м и 0,00005 м. Таким образом, другие исследованные удаления от профиля не подходят для дальнейших расчетов.

На основании проведенной работы при дальнейшем исследовании задач подобного класса при построении расчетных областей можно придерживаться следующих рекомендаций построения сетки в программном продукте Pointwise: равномерное разбиение профиля с шагом от 0,001 до 0,0025 м, сгущение узлов сетки к краям профиля до 0,0005 м для наиболее точной его аппроксимации; задание первого слоя в диапазоне от 0,00005 до 0,00001 м, при этом последующие слои увеличиваются по геометрической прогрессии со знаменателем 1,1. Рекомендуемые размеры расчетной области составляют 50 – 60 метров.

Литература

1. Comparison of Stochastic Collocation Methods for Uncertainty Quantification of the Transonic RAE 2822 Airfoil [Електронний ресурс] / J.A.S. Witteveen, A. Doostan, T. Chantrasmı, R. Pecnik, G. Iaccarino. Режим доступа к статье: http://www.stanford.edu/group/uq/pdfs/reports/NODE-SIM_WORKSHOP_paper.pdf.

2. Kelecı F.J. Coupling Momentum and Continuity Increases CFD Robustness / F.J. Kelecı // ANSYS Advantage. – 2008. – Vol. 11, Is. 2. – P. 49-51.

3. Jouhaud J-C. A Kriging Approach for CFD/Wind Tunnel Data Comparison / J-C. Jouhaud, P. Sagaut, B. Labeyrie // Journal of Fluids Engineering. – 2006. – Vol. 126, Is. 4. – P. 847-856.

4. Кудинов П.И. Сравнительное тестирование моделей турбулентности Спаларта-Аллараса и Ментера на задаче о трансзвуковом обтекании одиночного профиля rae2822 / П.И. Кудинов // Вісник Дніпропетровського університету. Сер. Ме-

ханіка. – 2004. – Вип. 8, Т.1. – С. 34-42.

5. Ляпунов С.В. Разработка и исследование численных схем высокого порядка точности для решения уравнений газовой динамики на неструктурированных сетках: автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук: 05.13.15 / Сергей Владимирович Ляпунов; Воен.-воздуш. акад. им. Н.Е. Жуковского. – М., 2008. – 31 с.

6. Субботина П.Н. Применение различных моделей турбулентности для задач внешнего обтекания в программном комплексе Flowvision [Електронний ресурс] / П.Н. Субботина, А.С. Шишаева. – Режим доступа к статье: <http://www.flowvision.ru/content/view/106/3/lang,russian/>

7. Bucciantini G. Supercritical airfoil MBB A-3 Surface pressure distributions, wake and boundary condition measurements / G. Bucciantini, M.S. Oggiano, M. Onorato // Experimental Data Base for Computer Program Assessment. – 1979. – P. A8-1 – A9-1. – AGARD Report AR 138

Поступила в редакцию 1.09.2010

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

ДОСЛІДЖЕННЯ ПАРАМЕТРІВ СІТКИ НА РЕЗУЛЬТАТИ ЧИСЕЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ОБТІКАННЯ НАДКРИТИЧНОГО ПРОФІЛЮ MBB A-3

В.В. Чмовж, І.А. Каленюк

Проведено порівняльний аналіз програмних продуктів для будівництва скінченноелементних сіток Gambit та Pointwise. Було обрано пакет для подальших досліджень надкритичного профілю MBB A-3. У рамках обраного пакету проведено дослідження впливу принципів будівництва сітки на збіжність, а також швидкість рішення задач при трансзвукових режимах обтікання. Було досліджено вплив розмірів розрахункової області на величину аеродинамічних коефіцієнтів. Проведено дослідження впливу кількості розбиття поверхні профілю на вузли, а також вплив рівномірного і нерівномірного розподілу вузлів по поверхні профілю. Досліджений вплив віддаленості вузлів сітки від досліджуваного профілю.

Ключові слова: надкритичний профіль, кут атаки, розрахункова область, структурована сітка, збіжність, коефіцієнт під'йомної сили, коефіцієнт лобового опору.

RESEARCH OF INFLUENCE OF PARAMETERS OF THE GRID ON RESULTS NUMERICAL MODELLING OF THE FLOW OF SUPERCRITICAL AIRFOIL MBB A-3

V.V. Chmovzh, I.A. Kalenyuk

The comparative analysis of software products for construction of finite elements grids Gambit and Pointwise is carried out. The package for the further researches of supercritical airfoil MBB A-3 is chosen. Within the limits of the chosen package research of influence of principles of construction of a grid on convergence, and also time of the decision of problems is conducted at transonic modes of a flow. Influence of the sizes of settlement area on size of aerodynamic coefficients is investigated. Research of influence of quantity of splittings of a surface of a profile on knots, and also influence of uniform and non-uniform distribution of knots on a airfoil surface is conducted. Influence of remoteness of knots of a grid from an investigated airfoil is investigated.

Key words: supercritical airfoil, angle of attack, the settlement area, the structured grid, convergence, lift coefficient, drag coefficient.

Чмовж Віталій Віталєвич – канд. техн. наук, доцент, заведуючий кафедрою аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Каленюк Ирина Анатольевна – аспирант каф. аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 629.734.7.018.7: 533.666.22

П.И. ИВАНОВ*Херсонский национальный технический университет, Украина*

ОСОБЕННОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПАРАШЮТОВ НА БОЛЬШИХ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

Проблема связана с разработкой методов спасения с помощью парашютных систем на больших высотах и при больших числах Маха, отделяемых от ракет-носителей модулей, для которых возможно повторное применение, что позволяет, в перспективе, получить существенный экономический эффект. Рассмотрены вопросы прочности парашюта, теплового воздействия на парашют, наполняемости купола парашюта, сопротивления и устойчивости на больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях. Рассматриваются также некоторые специфические особенности обтекания парашюта на этих скоростях и обсуждаются проблемные вопросы различного характера.

Ключевые слова: парашют, аэродинамический нагрев, наполняемость, устойчивость, сопротивление, сверхзвуковая скорость, гиперзвуковая скорость.

Введение

В последнее время становится все более актуальной проблема торможения и спасения отделяемых от ракет-носителей (РН) модулей, для которых возможно повторное применение дорогостоящих узлов и элементов этих блоков.

Решение этой проблемы, в перспективе позволит получить существенную экономию средств при проведении ряда различных космических программ.

Постановка проблемы

Расчеты и эксперименты показывают, что решение проблемы торможения с помощью парашютных систем (ПС) на больших высотах, больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях, связано с целым рядом трудностей различного характера, таких, как аэродинамический нагрев, интенсивное снижение прочности, ухудшение наполняемости и устойчивости парашютной системы.

Преодоление этих трудностей сегодня является одной из основных задач парашютостроительной отрасли, что позволит в перспективе решить проблему спасения отделяемых от РН модулей при введении в действие ПС на жестких режимах.

Анализ последних исследований и публикаций показал, что ранее, с целью решения этой задачи, уже проводился ряд экспериментальных и теоретических исследований с моделями и ПС [1-4].

Целью настоящей работы является обсуждение специфических особенностей проблемы торможения объектов на больших скоростях с помощью парашютных систем. Это позволит сконцентрировать дальнейшие исследования именно на этих особенностях, что будет способствовать быстрейшему ре-

шению проблемы торможения космических объектов на больших высотах и больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях.

Основная часть

1 Особенности обтекания парашюта на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях

Анализ результатов испытаний показал, что сверхзвуковые зоны около модели системы груз-парашют начинают возникать при критических числах Маха $\sim 0,85$ [1]. Вблизи соединительного звена там, где стропы начинают расходиться под углом, появляется слабый скачок уплотнения (СУ), интенсивность которого по мере возрастания числа Маха увеличивается.

При числе Маха больше или равном единице, перед грузом возникает головной СУ, за которым поток дозвуковой. СУ, возникающий в зоне соединительного звена, имеет лямбда-образную форму. Дальнейшее увеличение числа Маха приводит к перестройке трансзвукового течения в сверхзвуковое [1]. В этом случае в ближнем следе за грузом формируется хвостовой СУ, а за ним либо сверхзвуковое отрывное коническое течение, либо сверхзвуковое течение с головным СУ перед куполом парашюта.

На больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях интенсивность головного СУ существенно возрастает (в связанной с Землей системе координат он называется головной ударной волной (ГУВ)). Между ГУВ и устойчивым парашютом образуется дозвуковая зона. Температура воздуха здесь очень велика и поэтому скорость звука превышает скорость движения воздуха.

В ударном слое, расположенном в дозвуковой зоне вдоль оси парашюта, воздух имеет наиболее

высокое давление, температуру и плотность, и эти параметры слабо изменяются вдоль оси. В критической точке (точке торможения в окрестности полюса парашюта) эти параметры имеют максимальные значения [2].

Отметим, что на гиперзвуковых скоростях ударный слой может играть роль своеобразного «теплозащитного экрана», поскольку при больших температурах возбуждение колебательных и вращательных степеней свободы, диссоциация и ионизация газа требуют больших затрат энергии (тепла) и приводят к снижению температуры. Обтекая парашют, воздух расширяется, охлаждается, скорость звука падает и на звуковой поверхности становится равной скорости движения воздуха. Воздух вблизи поверхности парашюта в результате вязкого взаимодействия с ней образует пограничный слой.

После прохождения миделевого сечения парашюта воздух начинает расширяться; давление в газе становится лишь немного больше, чем в набегающем потоке. Здесь может возникать веер волн разрежения, как при обтекании внешнего тупого угла, который, взаимодействуя с головной ударной волной, ослабляет ее интенсивность [2].

За парашютом образуется донная область вихрециркуляционного течения. Давление в ней самое низкое по сравнению с другими областями и ниже, чем в набегающем потоке [2].

Течение в слое между внешним невязким следом и донной областью относится к сдвиговым течениям и является свободным пограничным слоем, который состоит в основном из газа пограничного слоя, оторвавшегося за миделем от поверхности купола парашюта.

Свободный пограничный слой под действием давления во внешнем следе отжимается к оси течения и образует горло следа. Проходя через горло следа, газ нагревается, сжимается и образует вязкое ядро следа (вязкий внутренний след). На внешней поверхности горла садится косой хвостовой скачок уплотнения. Воздух, проходя через хвостовой СУ, сжимается, нагревается и тормозится, однако в значительно меньшей степени, чем при переходе через прямой СУ [2].

Область течения, включающая в себя донную область, горло следа и ближайшую часть течения за горлом, является ближним следом. Здесь происходит интенсивное расширение потока. Давление на правой границе ближнего следа уже примерно равно давлению перед головной ударной волной. Длина ближнего следа примерно равна 10-15 диаметрам наполненного купола парашюта.

Дальний след состоит из внутреннего (вязкого ядра следа) и внешнего. Во внешнем следе температура выше, чем в невозмущенном потоке вследствие перехода через ГУВ и хвостовой СУ. Во внешний след попадает большая часть воздуха из дозвуковой зоны, где возбуждаются внутренние степени свобо-

ды молекул и происходит диссоциация и ионизация газа. В вязкое ядро следа попадает разогретый газ из пограничного слоя.

Ядро следа представляет собой плазменное турбулентное образование. Процессы рекомбинации в нем на больших гиперзвуковых скоростях могут сопровождаться излучением. С удалением от парашюта ядро расширяется пропорционально корню кубического из расстояния от объекта (груза). В вязкое ядро следа попадает основная часть унесенного с поверхности парашюта материала (в основном, в результате горения).

С удалением от оси системы груз-парашют интенсивность головной ударной волны и хвостового СУ уменьшаются, т.е. тем меньше становится нагрев и сжатие воздуха при переходе через них.

Положение скачков уплотнения у системы груз-парашют очень важно при исследовании вопросов устойчивости и нагрева системы, так как это определяет зоны притекания максимальных тепловых потоков к парашюту.

С увеличением скорости течения головная ударная волна начинает приближаться к куполу, отход ее от парашюта уменьшается. Далее, с увеличением числа Маха, при определенных конструктивных параметрах парашюта может наступить момент, когда косые, присоединенные скачки уплотнения садятся непосредственно на кромку купола парашюта [2].

Мы рассмотрели особенности обтекания парашюта на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях. Теперь рассмотрим последовательно особенности различного характера, возникающие при работе парашюта на больших высотах, больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях, такие, как аэродинамический нагрев, прочность, наполняемость, устойчивость парашютной системы.

2. Аэродинамический нагрев

Температура поверхности элементов парашюта формируется в результате взаимодействия двух основных эффектов [2]:

- внутреннего тепловыделения в материале (стропях, основе и каркасе купола парашюта), деформируемом большой нестационарной нагрузкой;
- притока тепла к поверхности при обтекании ее потоком.

Первый эффект особенно интенсивно проявляется у неустойчивого купола парашюта при сильных пульсационных колебаниях ударного характера. Устранение этих пульсаций является одной из задач аэроупругости парашюта на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях, связанной со спецификой обтекания парашюта при наличии ударных волн.

Второй эффект в основном связан с наличием узких зон притекания больших тепловых потоков к парашюту от разогретого за ударной волной газа в

зонах контакта ударных волн с пограничным слоем, а также с интенсивным тепловыделением в точках торможения потока в ударном слое в зоне дозвуковых скоростей за прямым скачком уплотнения.

Первый эффект тепловыделения носит глобальный характер, поскольку нагружаются ударными циклическими нагрузками все элементы парашюта. Поэтому снижение прочности от термического воздействия здесь также носит глобальный характер – по всем элементам сразу. Основными факторами, снижающими тепловыделение, является повышение пульсационной устойчивости парашюта, уменьшение коэффициента внутреннего трения материалов элементов парашюта и организация мероприятий по уносу (рассеиванию) тепла из деформируемого циклической нагрузкой материала.

Второй эффект тепловыделения носит локальный характер и проявляется в зонах контакта ударных волн с пограничным слоем элементов парашюта. Поэтому снижение прочности от термического воздействия здесь также носит локальный характер – по отдельным элементам конструкции.

Здесь основным фактором, снижающим тепловыделение, является организация отрыва разогретого ударной волной пограничного слоя от элементов парашюта непосредственно за ударной волной и рассеивание тепла в пространстве, а также организация косых скачков уплотнения вместо прямых, там, где это возможно, за счет специфики конструктивного исполнения элементов парашюта.

На гиперзвуковых скоростях в точках торможения и ряде других критических точек парашюта можно ожидать снижения температуры и больших тепловых потоков притекания к парашюту за счет частичного поглощения тепла энергоемкими процессами возбуждения колебательных и вращательных степеней свободы, а также диссоциации молекул разогретого газа. Если это снижение достигнет по температуре определенного уровня, то можно использовать современные высокопрочные, жаростойкие материалы для разработки конструкции высотного тормозного парашюта.

Кроме факторов, снижающих тепловыделение и притекание тепловых потоков к парашюту, следует также работать над повышением термостойкости применяемых в парашютостроении материалов, при этом увеличивая также их прочностные показатели, что очень важно для противодействия обоим эффектам тепловыделения. Материалы и их покрытия должны иметь большую теплоемкость, высокую температуру и скрытую теплоту плавления и испарения. Теплопроводность их должна быть небольшой.

Относительное процентное соотношение по количеству выделяемого тепла между первым и вторым эффектами тепловыделения пока неизвестно, однако ясно, что разрушительное воздействие реализуется от обоих эффектов, и концентриро-

вать усилия в исследованиях важно одновременно на обоих направлениях

В конструкцию парашюта можно вводить теплоизоляционные, теплозащитные покрытия путем наклеивания или напыления их на внутреннюю поверхность парашюта.

Возможно применение теплопоглощающих покрытий с низкой теплопроводностью, которые под действием высоких температур расплавляются, сублимируются, испаряются и уносятся в поток, унося с собой большое количество тепла, защищая, таким образом, материал парашюта от перегрева и выгорания.

Необходимо также эффективно использовать рассеивание тепла в пространство от купола радиацией (излучением), учитывая и используя достаточно большую площадь полностью раскрытого купола. Для этого внешняя поверхность купола парашюта должна иметь покрытие с коэффициентом излучения близким к единице, а внутренняя поверхность, может иметь покрытие, с коэффициентом излучения близким к нулю.

Установлено, что под действием аэродинамического нагрева коэффициент сопротивления мягких моделей парашютов резко уменьшается, что происходит вследствие выгорания ткани между стропами и, как следствие, уменьшение миделя купола вследствие его частичного разрушения [1]. Максимальные тепловые потоки при отрывном сверхзвуковом обтекании системы объект-парашют наблюдались в основном в районе нижней кромки купола парашюта.

Концентрировать дальнейшие усилия необходимо на исследованиях картины поверхностного распределения тепловых полей (инфракрасного и других видов излучения – энергия и спектральный состав) в элементах конструкции парашюта на больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях.

Если купол парашюта имеет относительно большую воздухопроницаемость и перед ним нет достаточно развитой головной ударной волны, то косые, присоединенные скачки уплотнения садятся непосредственно на кромку купола парашюта, что приводит к появлению узких зон притекания к парашюту больших тепловых потоков, разрушающих основу купола и его кольцевой каркас непосредственно у кромки.

Потеря несущей способности парашюта происходит в основном из-за выгорания ткани между стропами купола парашюта, в результате чего его миделевое сечение и коэффициент лобового сопротивления существенно уменьшаются. Миделевое сечение раскрытого купола при этом уменьшается, уменьшается и коэффициент сопротивления парашюта. Из-за асимметрии процесса термического разрушения парашюта могут появляться боковые силы и моменты, существенно раскачивающие систему груз-парашют. Это изменяет углы атаки, пере-

страивая картину обтекания и картину системы скачков уплотнения, изменяя аэродинамические характеристики системы груз-парашют и вызывая появление больших ударных нагрузок на парашют и, как следствие, на узел крепления его к объекту.

Как уже указывалось выше, испытания моделей парашютов на больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях показывают, что в точке начала пространственного конуса строп (в коуше парашюта) садится косою присоединенный скачок уплотнения [1], [3]. Он частично тормозит поток. После прохождения скачка поток еще остается гиперзвуковым или сверхзвуковым, а давление, плотность и температура за ним значительно возрастают. Потеря части кинетической энергии потока за скачком идет на волновое сопротивление парашюта и нагрев газа. Особенно интенсивно разогревается пограничный слой в зоне контакта со скачком уплотнения. Таким образом, зона коуша строп является первой, достаточно сильно нагруженной (аэродинамически и термически) зоной парашюта. Это требует принятия мер защиты коуша строп от силового и теплового разрушения. Следует также иметь в виду, что с повышением температуры прочностные свойства материалов ухудшаются.

Поток, обтекающий конус строп, создает на них ряд локальных скачков уплотнения, что также тормозит поток и разогревает стропы в точках контакта скачков с пограничным слоем строп.

Таким образом, наряду с коушем, стропы также должны быть защищены от теплового удара практически по всей длине. Если купол парашюта не имеет достаточно большой воздухопроницаемости и полностью раскрыт, то перед ним возникает головная ударная волна – прямой скачок уплотнения, за которым поток уже становится дозвуковым. В дозвуковой зоне под куполом парашюта резко возрастают давление, плотность и температура заторможенного газа.

Таким образом, основа купола парашюта и его силовой каркас должны быть изготовлены из жаропрочных, термостойких материалов, выдерживающих большие термические и динамические нагрузки.

3. Прочность парашюта

Прочность – способность парашюта в процессе функционирования выдерживать действующие на него нагрузки. Предельная прочность (несущая способность парашюта) – предельная величина нагрузки, не приводящая к потере функциональных свойств парашюта даже в результате его частичного повреждения. Нагрузка на парашют пропорциональна величине скоростного напора. На больших высотах (80-100 км), где плотность воздуха мала и длина свободного пробега молекул велика, скоростной напор мал и толщина ударной волны весьма велика, т.е. по существу волна размыта и ее интен-

сивность относительно невелика. Следовательно, на этих высотах можно ожидать относительно небольших аэродинамических нагрузок, обусловленных волновым и донным сопротивлением и относительно небольшой суммарный аэродинамический нагрев. При погружении в плотные слои атмосферы (30-40 км) существенно возрастает как скоростной напор, так и аэродинамический нагрев. Если к моменту входа в плотные слои атмосферы удастся существенно снизить скорость системы за счет эффективного торможения на больших высотах, то режимы прохождения плотных слоев (по нагрузкам и тепловому удару) будут значительно менее жесткими. Таким образом, становится очевидной необходимость решения задачи оптимизации по выбору площадей каскадов и режимов введения ПС в действие, минимизирующих величины аэродинамических нагрузок и теплового нагрева на всем участке снижения системы объект-парашют.

Прочность парашюта напрямую связана с аэродинамическим нагревом, поскольку известно, что прочностные характеристики большинства текстильных материалов, используемых в парашютостроении, ухудшаются с повышением температуры. Таким образом, несущая способность парашюта является функцией как минимум двух аргументов: скоростного напора и теплового нагрева.

Кроме того, известно, что динамическая прочность материалов ряда элементов парашюта ниже ее статической прочности, что может быть связано как с внутренним нагревом, так и с волновыми процессами (локальными перенапряжениями в результате сложения амплитуд бегущих волн), в стропях, кольцевом и радиальном каркасах купола.

Мероприятия по защите парашюта от разрушения на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях сводятся к уменьшению динамических нагрузок на парашют и повышению пульсационной и других видов устойчивости парашюта.

Здесь параллельно также нужно решать задачу разработки, внедрения и эффективного использования новых технологий, новых жаростойких конструкционных материалов повышенной прочности с большой разрывной нагрузкой и с приемлемым для высокочастотных переходных процессов коэффициентом относительного удлинения.

4. Наполняемость, сопротивление и устойчивость парашютной системы

В зависимости от расстояния между донным срезом переднего тела и кромкой купола парашюта в системе объект-парашют могут реализовываться два качественно отличных друг от друга типа течения за передним телом – с открытым и закрытым следом [1 – 3].

В случае реализации течения с открытым следом горло следа от переднего тела находится за ку-

полом парашюта. В случае течения с закрытым следом горло следа от переднего тела находится перед куполом парашюта.

Испытания показывают, что характеристики парашюта и его поведение в потоке зависят от удаления парашюта от спасаемого объекта и типа течения в системе объект-парашют. Существуют критические сочетания параметров, например, таких, как число Маха и конструктивная проницаемость купола, при которых происходит перестройка течения от открытого к закрытому следу, и наоборот. При этом могут возникать явления нераскрытия (незаполнения) парашюта, эффекты сильной пульсационной или маятниковой неустойчивости [3].

Отметим, что распределение давления и теплового потока по внутренней поверхности парашюта также существенно зависит от относительного (критического) расстояния между куполом и головным телом [4].

На больших высотах, в среде свободномолекулярного течения или сильно разреженного газа, для раскрытия парашюта вначале необходимо обеспечить нормальное раскрытие кромки купола и поддерживать ее определенное время в наполненном состоянии, что, например, может быть сделано с помощью специального наполняемого устройства, встроенного в кромку купола парашюта. Парашют на больших высотах может работать как воздухозаборник, камера-ловушка молекул воздуха, увеличивая их концентрацию под куполом в процессе движения переднего тела с большой скоростью. Это повышает давление и уровень сжатия под куполом, поддерживая его в раскрытом состоянии.

Для уверенного наполнения парашюта в среде континуума на средних и малых высотах необходимо образование устойчивого течения со струей вдоль оси парашюта, после удара которой о полюсную часть, она растекается под куполом, образуя тороидальное течение, непрерывно увеличивающее выполненную часть купола, благодаря непрерывному потоку массы через входное отверстие под купол, вплоть до его полного наполнения.

Разрушение или пульсации осевой струи на сверхзвуковых и гиперзвуковых режимах и невозможность образования устойчивого тороидального течения – основы нормального процесса наполнения приводит к пульсационной неустойчивости процесса формообразования купола парашюта, большим ударным нагрузкам и локальным деформациям элементов конструкции, что может привести к их разрушению. Вибрирующая под воздействием большой нестационарной нагрузки стропная система является генератором мощной вихревой пелены, движущейся непосредственно под купол парашюта, что размывает и разрушает центральную, осевую струю и существенно ухудшает условия наполнения парашюта.

В ряде случаев из-за мощной вихревой пелены от строп купол может просто не наполниться.

Но наиболее опасными здесь являются случаи неустойчивости формообразования геометрии купола парашюта, что приводит к сильным пульсациям и маятниковым колебаниям, к интенсивной раскачке системы объект-парашют, что в свою очередь приводит к большим и даже разрушающим динамическим нагрузкам на узлы крепления. Неустойчивость обусловлена переходными периодическими процессами неустойчивого режима течения под куполом парашюта и, как следствие, вне его [1], [4].

Существенное влияние на устойчивость парашюта оказывает положение и форма головной ударной волны. Чем менее проницаем купол, тем больше отход от него головной ударной волны и тем менее устойчив купол, и наоборот. Чем меньше число Маха, тем больше отход ГУВ от купола.

Отход ударной волны регулирует расход массы воздуха через поверхность купола. Чем дальше отход ее от купола, тем меньше расход через купол и тем более он нагружен. Отметим, что ГУВ по мере отхода от купола разрушает систему косых скачков уплотнения, образующихся на стропах, что изменяет картину распределения притока тепла к стропной системе.

В теории парашюта существует понятие «критической скорости наполнения» – предельного минимального значения скорости в момент начала наполнения, при которой парашют еще наполняется. Если скорость в момент начала наполнения превышает критическую скорость наполнения – парашют не наполнится. Чем больше площадь парашюта и меньше удельная массовая нагрузка на парашют (т.е. чем ближе парашют к основному классу [2]), тем меньше величина его критической скорости наполнения. Механизм явления критической скорости наполнения парашюта до конца не исследован, и эта проблема может остро возникнуть при работе парашюта на больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях.

Лобовое сопротивление парашюта, так же, как и переднего тела, на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях, складывается из волнового сопротивления, сопротивления трения и донного сопротивления. Волновое сопротивление определяется величиной затрат кинетической энергии системы объект-парашют на образование и поддержание ГУВ, т.е. затратами на ударный нагрев и сжатие газа. Сопротивление трения пропорционально коэффициенту трения воздуха о поверхность и площади парашюта до точки отрыва пограничного слоя. Донное сопротивление равно разности между давлением в невозмущенном потоке и донным давлением, которое возрастает с возрастанием скорости и площади миделевого сечения купола парашюта. Основной вклад в сопротивление вносят, конечно, волновое и донное сопротивления.

Коэффициент сопротивления системы груз-парашют уменьшается с увеличением числа Маха и,

наоборот, увеличивается с уменьшением его. Это связано с рядом факторов, из-за которых уменьшение силы сопротивления, действующей на систему груз-парашют, происходит медленнее, чем уменьшение скоростного напора. Одним из таких факторов, например, является увеличение потерь полного давления в головном СУ при увеличении числа Маха. Другим – уменьшение диаметра миделя купола парашюта под воздействием ряда факторов, что подтверждается экспериментом [1]. Т.е., в баллистических расчетах нужно учитывать, что коэффициент сопротивления системы груз-парашют уменьшается с увеличением числа Маха.

Выше были рассмотрены основные особенности и сложности, необходимость преодоления которых становится актуальной при решении задач торможения и спасения объектов космической тематики на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях.

Заключение

Рассмотрены некоторые специфические особенности обтекания парашюта на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях, а также обсуждены проблемные вопросы различного характера, такие, как аэродинамический нагрев, снижение прочности, ухудшение наполняемости и устойчивости системы

груз-парашют, исследование которых позволит в перспективе решать задачи спасения отделяемых от ракет-носителей двигательных отсеков, топливных баков, блоков и модулей, для которых возможно повторное использование по назначению.

Литература

1. Хлебников В.С. Исследование аэродинамического сопротивления системы груз-крестообразный парашют при транс- и сверхзвуковых скоростях полета / В.С. Хлебников, П.Г. Цыганов // Сб. докладов НТК НИИ АУ, вып.8. – 1983. – С. 8–12.
2. Иванов П.И. Методика № 16203.52-02 летных испытаний сверхзвуковых парашютных систем / П.И.Иванов // НИИ АУС, Феодосия, 2002. – 41 с.
3. Лоханский Я.К. Режимы работы парашютов при сверхзвуковых скоростях / Я.К. Лоханский // Сб. докладов III НТК ФФ НИИ АУ.– Феодосия, 1983.– С. 82-85.
4. Хлебников В.С. Влияние конструктивной проницаемости на распределение теплового потока по поверхности тела типа «парашют», расположенного в следе другого, при сверхзвуковом обтекании / В.С. Хлебников // Тр. ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского. – Вып. 1763.– М., 1976. – С. 3-11.

Поступила в редакцию 4.09.2010.

Рецензент: канд. физ.-мат. наук, доцент каф. прикладной математики и математического моделирования Г.С. Абрамов, Херсонский национальный технический университет, Херсон.

ОСОБЛИВОСТІ ФУНКЦІОНУВАННЯ ПАРАШУТІВ НА БОЛЬШИХ НАДЗВУКОВИХ ШВИДКОСТЯХ

П.І. Іванов

Проблема зв'язана з розробкою методів порятунку за допомогою парашютних систем на великих висотах і при великих числах Маху, відокремлюваних від ракет-носіїв модулів, для яких можливо повторне застосування, що дозволяє, у перспективі, одержати істотний економічний ефект. Розглянуто питання міцності парашута, теплового впливу на парашут, наповнюваності купола парашута, опору і стійкості на великих надзвукових і гіперзвукових скоростях. Розглядаються також деякі специфічні особливості обтікання парашута на цих швидкостях і обговорюються проблемні питання різного характеру.

Ключові слова: парашут, аеродинамічне нагрівання, наповнюваність, стійкість, опір, надзвукова швидкість, гіперзвукова швидкість.

PARTICULARITIES OF OPERATION OF PARACHUTES ON GREATER SUPERSONIC VELOCITIES

P.I. Ivanov

The problem is connected with the development of rescuing methods by means of parachute systems at greater heights and under greater Mach's numbers separated from rockets-carriers modula for which recurrent using which allows to get an essential economic effect in future is possible. The problems of parachute toughness, heat influence on parachute, fullness of parachute domes, resistance and stability at greater supersonic and hypersonic-velocities are considered. Considered also some specific particularities of flowing around a parachute on these velocities and are discussed problem-solving questions of different nature.

Key words: parachute, aerodynamic heating, develop a parachute, stability, resistance, supersonic velocity, hypervelocity.

Іванов Петро Іванович – д-р техн. наук, проф., Феодосійський факультет ХНТУ, Феодосія, Україна.

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ¹, С.Н. ЛАРЬКОВ², К.В. МИГАЛИН³¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Производственное объединение «Коммунар», Харьков, Украина*³ *ООО НПФ «РОТОР», Тольятти, Россия*

МОДЕЛЬ МНОГОРЕЖИМНОГО ГОРЕНИЯ В ТЕПЛОВЫХ МАШИНАХ

Предложена однородная модель, отображающая непрерывный спектр режимов горения – от диффузионных пламени до детонации. В основу представлений о химических реакциях положена модель Бальмана и принцип эскалации интенсивности по мере накопления тепловых воздействий с использованием специальной лагранжевой системой координат. Модель интегрирована в общий математико-информационный аппарат исследований численным экспериментом нестационарных пространственных течений вязкой среды в разнообразных тепловых машинах. Приведен пример расчета рабочего процесса в бесклапанном пульсирующем воздушно-реактивном двигателе.

Ключевые слова: многорежимное горение, детонация, численные исследования, тепловые машины, бесклапанные пульсирующие воздушно-реактивные двигатели.

Введение

Появление и развитие каждого вида объектов техники с неизбежной необходимостью обусловливается наличием адекватного инструментария проектирования. Решение проблемы освоения детонационного режима горения в двигателестроении [1], находящееся в настоящий момент в лабораторно-экспериментальной фазе, весьма далекой от какого-либо практического результата, также не имеет положительной перспективы в отсутствие соответствующей расчетно-теоретической базы. В то время как медленное горение смеси в традиционных приложениях может рассматриваться с позиции квазиравновесной теории химической кинетики, детонация по своей сути является порождением неравновесности, к которому подобные представления неприменимы принципиально. Таким образом, авторы не усматривают резонанса в попытках распространения вариационных принципов Онзагера–Пригожина [2], положенных в основу уравнений химической кинетики, на совокупность физико-химических явлений, заключенных в детонации. Не опровергнута и диаметрально противоположная точка зрения, известная как модель Даррье–Ландау [3–4], доказывающая неосуществимость стационарного медленного горения, как такового. Квазидетонационные процессы [5] с характерными для них скоростями распространения фронта пламени порядка 500 м/с также не могут быть отнесены к категории равновесных без насилия над здравым смыслом.

Логический тупик, в который завели решение указанной проблемы подходы в рамках механики сплошных сред и формальной математики, может

быть, тем не менее, успешно преодолен, если обратиться к классическим представлениям молекулярной физики. Больцмановская модель взаимодействия [6–7], базирующаяся на схеме столкновений молекул, и, таким образом, принципиально не противоречащая к условию неравновесности, приемлема для построения утилитарных моделей многорежимного горения, включая детонацию. Данная модель привлекательна тем, что имеет свое выражение в уравнении Аррениуса [6, 7, с. 277], параметрической разновидностью которого является широко известная в двигателестроении формула Вибе [8 – 9]. Это дает возможность исследования фаз рабочего процесса с целью установления условий перехода горения в детонацию (ПГД) и возможности их циклического воспроизводства.

На примере модели ПуВРД [10], уточненной за счет отображения многорежимного горения, продемонстрированы некоторые возможности усовершенствованной технологии численного эксперимента.

Предпосылки построения модели с непрерывным спектром режимов горения

Тематически ассоциированная библиография обширна [3–7, 11–13 и др.], но из нее очевидным образом выводится ряд положений, пригодных для установления аксиоматики модели процесса.

1. Скорость химической реакции зависит от числа столкновений реагирующих молекул, что выражается уравнением Аррениуса для бимолекулярных реакций [6, 7, с. 277]. Интенсификация столкновений обуславливается повышением энергии теплового движения либо турбулентных пульсаций.

2. Предпламенным процессам и собственно горению свойственны общие механизмы, так или иначе сводящиеся к схеме энергетического барьера (энергии активации) [6 и др.].

3. Инициализация горения связана с подводом энергии, который осуществляется либо при простом нагревании (калильное зажигание), либо торможения потока за фронтом ударной волны, также приводящего к нагреву ТВС.

4. Скорость реакции определяется уровнем энергии инициализации, в связи с чем за всеми режимами горения стоит единый механизм и, вследствие чего таковые образуют непрерывный спектр скоростей фронта пламени – от диффузионных до детонационных [13]. Стирание различий между детонацией и турбулентными пламенами, распространяющимися с очень большими скоростями, стало причиной появления нового термина «квазидетонация» [5].

5. Нестационарность в различных формах и масштабах является важнейшим фактором для инициализации, а также всех стадий и режимов горения [11].

5.1. Естественным способом самоинициирования детонации является ПГД [13].

5.2. Гипотеза непрерывного ПГД основывается на представлении об абсолютной неустойчивости плоского фронта пламени [3], используемом в широко распространенных моделях Даррье–Ландау, Маркштейна и др. для отображения механизма перехода нормального горения в детонацию и причин возникновения турбулентного горения [12], несмотря на установленный факт противоречия результатам модельного эксперимента [4].

5.3. Механизм детонации состоит в том, что проходящая ударная волна (УВ) соответствующей интенсивности вызывает нагревание газа, достаточное для инициализации горения в газе, распространяющегося со скоростью волны Чепмена–Жуге (Ч.–Ж.).

5.4. Скорость накопления внутренней энергии при ПГД превышает скорость реакции ответной упругой деформации теплового расширения и, таким образом, горение совершается при практически постоянном объеме. Адиабата Ч.–Ж. располагается выше АГ в связи с тем, что при горении всегда развивается высокая температура и давление газа увеличивается по сравнению с тем, которое имел бы несогоревший газ при том же удельном объеме [3, с. 671].

5.5. В те же представления «вписывается» спиральная детонация, т.е. связанная с вращательной энергией элементарных частиц, для которой характерен «размазанный» нестационарный фронт реакции, ширина которого соизмерима с диаметром трубы [11]. Данное свойство упрощает применение сквозных сеточных методов, «размывающих» раз-

рывы.

5.6. Установка препятствий в тракте позволяет на несколько порядков сократить преддетонационное расстояние для ПГД [5] и открывает возможность для осуществления турбулентных режимов горения со стационарной скоростью до 1000 м/с. Современное понимание роли препятствий сводится к интенсификации турбулентного смешения в сдвиговых слоях за счет генерации поперечных УВ.

5.7. Исследования квазидетонации показывают [5], что в трубах с препятствиями те же механизмы, которые приводят к ПГД (через возникновение горячих точек при взаимодействии УВ с препятствиями), могут приводить к стационарным фронтам реакции, распространяющимся со скоростями вплоть до $\frac{1}{2}$ скорости Ч.–Ж. Таким образом, детонация Ч.–Ж. – всего лишь предельный случай в непрерывном спектре скоростей распространения фронтов горения, а различие между детонацией и турбулентным пламенем лишается отчетливых очертаний. Если при распространении волны горения проявление механизмов ПГД становится невозможным, например, в канале с акустически поглощающими стенками (разрушающими ячеистую структуру детонации), то она будет распространяться со скоростью на уровне половины скорости детонации Ч.–Ж.

5.8. Мощный источник зажигания может играть важную роль в устройствах быстрого инициирования детонации, но только как средство для быстрого образования сильно турбулентного пламени, для перехода которого в детонацию по-прежнему потребуется значительное преддетонационное расстояние.

6. Установившиеся теоретические представления о реализации непрерывного спектра скоростных режимов горения, которые обобщают результаты натурных исследований, качественно сводятся к механической схеме подвода энергии к системе, находящейся на грани исчерпания запаса устойчивости [3–7, 11–13 и др.]. Открытым остается вопрос о количественной оценке потенциальных барьеров, которые необходимо преодолеть для обеспечения целенаправленного управления режимами спектра «медленное горение → ПГД → детонация».

7. Единственным источником получения оценок по п. 5 могут служить результаты частного натурального эксперимента без особых претензий для обобщения на широкий класс процессов горения.

Основные положения и допущения модели

Из общих представлений статистической физики о механизме химических реакций [6]:

$$\ln C = \pm k\tilde{\tau}, \quad (1)$$

где C – актуальная концентрация, k – коэффициент пропорциональности, $\tilde{t}$ – время превращения, следует уравнение Аррениуса [6, 14]:

$$k = k_0 e^{-\frac{E}{RT}}, \quad (2)$$

где k_0 – коэффициент пропорциональности, характеризующий полное число столкновений молекул в единице объема реагирующей смеси, $e^{-\frac{E}{RT}}$ – доля полного числа столкновений, которые характеризуются энергией, достаточной для разрушения атомарных связей, E – энергия активации.

Представления (1) – (2) позволяют воспроизвести как механизм медленного горения – результат единичного низкоэнергетического столкновения двух молекул, так и быстрого (детонацию) – проявление высокоэнергетического столкновения молекул, при котором происходит не только единичное взаимодействие, но и передача импульса и энергии другим молекулам (цепная реакция как результат волнового процесса). Те же средства пригодны для описания модели перехода горения в детонацию (ПГД) и предпламенных процессов. Механизм любой фазы (α) процесса (либо их совокупности) может быть выражен формулой Вие в исходной или модифицированной форме [15–17], которую следует рассматривать в качестве частного случая уравнения Аррениуса (2), универсально отображающей любые физико–химические превращения:

$$X(\bar{A}^\alpha) = \exp \left\{ \ln(1 - X_z^\alpha) \left(\frac{\tilde{t}}{t_z^\alpha} \right)^{m^\alpha + 1} \right\}, \quad (3)$$

где $\bar{A}_\alpha = \{X_z, \tilde{t}, t_z, m\}^\alpha$ – обобщенный параметрический вектор; $t_z = 0,038 \frac{(1000L)^{0,97}}{1000[t]}$ C_z – продолжительность сгорания; X – доля выгоревшего топлива к моменту $\tilde{t}$; m – показатели характеристики фазы процесса; X_z – полнота сгорания; L – характерный линейный размер КС, [i]; [t] – эталон времени, [ñ], C_z – параметр скорости горения, $\alpha \equiv pf, o$ – предпламенная и основная фазы.

На основании (1.2.3) устанавливается зависимость конечной концентрации продуктов сгорания от параметризации отдельных фаз процесса:

$$X(\tilde{t}) = 1 - n^{pf} X(\bar{A}^{pf}) - (1 - n^{pf}) X(\bar{A}^o) \quad (4)$$

где n^{pf} – массовая доля топлива, окисляющегося в предпламенных процессах.

Сопоставление кинетических зависимостей (3) – (4) и соответствующих скоростей реакции согласно параметризации табл. 1 представлено на рис. 1.

Таблица 1

Параметризация зависимостей (3)– (4) на рис. 1

X_z^o, X_z^{pf}	m^o	C_z^o, C_z^{pf}	m^{pf}	n^{pf}
0,98	3,5	-3,91	0,1	0,1

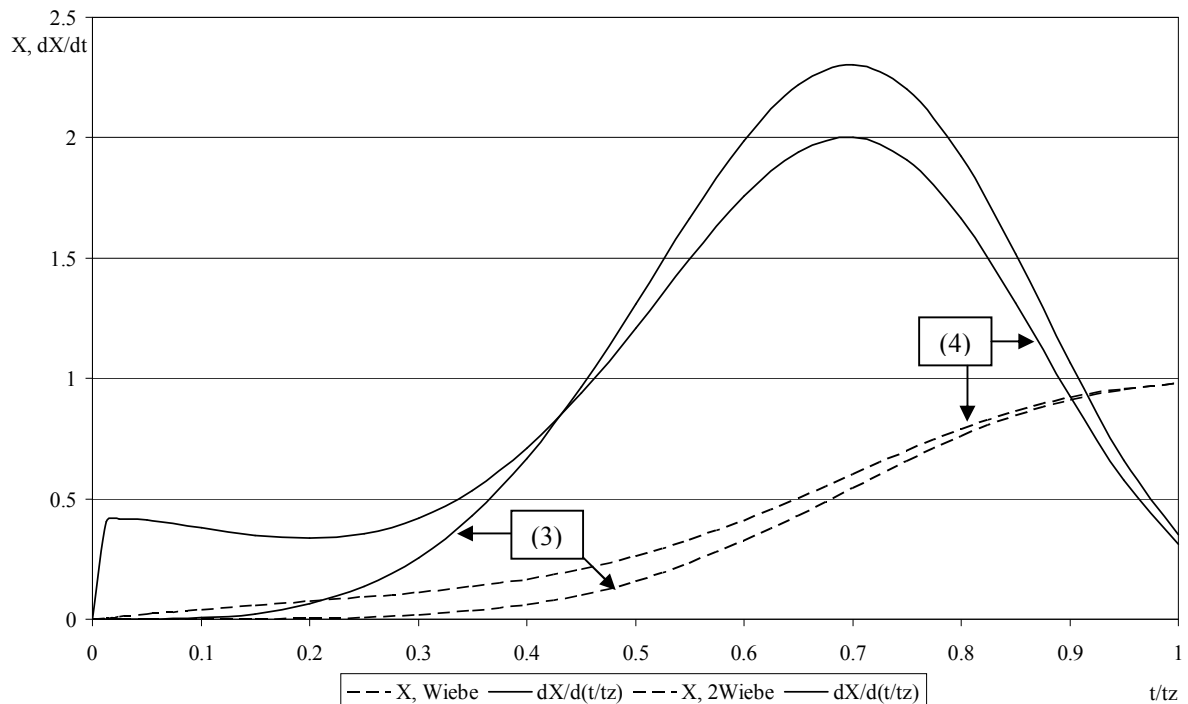


Рис. 1. Параметрическая модификация формулы Вие ((3) и (4))

Дифференциальные анализаторы активации процесса

Математическое отображение реализуемости условия преодоления потенциального барьера предполагает идентификацию положительных энергетических скачков, адекватных определенным уровням активации химических превращений.

Использование сеточных методов приводит к «размазыванию» фронта разрыва – УВ либо температурного скачка.

В таком случае зона разрыва может быть идентифицирована по наличию контрастных значений локальных производных удельных энергий или градиентов температур [14, с.125]:

$$\frac{\partial \varepsilon(\bar{x}, t)}{\partial t} \cong c_v \frac{\partial T(\bar{x}, t)}{\partial t}, \quad (5)$$

где c_v – удельная теплоемкость процесса, т.е. с точностью до примерно постоянного множителя. На фоне культивируемого сеточного метода [10, 20] (5) интерпретируется дифференциальными анализаторами [18–19]:

$$\frac{T_{i_1, i_2, i_3}^{l+1} - T_{i_1, i_2, i_3}^l}{\tau^l} \cong \frac{\partial T(\bar{x}_{i_1, i_2, i_3}, t^{l+1})}{\partial t}, \tau^l \equiv \Delta t \quad (6)$$

в совокупности с ассоциативными оценками пороговых энергий инициализации альтернативных режимов горения $\left(\frac{\partial T}{\partial t}\right)_{\text{extr}}$. Установление факта инициализации определенного режима сгорания сводится к реализуемости условия:

$$\frac{T_{i_1, i_2, i_3}^{l+1} - T_{i_1, i_2, i_3}^l}{\tau^l} \geq \left(\frac{\partial T}{\partial t}\right)_{\text{extr}}. \quad (7)$$

4. Основные принципы построения лагранжевой системы координат в модели химически реагирующей среды

Для отображения движения частиц химически реагирующей смеси с различной предысторией применяется лагранжево-эйлерова система координат (рис. 2).

Кинетика химической реакции, ассоциированная с отдельно взятой частицей среды, определяется ее индивидуальным временем, отсчитываемым с момента начала реакции ($\tilde{t}_{\dots}$), на основании формулы Вибе (3) с учетом сопутствующих обменных процессов.

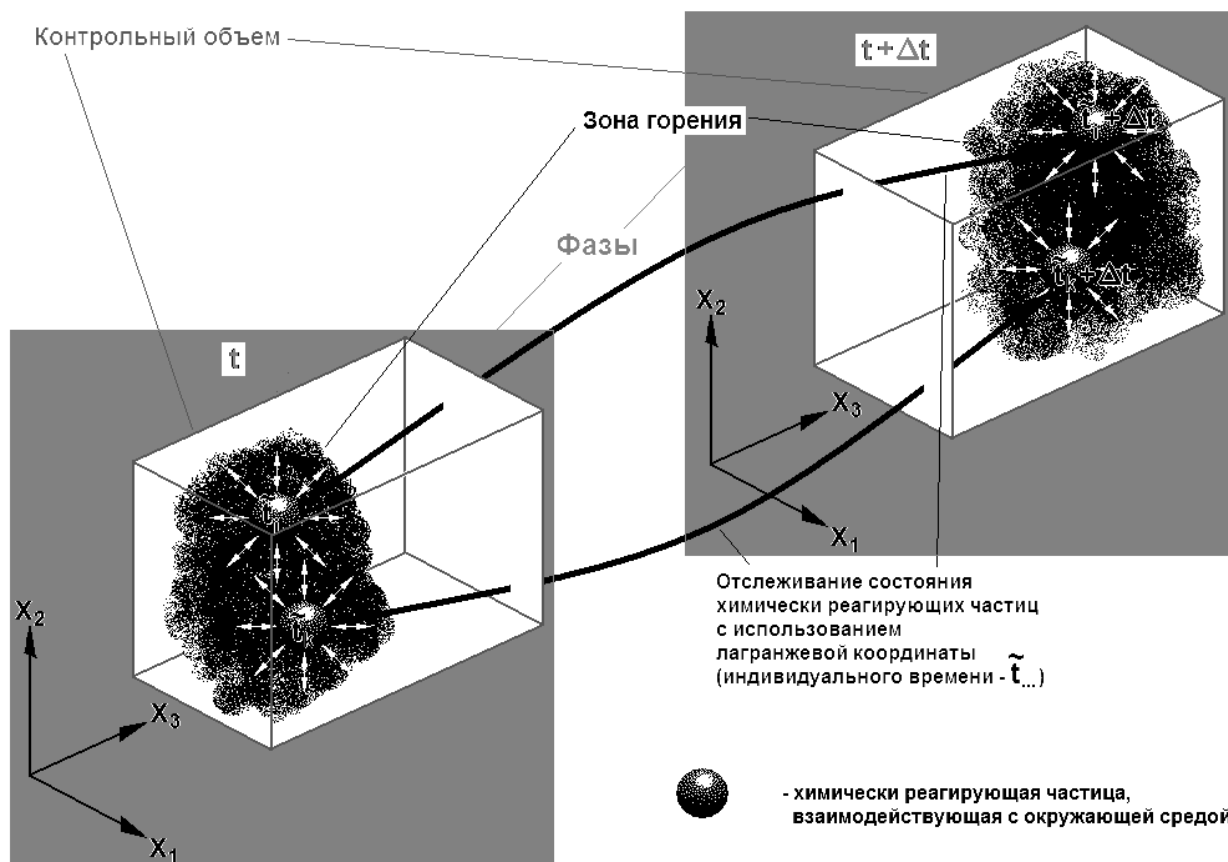


Рис. 2. Эволюционная модель химически реагирующей среды с различной предысторией активных частиц

Такого рода принципы построения в общих чертах напоминают применяющиеся в методах «частиц» [21], однако, в отличие от них, эйлерово-лагранжева точка зрения привлекается только на шаге отображения кинетики [10, 20 и др.]. Шаги расщепления, воспроизводящие обменные процессы в пределах эйлеровых объемов, и вызванные ими явления переноса массы, импульса и энергии (т.е.

соответствующая деформация лагранжевой сетки), реализуются по обычным рамках метода интегро-интерполяции. Единственное отличие представляемой далее версии модели процесса от [10] заключается в дополнительной компоненте $\omega_r \sigma$ субстанционального вектора $\bar{C}$ (табл. 2, поз. 8), отображающей скоростной фактор реакции (поз. 11).

Таблица 2

Основные математические объекты модели

№№ п/п	Обозначение	Физический смысл	Покомпонентная форма записи
1	t	время	—
2	$\vec{x}$	координатный вектор	$\{x_1, x_2, x_3\}$
3	ρ	плотность	—
4	p	давление	—
5	T	температура	—
6	$\vec{w}$	вектор скорости	$\{w_1, w_2, w_3\}$
7	ε^0	внутренняя энергия по полным параметрам	—
8	$\bar{C}$	матрица функций субстанциональных свойств	$\{\omega, \omega_a, \omega_a \tilde{t}, \omega_a \sigma, S\}$
9	ω, ω_a	массовые концентрации продуктов сгорания и исходных реагентов	—
10	$\tilde{t}$	индивидуальное время химически реагирующей частицы	—
11	σ	скоростной фактор реакции горения	—
12	S	энтропия	—
13	$\vec{f}$	напряженность поля массовых сил	$\{f_1, f_2, f_3\}$
14	M_M	общее число групп ИС, обусловленных субстанциональным переносом	—
15	M_C	общее число групп «свободных» ИС	—
16	$\vec{i}_k$	орты прямоугольной системы координат	—
17	(n)	индексы групп особенностей	—

Система уравнений модифицированной модели течения и ее реализация

Для записи системы уравнений модифицированной модели рабочего процесса применяется компактная запись, аналогичная [10, 20 и др.], содержащая дополнительное уравнение переноса скоростного фактора реакции:

$$\frac{\partial \bar{F}}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot \vec{\bar{O}} = \sum_{n=1}^{M_M} \left(\frac{\partial \bar{F}}{\partial t} \right)_{(n)} + \sum_{n=1}^{M_C} \bar{\Delta}_{(n)}, \quad (8)$$

где $\bar{F} = \rho \{1, \bar{C}, \vec{w}, \varepsilon^0\}$ — обобщенные потоковые

вектор-матрицы; $\vec{\bar{O}} = \sum_{k=1}^3 \vec{i}_k \bar{O}_k$ — вектор-матрица конвективных и волновых процессов;

$$\bar{O}_k = \bar{F} w_k + \rho \{0, 0, 0, 0, 0, \delta_{1,k}, \delta_{2,k}, \delta_{3,k}, w_k\} \quad —$$

проекции вектор-матрицы конвективных и волновых процессов на оси координат;

$$\bar{\Delta}_{(n)} = \left\{ 0, \frac{\partial(\rho \bar{C})}{\partial t}, \vec{f}, \frac{\partial(\rho \varepsilon^0)}{\partial t} \right\}_{(n)} \quad — \text{вектор-матрица}$$

«свободных» ИС. Прочие объекты системы (8) специфицированы в табл. 2.

Модель реализуется с использованием принципа расщепления по элементарным физическим процессам в порядке следования вычислительных шагов очередного временного слоя:

1) эйлерово-лагранжев этап: перенос и смешение частиц «замороженного» химического состава;

2) эйлеров этап: изменение физико-химического состояния лагранжевой частицы, сосредоточенной внутри ячейки эйлеровой сетки.

Эйлера–лагранжев этап реализуется в рамках обобщения метода [10, 20 и др.]. Факторы переноса частиц «замороженного» химического состава отображаются на первом шаге расщепления, соответствующего «автономному», на основе схемы С.К. Годунова, модифицированной за счет внедрения дополнительных автомодельных решений-примитивов, учитывающих топологию КО [ibid].

Операции шага расщепления, учитывающего кинетику, выглядят следующим образом. В исходный момент ($t=t^1$) лагранжева частица занимает весь объем эйлеровой ячейки, т.е. изначально эйлера и лагранжева сетки совпадают. Соответствующая подсистема (8), т.е. $\frac{\partial \vec{F}}{\partial t} + \vec{\nabla} \vec{O} = 0$, при отображении на прямоугольную сетку приобретает следующий явный вид шага расщепления, воспроизводящего факторы переноса без горения:

$$\begin{aligned} \vec{F}_{i_1, i_2, i_3}^{\text{ni}} &= \vec{F}_{i_1, i_2, i_3}^1 - \\ &- \tau^1 \sum_{k=1}^3 \frac{1}{h_k} \sum_{\beta=-1}^1 \beta \vec{F}_k^{1+\frac{1}{2}} \frac{\beta \delta_{k,1}}{i_1 + \frac{\beta \delta_{k,1}}{2}, i_2 + \frac{\beta \delta_{k,2}}{2}, i_3 + \frac{\beta \delta_{k,3}}{2}}; \\ h_k &\equiv \Delta x_k. \end{aligned} \quad (9)$$

Последовательное решение (9) выражает диффузию индивидуального времени и устанавливает фазу реакции в частице $\{\tilde{\tau}, \sigma\}_{i_1, i_2, i_3}^{\text{cm}}$, что формально соответствует первому выравниванию лагранжевой и эйлеровой сеток.

Операции эйлерова этапа воспроизводят элементарные физико–химические превращения в лагранжевой частице в ячейке эйлеровой сетки и выполняются либо при наличии предыстории химических реакций: $\tilde{\tau}_{i_1, i_2, i_3}^{\text{cm}} > 0$, либо при условии инициализации реакции горения (7).

Текущее значение скоростного фактора режима горения устанавливается, исходя из линейных представлений о его изменении в интервале ПГД и постоянстве за пределами, с использованием дифференциальных анализаторов энергетического фронта:

$$\begin{aligned} \sigma_{i_1, i_2, i_3}^{\text{cutt}} &= \\ &= \begin{cases} 0, & T_\tau \leq \left(\frac{\partial T}{\partial t}\right)_{\text{inf}} - \text{медл. горение} \\ T_\tau - \left(\frac{\partial T}{\partial t}\right)_{\text{inf}}, & \left(\frac{\partial T}{\partial t}\right)_{\text{inf}} < T_\tau < \left(\frac{\partial T}{\partial t}\right)_{\text{sup}} - \text{ПГД} \\ 1, & T_\tau \geq \left(\frac{\partial T}{\partial t}\right)_{\text{sup}} - \text{детонация} \end{cases} \end{aligned} \quad (10)$$

где $\sigma_{i_1, i_2, i_3}^{\text{cutt}}$ – текущее значение скоростного фактора

режима горения: $T_\tau = \frac{T_{i_1, i_2, i_3}^{1+1} - T_{i_1, i_2, i_3}^1}{\tau^1}$;

$\left(\frac{\partial T}{\partial t}\right)_{\text{sup}}$, $\left(\frac{\partial T}{\partial t}\right)_{\text{inf}}$ – верхний и нижний пределы ПГД.

Скоростной фактор лагранжевой частицы на очередном временном слое определяется условием прогрессивной предыстории реакции:

$$\sigma_{i_1, i_2, i_3}^{1+1} = \max\left(\sigma_{i_1, i_2, i_3}^{\text{cutt}}, \sigma_{i_1, i_2, i_3}^1\right). \quad (11)$$

Локальная параметризация режима горения (3) – (4) осуществляется по линейному закону:

$$n_{i_1, i_2, i_3}^{\text{pf}} = n^{\text{pf}}\left(1, 0 - \sigma_{i_1, i_2, i_3}^{1+1}\right) \quad (12)$$

$$t_{z1, i_2, i_3}^{1+1} = t_z \left\langle 1, 0 \cdot \left(1, 0 - \sigma_{i_1, i_2, i_3}^{1+1}\right) - \lambda \cdot \sigma_{i_1, i_2, i_3}^{1+1} \right\rangle \quad (13)$$

$$m_{i_1, i_2, i_3}^{\alpha 1+1} = m^\alpha \left\langle 1, 0 \cdot \left(1, 0 - \sigma_{i_1, i_2, i_3}^{1+1}\right) - \lambda \cdot \sigma_{i_1, i_2, i_3}^{1+1} \right\rangle, \quad (14)$$

где $0 < \lambda < 1$ – скоростной фактор детонации.

Далее учитывается приращение индивидуального времени соответствующего режима горения:

$$\tilde{\tau}_{i_1, i_2, i_3}^{1+1} = \tilde{\tau}_{i_1, i_2, i_3}^{\text{ni}} + \tau^1. \quad (15)$$

Определяется исходное локальное значение коэффициента избытка воздуха:

$$\alpha_{\text{ок}i_1, i_2, i_3}^{\text{cm}} = \frac{1 - \omega_{i_1, i_2, i_3}^{\text{cm}} - \omega_{i_1, i_2, i_3}^{\text{cm}}}{L_0 \omega_{i_1, i_2, i_3}^{\text{cm}}}, \quad (16)$$

где L_0 – стехиометрический коэффициент. На основании (16) устанавливается локальное соотношение активных реагентов и затем интенсивность стока концентрации горючего:

$$\omega_{i_1, i_2, i_3}^{\text{акт}} = \begin{cases} \omega_{i_1, i_2, i_3}^{\text{cm}}, & \alpha_{\text{ок}i_1, i_2, i_3}^{\text{cm}} \geq 1 \\ \frac{1 - \omega_{i_1, i_2, i_3}^{\text{cm}} - \omega_{i_1, i_2, i_3}^{\text{cm}}}{L_0}, & \alpha_{\text{ок}i_1, i_2, i_3}^{\text{cm}} < 1 \end{cases}, \quad (17)$$

$$\Delta \omega_\Gamma = \omega_{i_1, i_2, i_3}^{\text{акт}} \left(X(\tilde{\tau}_{i_1, i_2, i_3}^{1+1}) - X(\tilde{\tau}_{i_1, i_2, i_3}^{\text{cm}}) \right), \quad (18)$$

определяющая состав среды для очередного временного слоя и полная внутренняя энергия с учетом теплового эффекта реакции, теплообмена, искрового зажигания и т.п.:

$$\omega_{i_1, i_2, i_3}^{1+1} = \omega_{i_1, i_2, i_3}^{\text{cm}} - \Delta \omega_\Gamma; \quad (19)$$

$$\omega_{i_1, i_2, i_3}^{1+1} = \omega_{i_1, i_2, i_3}^{\text{cm}} + \Delta \omega_\Gamma (1 + L_0). \quad (20)$$

$$\varepsilon_{i_1, i_2, i_3}^{\sigma 1+1} = \varepsilon_{i_1, i_2, i_3}^{\sigma \text{cm}} + \Delta \omega_\Gamma \text{Hu} + \sum \Delta \varepsilon_{i_1, i_2, i_3}^{\text{cm}} \quad (21)$$

В завершение операций шага по известным значениям (15), (19) – (21) формируются соответствующие компоненты обобщенных векторов $\vec{F}_{i_1, i_2, i_3}^{1+1}$.

Ниже приведен пример применения многорежимной модели горения к исследованию процесса в бесклапанном ПуВРД с форкамерного типа (ФК) [22] (рис. 3–5).

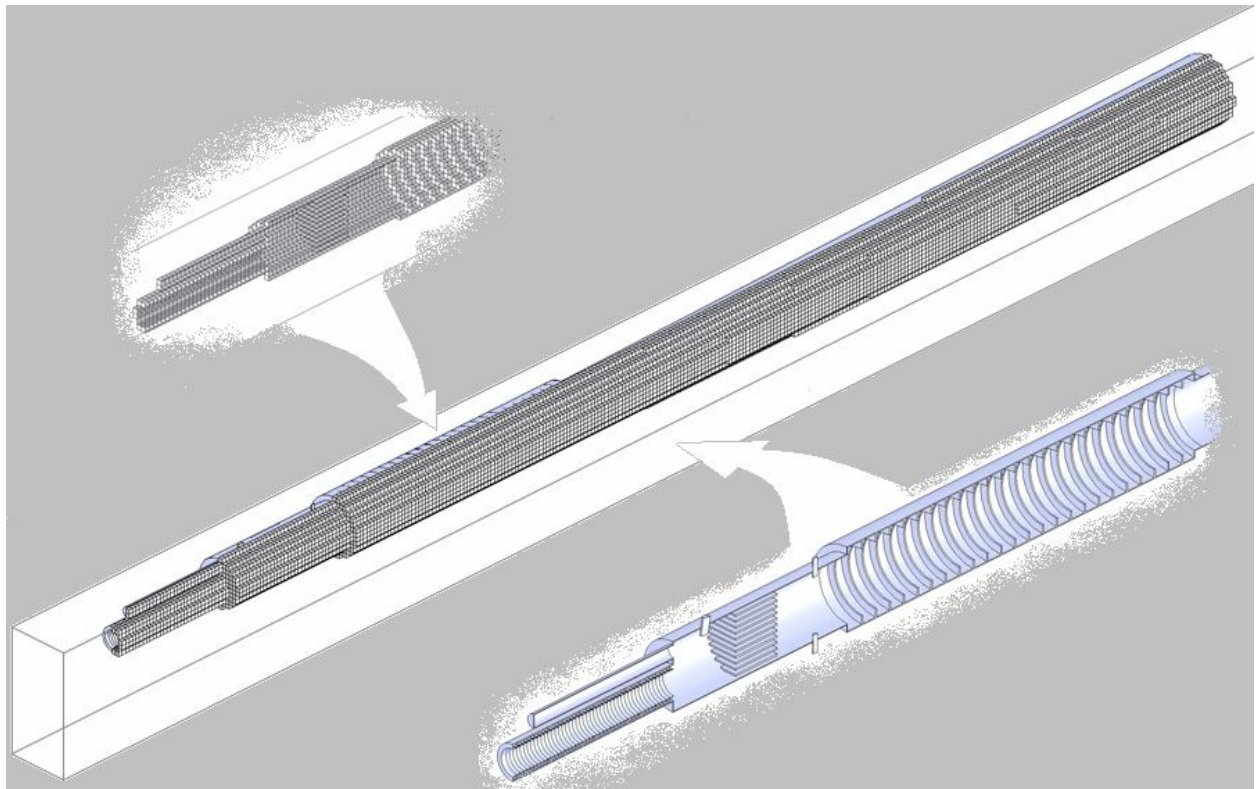


Рис. 3. Объект исследований [22] в КО и его твердотельная маска

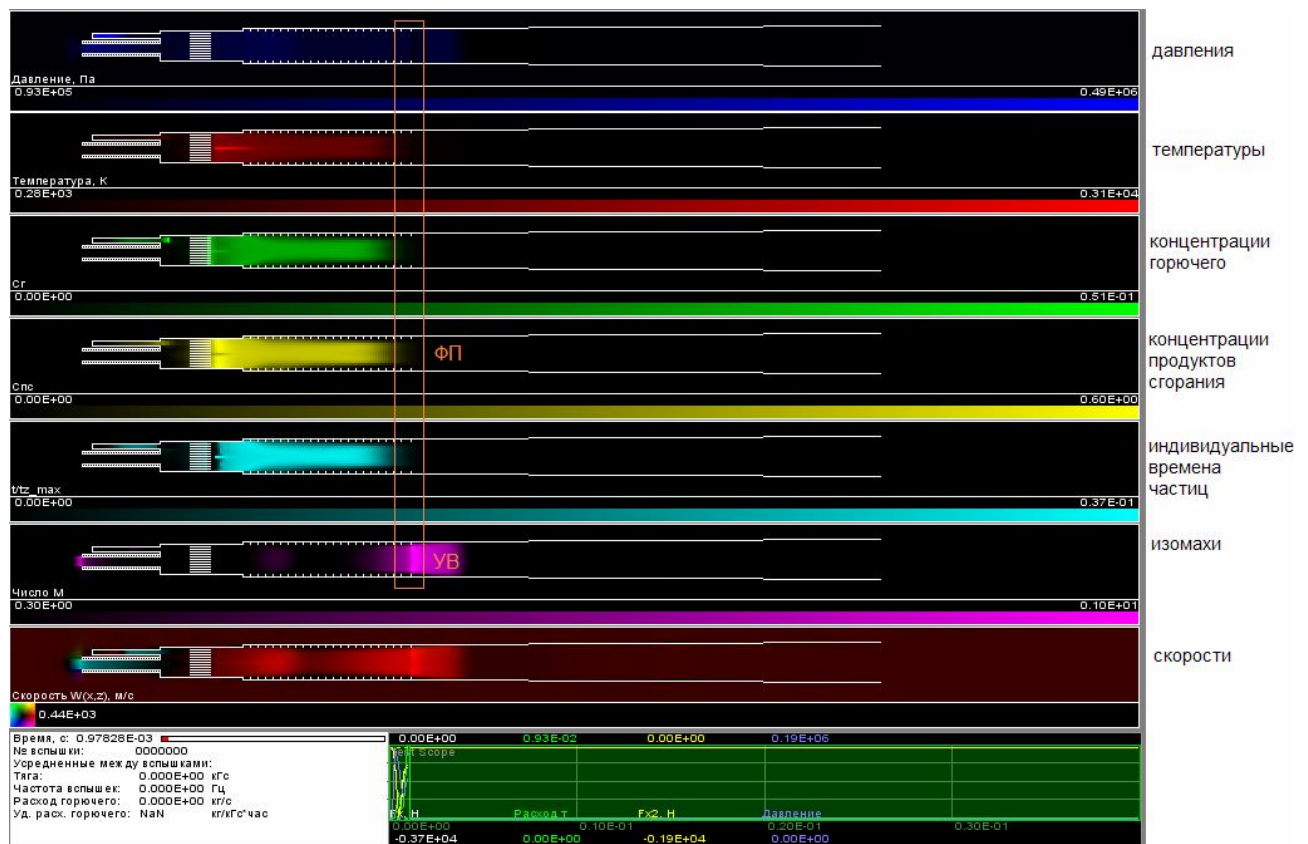


Рис. 4. Предпосылка к образованию волны Ч.-Ж. в связи с близкой диспозицией фронта пламени (ФП) и ударной волны (УВ)

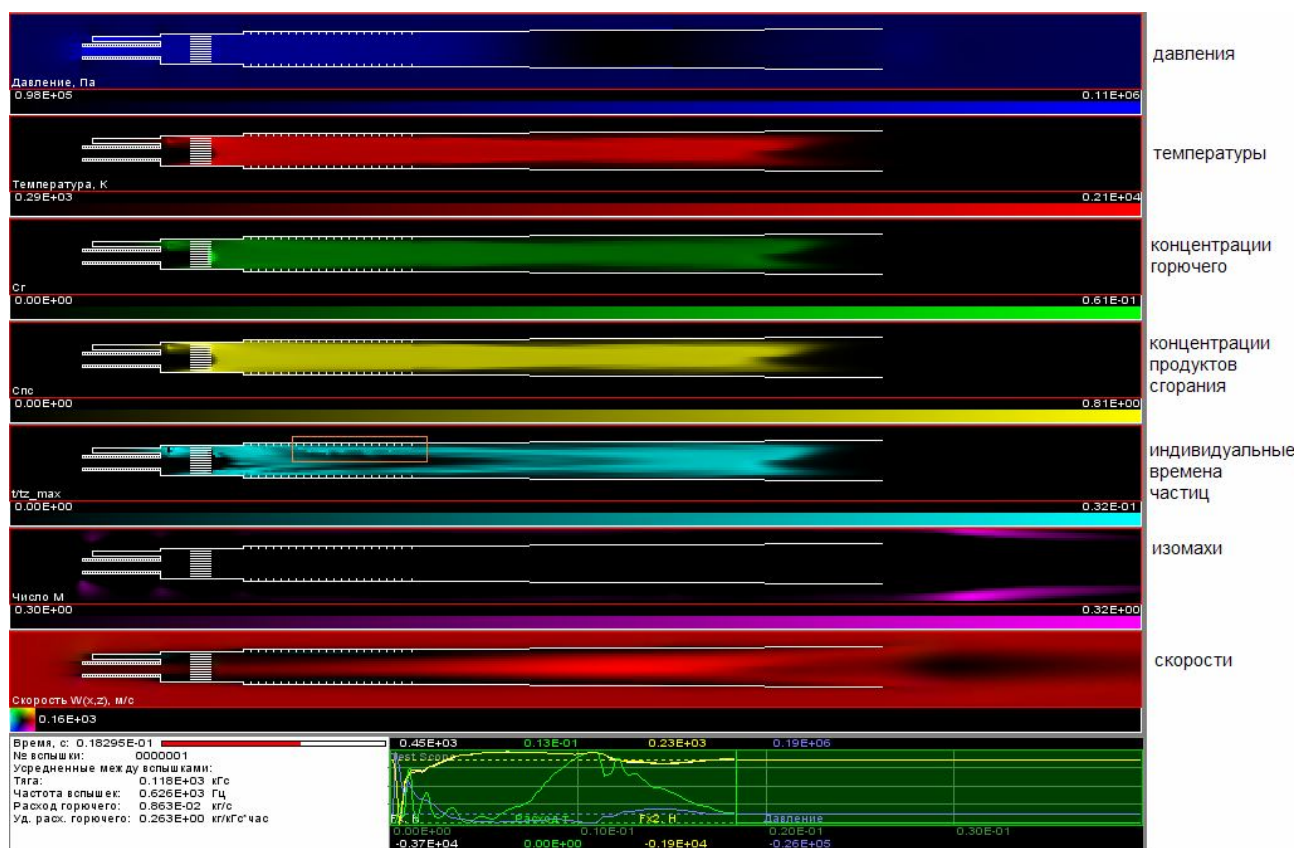


Рис. 5. Момент возникновения турбулентных пламен в зоне форкамеры и на участке препятствий

Заключение

Модифицированная модель горения способна адекватно отобразить процесс генерации и развития многорежимных пламен, включая зрительный эффект «живого огня», благодаря использованию полей индивидуальных времен химически реагирующих частиц, и может быть применена для исследования рабочих процессов различных типов тепловых машин с периодическим и постоянным рабочим процессом.

Литература

1. Фролов С.М. Импульсные детонационные двигатели. / Под ред. С.М. Фролова – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2006. – 592 с., – С. 65-86.
2. Базаров И.П. Термодинамика / И.П. Базаров – М.: Высшая школа, 1991. – 376 с.
3. Ландау Л.Д. Теоретическая физика: Уч. пособие. В 10 т. Т. IV Гидродинамика. / Л.Д. Ландау, Е.М. Лифшиц – М.: Наука, 1986. – 736 с.
4. Маркштейн Дж.Г. Нестационарное распространение пламени. / Под ред. Дж.Г. Маркштейна – М.: Мир, 1968. – 437 с.
5. Хиггинс А. Дж. Повышение чувствительности топливо-воздушных смесей для перехода горения в детонацию / А.Дж. Хиггинс, П. Пинар,

А.К. Иошинака, Дж.Х.С. Ли // [В книге: Импульсные детонационные двигатели. Под ред. С.М. Фролова – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2006. – 592 с.], – С. 65–86.

6. Кнорре Г.Ф. Что такое горение? / Г.Ф. Кнорре – М.–Л.: Госэнергоиздат, 1955. – 233 с.

7. Канторович Б.В. Гидродинамика и теория горения потока топлива / Под ред. Б.В. Канторовича – М.: Металлургия, 1971. – 488 с.

8. Орлин А.С. Двигатели внутреннего сгорания. / Под ред. А.С. Орлина, М.Г. Круглова – М.: Машиностроение, 1983. – 375 с.

9. Воинов А.Н. Сгорание в быстроходных поршневых двигателях. / А.Н. Воинов – М.: Машиностроение, 1977. – 277 с.

10. Амброжевич А.В. Технология численных исследований рабочих процессов транспортных систем с бесклапанными пульсирующими воздушно-реактивными двигателями / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков, К.В. Мигалин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 4 (71). – С. 67–74.

11. Пеннер С.С. Детонация и двухфазное течение. / Сб. ст. под ред. С.С. Пеннера и Ф.А. Уильямса – М.: Мир, 1966. – 374 с.

12. Крокко Л. Теория неустойчивости горения в ЖРД. / Л. Крокко, Чжен Синь-и – М.: Изд-во

иностр. лит-ры, 1958. – 351 с.

13. Льюис Б. Горение, пламя и взрывы в газах / Б. Льюис, Г. Эльбе – М.: «Мир», 1968. – 592 с.

14. Померанцев В.В. Основы практической теории горения. / В.В. Померанцев, К.М. Арефьев, Д.Б. Ахмедов и др. – М.–Л.: Энергия, 1973. – 264 с.

15. Livengood, J.C., Wu, P.C. Correlation of Autoignition Phenomena in Internal Combustion Engines and Rapid Compression Machines. // J.C. Livengood, P.C. Wu. Fifth Symposium on Combustion, 1955.

16. Jinkai Zheng, A Global Reaction Model for the HCCI Combustion Process. // Jinkai Zheng, David L. Miller and P. Nocolas Gernansky. SAE Paper № 2004-01-2950.

17. Watson, N. A Combustion Correlation for Diesel Engine Simulation // N. Watson, A.D. Pilley, and M. Marzouk. SAE Paper № 800029.

18. Ворожцов Е.В. Дифференциальные анализаторы ударных волн. Приложения теории // Е.В. Ворожцов, В.М. Фомин, Н.Н. Яненко. Численные методы механики сплошной среды. – 1976. –

Т.7, № 6. – С. 8-22.

19. Ворожцов Е.В. Метод локализации особенностей при численном решении задач газовой динамики. / Е.В. Ворожцов, Н.Н. Яненко – Новосибирск: Наука, 1985. – 224 с.

20. Амброжевич А.В. Численное моделирование комплекса нестационарных газодинамических процессов в тепловых двигателях / А.В. Амброжевич – Х.: ХГАДТУ, 1999. – 77 с.

21. Белоцерковский О.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. / О.М. Белоцерковский, Ю.М. Давыдов – М.: Наука, 1982. – 392 с.

22. Амброжевич А.В. Пульсирующий воздушно-реактивный детонационный двигатель / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков, К.В. Мигалин // Заявка на изобр. РОСПАТЕНТ: уведомл. О поступлении и рег. заявки от 02.07.2010 г., рег. вх. № 038999, рег. № 2010127388.

Поступила в редакцию 19.05.2010

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

МОДЕЛЬ БАГАТОРЕЖИМНОГО ГОРІННЯ В ТЕПЛОВИХ МАШИНАХ

О.В. Амброжевич, С.М. Ларьков, К.В. Мигалин

Запропонована однорідна модель, що віддзеркалює безперервний спектр режимів горіння – від дифузійного полум'я до детонації. В основу уявлень щодо хімічних реакцій покладена модель Больцмана та принцип ескалації інтенсивності по мірі накопичення теплового впливу з використанням спеціальної лагранжевої системи координат. Модель інтегрована в загальний математико-інформаційний апарат досліджень чисельним експериментом нестационарних просторових течій в'язкого середовища в різноманітних теплових машинах. Наведений приклад розрахунку робочого процесу в безклапанному пульсуючому повітряно-реактивному двигуні.

Ключові слова: багаторежимне горіння, детонація, чисельні дослідження, теплові машини, безклапанні пульсуючі повітряно-реактивні двигуни.

A MODEL OF MULTI REGIME COMBUSTION ON THE HEAT MASHINES

A.V. Ambrożewicz, S.N. Larkov, K.V. Migalin

The uniform model of permanent spectrum of burning regimes – from diffusion's flames to detonation – is proposed. On the base of imaginations of the chemical's reactions a Boltzman's model and principle of escalation an intensity according the heat's actions accumulation are deposed with special Lagrange's coordinate system utilization. A model is integrated on the common mathematical and information apparatus for numerical experiment investigation of unsteady 3D motions of viscose fluid in different heat machines. Some example of simulation of the working process on the waveless pulse jet engine is demonstrated.

Key word: multi regime combustion, detonation, numerical investigation, heat machines, valveless pulse jet engine.

Амброжевич Александр Владимирович – д-р техн. наук, профессор кафедры ракетных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Ларьков Сергей Николаевич – канд. техн. наук, главный технолог, Производственное объединение «Коммунар», Харьков, Украина.

Мигалин Константин Валентинович – канд. техн. наук, директор, ООО НПФ «РОТОР», Тольятти, Россия, e-mail: MigalinK@mail.ru

УДК 621.625+621.438

Ю.А. БЫКОВ

Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАНУ, Харьков, Украина

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОУПРУГОСТИ В РЕШЕТКЕ ОХЛАЖДАЕМЫХ ЛОПАТОК

В статье представлены результаты моделирования течения в решетке колеблющихся турбинных лопаток с различными конфигурациями охлаждающих каналов. Моделирование произведено с помощью ранее разработанного метода совместного численного решения аэродинамической задачи обтекания решетки и задачи теплопроводности в лопатке. Продемонстрировано влияние характера теплообмена на аэроупругие характеристики решетки. В результате анализа результатов сделан вывод о возможности использования разработанного метода для прогнозирования аэроупругих характеристик венцов турбин высокого давления с охлаждаемыми лопатками.

Ключевые слова: нестационарная аэродинамика в турбомашинах, теплопередача, аэроупругость в турбомашинах, аэротермоупругость.

Введение

В настоящее время широко применяемым способом повышения эффективности турбомашин является увеличение температуры на входе в первые ступени турбины. В связи с этим возникает проблема обеспечения надежности лопаточных аппаратов с учетом повышенных тепловых нагрузок на лопатки. В частности, до последнего времени не была исследована проблема понижения уровня вибраций, в том числе по выявлению возможных автоколебаний лопаток ступеней, в условиях значительного перепада температур. Данная проблема может решаться экспериментально, однако возможно существенно снизить затраты на экспериментальный поиск оптимальных материалов и режимов эффективной работы турбины, с помощью внедрения в практику проектирования современных методов и средств численного моделирования.

Таким образом, актуальной проблемой на данный момент является проблема численного моделирования взаимодействия натекающего потока и колебаний лопаток с учетом значительной температурной неравномерности в первых ступенях газовых и паровых турбин.

В последнее время проделана значительная работа по совершенствованию методов прогнозирования автоколебаний в различных видах лопаточных аппаратов, в том числе и ступенях турбомашин [1,2,3]. В то же время остается открытым вопрос о влиянии значительной температурной неравномерности в первых ступенях газовых турбин высокого давления на возможность возникновения самопроизвольных колебаний лопаток, могущих привести к ускоренному износу венцов. Картина распределения температуры осложняется применением в первых

ступенях различных способов охлаждения лопаток.

На данный момент не существует надежных и проверенных методов решения данной проблемы. Поэтому в основу алгоритма положены известные и зарекомендовавшие себя методы решения задач аэроупругости [3] и недавно разработанные методы решения совместной задачи аэроупругости и теплопроводности [4]. Текущей задачей является исследование зависимости аэроупругих характеристик решетки лопаток от распределения температуры по лопатке, зависящей, в частности, от наличия и конфигурации охлаждающих каналов. В статье представлены результаты моделирования аэроупругого поведения решетки турбинных лопаток с применением различных конфигураций каналов охлаждения.

Математическая модель и численный метод

Для решения задачи определения работы аэродинамических сил по возбуждению колебаний с учетом влияния распределения температуры необходимо совместное решение аэродинамической задачи и задачи теплопроводности в лопатке. Для решения аэродинамической задачи используется известный и всесторонне исследованный модифицированный метод Годунова [4]. Данный метод решает систему уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу-Фавру. Для замыкания уравнений используется модель турбулентности Ментера SST [5]. Метод использует комбинированные расчетные сетки типа О-Н.

Совместное решение аэродинамической задачи и задачи теплопроводности выполняется с помощью модифицированного метода Годунова второго порядка, описанного в работе [6].

Граничные условия

Для успешного интегрирования уравнений аэродинамики на границах расчетной области ставились следующие граничные условия: на входе задавались полное давление и полная температура, направление потока; на выходе – статическое давление; на поверхности лопатки – условие прилипания для компонент скорости, отсутствие градиента давления в нормальном направлении, постоянная температура поверхности лопатки. Для уравнений модели турбулентности задавались такие граничные условия на входе:

$$k = 1,5(u_{in} Tu_{in})^2, \quad \omega = k^{1/2} / L,$$

где u_{in} – скорость потока на входе;

Tu_{in} – интенсивность турбулентности на входе;

L – масштаб турбулентных вихрей. На поверхности лопатки задавались условия:

$$k = 0, \quad \omega = 60\mu / (\rho\beta(\Delta y_1)^2),$$

где μ – вязкость среды;

ρ – плотность среды;

β – коэффициент модели турбулентности;

Δy_1 – расстояние до поверхности лопатки.

В качестве масштаба турбулентных вихрей выбиралась величина 5% от длины осевой хорды лопатки. Для уравнения теплопроводности на границах лопатки ставятся условия сопряжения для температуры:

$$\lambda_g \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_g = \lambda_s \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_s, \quad T|_g = T|_s,$$

где λ – коэффициент теплопроводности, индексы s и g – соответственно значения со стороны лопатки и газа.

Результаты моделирования

В качестве объекта исследования была выбрана плоская решетка турбинных профилей, исследованная в Лозаннском политехническом институте [7] под наименованием «4-я стандартная конфигурация». Эта решетка была помещена в условия, соответствующие второй ступени газовой турбины высокого давления со следующими параметрами: $p_0 = 0,56$ МПа, $p_2 = 0,3$ МПа, $T_0 = 1300$ К, средняя температура наружной стенки лопатки $T_w = 1100$ К, температура охлаждающей жидкости $T_c = 900$ К, рабочая жидкость – воздух, материал лопатки – сталь. Лопатки совершали изгибные колебания амплитудой 0,0033 от хорды и частотой 300 Гц. Разность фаз колебаний между лопатками составляла 0, 180, 90 и –90 градусов.

Было рассмотрено два варианта размещения охлаждающих каналов в лопатке: с двумя широкими

каналами в передней части лопатки (далее вариант 1) и шестью каналами, распределенными по длине лопатки (далее вариант 2). Варианты размещения каналов представлены на рис. 1. Для сравнения результатов также было проведено моделирование течения с условием постоянной температуры всей поверхности лопатки: $T_w = 1100$ К (далее вариант 3). Для расчета использовалась Н-О – сетка в области течения и области тела лопатки, аналогичная сетке, использованной в предыдущей работе [6].

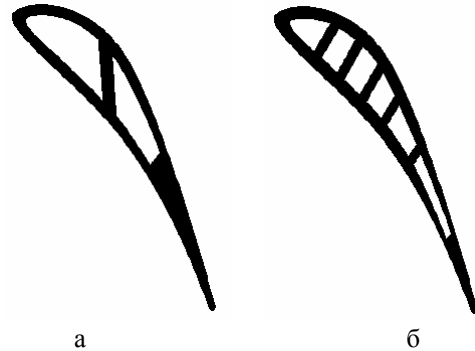


Рис. 1. Варианты охлаждающих каналов лопатки: а – вариант 1; б – вариант 2

На рис. 2 представлено распределение температуры по поверхности лопатки соответственно для варианта 1 и 2.

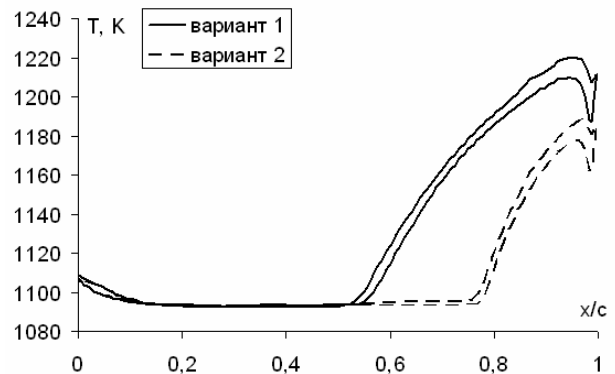


Рис. 2. Распределение температуры по хорде лопатки

В качестве результатов нестационарного обтекания решетки, вызванного колебанием лопаток, были получены распределения по хорде следующих величин на поверхности лопатки: давления, осредненного по периоду колебания, амплитуда нестационарного давления и фаза первой гармоники колебаний нестационарного давления. Сравнительная диаграмма распределения усредненного по времени коэффициента давления c_p вдоль хорды лопатки представлена на рис. 3. Коэффициент давления определяется как:

$$c_p = \frac{p(x) - p_1}{p_0 - p_1},$$

где $p(x)$ – распределение давления по хорде;

p_1 – давление на входе в решетку;

p_0 – давление заторможенного потока.

Хорошо видно присутствие скачка давления на стороне разрежения лопатки в области $x/c = 0,85$. Также видно, что распределение давления для всех трех вариантов отличается незначительно.



Рис. 3. Распределение усредненного по времени давления по хорде лопатки

На рис. 4 – 7 представлены распределения коэффициента амплитуды p_n и фазы нестационарного давления ϕ по хорде лопатки, соответственно для межлопаточных фазовых углов 0° , 180° , -90° и 90° . Коэффициенты определены следующим образом:

$$p_n(x) = \frac{\sqrt{C_1^a(x) + C_1^b(x)}}{(p_0 - p_1)h_0c},$$

$$\phi(x) = \arctg \frac{C_1^b(x)}{C_1^a(x)},$$

где C_1^a , C_1^b – распределение по хорде коэффициентов Фурье давления для частоты колебания лопаток;

h_0 – амплитуда колебаний лопаток;

c – хорда лопатки.

Несмотря на малое отличие значений осредненного по времени давления для различных вариантов охлаждения лопатки, значения коэффициентов нестационарного давления отличаются довольно значительно. Для всех значений МЛФУ, в особенности для 0° , амплитуда давления в области скачка $x/c = 0,85$ больше для варианта №3. Распределение фазы практически не зависит от варианта расчета, однако, для МЛФУ = 0° в области $x/c = 0,58$ для варианта №1 наблюдается значительное отличие. Такое поведение может быть обосновано малой амплитудой колебаний давления в этой точке, в то же время значения фазы давления около 90° для стороны разрежения ведут к положительной работе аэродинамических сил, а следовательно, к возможности появления автоколебаний.

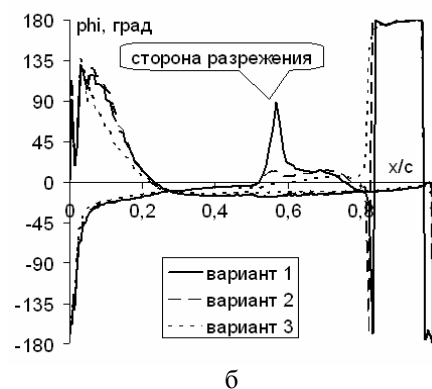


Рис. 4. Распределение p_n и ϕ по хорде лопатки, МЛФУ = 0° :
а – амплитуда давления p_n ;
б – фаза давления ϕ

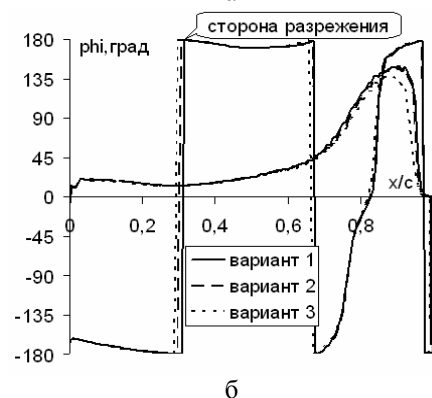
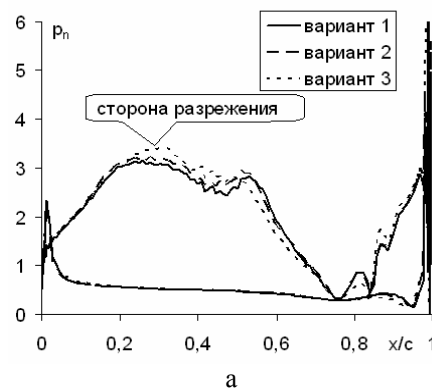


Рис. 5. Распределение p_n и ϕ по хорде лопатки, МЛФУ = 180° :
а – амплитуда давления p_n ;
б – фаза давления ϕ

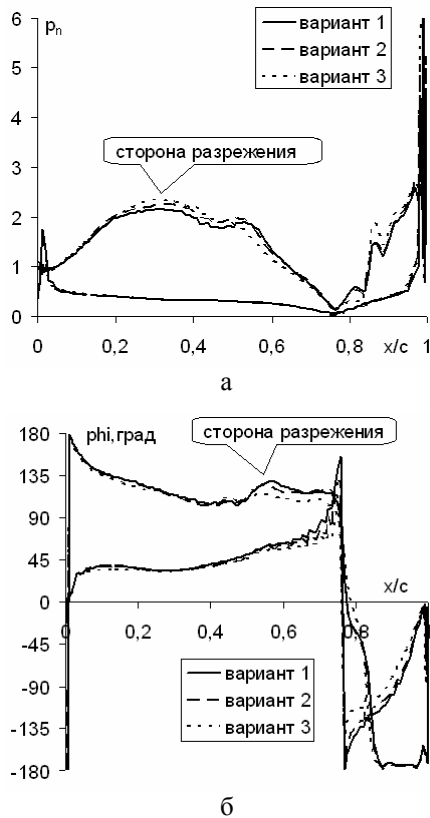


Рис. 6. Распределение p_n и ϕ по хорде лопатки, МЛФУ = -90° :
а – амплитуда давления p_n ;
б – фаза давления ϕ

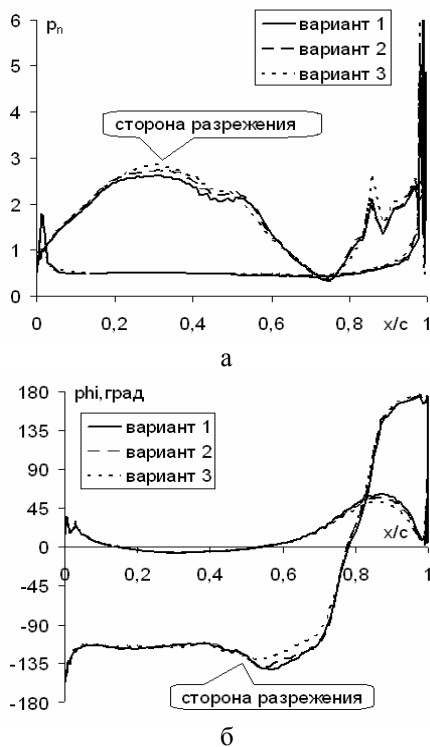


Рис. 7. Распределение p_n и ϕ по хорде лопатки, МЛФУ = 90° :
а – амплитуда давления p_n ;
б – фаза давления ϕ

Таким образом, различное распределение температуры поверхности лопатки влияет на изменение параметров нестационарного обтекания решетки в большей степени, чем на стационарные характеристики, хотя степень этого влияния невелика.

Возможность возникновения автоколебаний лопаток определяет знак работы аэродинамических сил по перемещению лопатки. На рис. 8 представлены значения коэффициента аэродемпфирования, который является безразмерной работой сил со знаком «минус»:

$$\Xi = - \frac{\int \mathbf{F} \mathbf{w} ds}{(p_0 - p_1) \pi h_0^2 c},$$

где $\mathbf{F}$ – вектор аэродинамической силы на лопатке;
 $\mathbf{w}$ – вектор перемещения лопатки, интегрирование ведется по поверхности лопатки.

Положительные значения коэффициента свидетельствуют о демпфировании колебаний, отрицательные – о возможности возбуждения колебаний. Представленные значения коэффициента для различных вариантов довольно близки. Можно утверждать, что различия в исходных условиях влияют на демпфирование колебаний лопаток незначительно для номинальных режимов. Однако следует заметить, что наблюдаемые отличия в определенных условиях, например, в переходных или частичных режимах, а также в случае близкого к нулю значения коэффициента аэродемпфирования, могут изменить границы устойчивости колебаний лопаток.

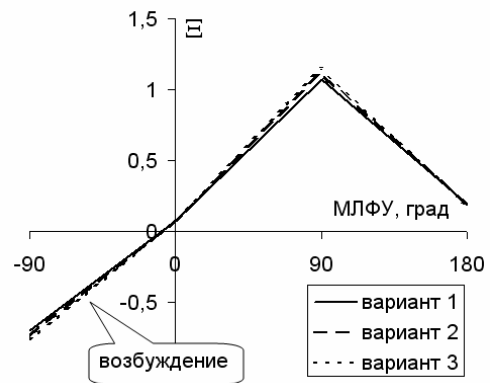


Рис. 8. Зависимость коэффициент а аэродемпфирования от фазового угла

Закключение

Проведено численное моделирование нестационарного обтекания решетки колеблющихся охлаждаемых лопаток. В результате получено, что характер распределения температуры по поверхности практически не влияет на стационарные характеристики решетки, зато имеет заметное влияние на нестационарные характеристики. В частности, малые изменения в амплитуде или фазе нестационар-

ного давления на поверхности могут привести к локальному появлению положительной работы аэродинамических сил, что даст возможность возникновения автоколебаний.

Представленные результаты для номинального режима демонстрируют незначительное влияние распределения температуры на демпфирование колебаний лопаток.

Использованный метод может использоваться для моделирования аэроупругости в лопаточных венцах турбин высокого давления при наличии охлаждения лопаток.

Литература

1. Verhoosel C.V. *Uncertainty and Reliability Analysis of Fluid-Structure Stability Boundaries* / C.V. Verhoosel, T.P. Scholcz, S.J. Hulshoff, M.A. Gutierrez // *AIAA Journ.* – 2009. – 47, № 1. – P. 91-104.
2. Mani K. *Adjoint-Based Sensitivity Formulation for Fully Coupled Unsteady Aeroelasticity Problems* / K. Mani, D.J. Mavriplis // *AIAA Journ.* – 2009. – 47, № 8. – P. 1902-1915.
3. Гнесин В.И. Численный анализ влияния соотношения чисел лопаток статора и ротора на нестационарные нагрузки и режимы колебаний лопаток / В.И. Гнесин, Л.В. Колодяжная // *Вестн. НТУ «ХПИ». Сер. Энергетические и теплотехнические процессы и оборудование.* – 2009. – № 3. – С. 23-32.
4. Гнесин В.И. Численное исследование аэроупругих характеристик лопаточного венца турбомашин, работающей на нерасчетном режиме / В.И. Гнесин, Ю.А. Быков // *Пробл. машиностроения.* – 2004. – Т. 7, №1 – С. 31-40.
5. Menter F.R. *Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications* / F.R. Menter // *AIAA Journ.* – 1994. – 32, № 8. – P. 1598-1605.
6. Быков Ю.А. Численное моделирование течения в решетке колеблющихся профилей с учетом теплообмена. / Ю.А. Быков // *Пробл. машиностроения.* – 2009. – Т. 12, № 5. – С. 36-41.
7. Bolcs A. *Aeroelasticity in Turbomachines. Comparison of Theoretical and Experimental Cascade Results* / A. Bolcs, T.H. Fransson // *Communication du Laboratoire de Thermique Appliquee et de Turbomachines, Lausanne, EPFL.* – 1986. – № 13. – 230 p.

Поступила в редакцию 7.07.2010

Рецензент: д-р техн. наук, член-корр. НАНУ, зав. отд. оптимизации процессов и конструкций турбомашин А.Л. Шубенко, Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, Харьков.

ЧИСЛОВЕ МОДЕЛЮВАННЯ АЕРОПРУЖНОСТІ В РЕШІТЦІ ОХОЛОДЖУВАНИХ ЛОПАТОК

Ю.А. Быков

В статті представлені результати моделювання течії в решітці коливних турбінних лопаток з різноманітними конфігураціями охолоджуючих каналів. Моделювання виконане з використанням раніше розробленого методу спільного чисельного моделювання аеродинамічної задачі обтікання решітки та задачі теплопровідності в лопатці. Продемонстровано вплив характеру теплообміну на аеропружні характеристики решітки. В результаті аналізу зроблено висновок про можливість використання розробленого методу для прогнозування аеропружних характеристик вінців турбін високого тиску з охолоджуваними лопатками.

Ключові слова: нестационарна аеродинаміка в турбомашинах, теплопередача, аеропружність в турбомашинах, аеротермопружність.

NUMERICAL SIMULATION OF AEROELASTICITY IN CASCADE OF COOLED BLADES

Yu.A. Bykov

The paper presents results of numerical simulation of flow through cascade of vibrating blades with different arrangements of blade cooling channels. Simulation is performed with use of recently developed method of simultaneous numerical solving of aerodynamic problem of blade cascade and problem of thermal conductivity in blade. Influence of thermal conductivity on aeroelastic characteristics of the cascade is demonstrated. The analysis gives a conclusion about possibility to employ the developed method for prediction of aeroelastic characteristics of the high power turbine with rows of cooled blades.

Key words: unsteady aerodynamics in turbomachines, heat transfer, aeroelasticity in turbomachines, aerothermoelasticity.

Быков Юрий Адольфович – канд. техн. наук, вед. инженер, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАНУ, Харьков, Украина, e-mail: bykov@ukrpost.ua.

УДК 537.523:538.4

А.А. ТРОПИНА

Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Украина

МЕХАНИЗМЫ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ ИМПУЛЬСНЫМ НАНОСЕКУНДНЫМ РАЗРЯДОМ

Приведены результаты численного моделирования процесса воспламенения неравновесной плазмой наносекундного импульсного разряда топливно-воздушной смеси метана и этилена. Предложенная модель включает в себя, как детальный расчет химической кинетики нейтральных, заряженных, электронно- и колебательно возбужденных компонент смеси, так и моделирование электродинамики импульсного наносекундного разряда в потоке газа. Определены основные закономерности процесса воспламенения неравновесной плазмой при атмосферном давлении. Подтверждена гипотеза о двухступенчатом механизме быстрого нагрева топливно-воздушной смеси наносекундным разрядом.

Ключевые слова: наносекундный импульсный разряд, химическая кинетика, уравнение Больцмана, численное моделирование

Введение

Как первый шаг в развитии процесса горения, процесс воспламенения оказывает огромное влияние на развитие начального очага пламени. Воспламенение с помощью наносекундного импульсного разряда, генерирующего неравновесную плазму, представляет собой альтернативу традиционному способу воспламенения электрической искрой. Основные кинетические механизмы процесса воспламенения неравновесной плазмой при низких давлениях широко обсуждаются в литературе. В то же время при атмосферном давлении и выше, проведение экспериментальных замеров коротко-живущих компонент смеси, формируемых разрядом, крайне затруднены. В связи с этим основные механизмы процесса воспламенения неравновесной плазмой наносекундного импульсного разряда остаются неисследованными, а на первый план выходит численное моделирование.

1. Анализ последних публикаций

Определение основных закономерностей процесса воспламенения является задачей одинаково важной, как для фундаментальных исследований теории процессов горения, так и для прикладных задач. В литературе имеется достаточно большое количество работ, посвященных наиболее популярному виду воспламенения – зажиганию искровым разрядом, формирующим высокотемпературную равновесную плазму. Однако существует целый ряд аэрокосмических приложений [1, 2], где использование неравновесной плазмы разряда наносекундного или микро-волнового диапазона является более предпочтитель-

ным по сравнению с искровым разрядом. Недавние работы в этом направлении [3, 4] продемонстрировали возможность поджига топливно-воздушной смеси, а также возможность контроля процесса горения в сверхзвуковых течениях с помощью неравновесной плазмы за счет стабилизации фронта пламени и увеличения скорости пламени. Генерация неравновесной плазмы может осуществляться различными разрядами, такими как коронный разряд, объемный наносекундный разряд, диэлектрический разряд, однако основным лидером в технологических процессах, основанных на использовании процессов горения, стимулированных плазмой, по праву считается импульсный наносекундный разряд [5, 6].

Анализ последних работ, посвященных кинетическим аспектам процесса горения и воспламенения неравновесной плазмой, приведен в обзоре [7]. В работе [8] авторы приводят результаты измерений концентрации атомов кислорода в метано-воздушной и этилено-воздушной смесях, а также проводят анализ кинетики образования оксидов азота, для случая воспламенении импульсным наносекундным разрядом при низких давлениях. При атмосферном давлении экспериментальные данные измерений концентраций короткоживущих компонент плазмы, формируемых разрядом, крайне малы. Одним из способов не прямой оценки основных механизмов процесса воспламенения неравновесной плазмой импульсного наносекундного разряда является измерение времени задержки воспламенения, приведенные в работе [9]. В работе [10] авторы приводят результаты экспериментальных замеров концентрации электронно-возбужденных частиц азота $N_2(C^3\Pi)$, формируемых разрядом

наносекундного диапазона в азоте и воздухе, нагретым до температуры 1000 К. Для топливно-воздушных смесей данные о прямых измерениях концентраций компонент, формируемых наносекундным разрядом, в литературе отсутствуют, но в качестве тестовых данных могут быть использованы результаты измерений колебательной и поступательной температур, приведенные в работе [11].

Таким образом, до сих пор остаются неисследованными закономерности процесса воспламенения топливно-воздушных смесей неравновесной плазмой импульсного наносекундного разряда при высоких давлениях. При этом математическая модель такого воспламенения должна учитывать, как детальную химическую кинетику с участием нейтральных частиц, что существенно для высоких давлений, так и кинетические процессы с участием заряженных, электронно- и колебательно возбужденных компонент, которые зависят от функции распределения электронов по энергиям и определяются из решения уравнения Больцмана.

2. Цель и постановка задачи

Целью исследования является построение модели воспламенения топливно-воздушных смесей импульсным наносекундным разрядом при атмосферном давлении и выше, а также определение закономерностей процесса воспламенения неравновесной плазмой, формируемой таким разрядом.

Известно, что при атмосферном давлении и выше, плазма, генерируемая разрядом наносекундного диапазона, является неоднородной и имеет filamentную структуру. Первая фаза разряда начинается с процесса распространения стримера и образования стримерного канала между электродами. Следующей после этого фазой является распространение вдоль канала волны электрического потенциала и перераспределение электрического поля. Время протекания этих двух фаз в условиях рассматриваемой задачи намного меньше, чем время импульса, что позволяет пренебречь точными деталями динамики разряда на этих стадиях. При этом концентрация электронов, формирующихся на стадии распространения стримера, используется в качестве начального условия задачи. Кроме того, после пересечения стримером межэлектродного промежутка и формирования плазменного канала между электродами, компоненты плазмы распределены практически однородно вдоль стримерного канала. Подобное однородное распределение позволяет при формулировке задачи использовать квазиодномерное приближение.

Математическая модель включает в себя уравнение движения, уравнения химической кинетики

для заряженных и нейтральных компонент и уравнение Больцмана для функции распределения электронов по энергиям. Одномерные уравнения нестационарного течения сжимаемого газа, записанные в лагранжевых координатах, имеют вид

$$\frac{dv_p}{dt} = -\frac{1}{v_p} \frac{dp}{dt}; \quad (1)$$

$$\frac{dT_p}{dt} = \frac{1}{c_{pm}} \left[\frac{(1-\alpha_V) \cdot j \cdot E}{\rho_p} - \sum \frac{h_j}{N_p} \frac{dn_{jp}}{dt} + \frac{\varepsilon_V - \varepsilon_0(T)}{\tau_{VT}} \right] (1-\gamma M^2). \quad (2)$$

$$\frac{dn_{jp}}{dt} = \sum_{i=1}^{k_m} R_i (b_{ij} - a_{ij}) + n_{jp} \frac{1}{N_p} \frac{dN_p}{dt}, \quad (3)$$

$$\frac{dN_p}{dt} = \sum_{i=1}^{i_m} \frac{dn_{ip}}{dt}, \quad (4)$$

где T_p, v_p, N_p, n_{ip} – температура, скорость, концентрация смеси и концентрация нейтральных, заряженных и возбужденных компонент в частице; $\rho_p = N_p \mu_m / N_A$ – плотность частицы; j – плотность тока; E – напряженность электрического поля разряда; h_j – энтальпия j -й компоненты смеси,

$c_{pm} = \frac{1}{N_p \mu_m} \sum_i c_{pi} n_{ip}$ – теплоемкость смеси на единицу массы; μ_m – молекулярный вес смеси; a_{ij}, b_{ij} – стехиометрические коэффициенты прямых и обратных реакций; R_i – скорость i -й реакции; i_m – общее число компонент смеси; k_m – общее число реакций; α_V – часть энергии электромагнитного поля, переданная в колебательные степени свободы,

Константы прямых скоростей реакций с участием нейтральных частиц k_f рассчитывались по соотношению Аррениуса, константы скоростей обратных реакций k_r находились из условий равновесия:

$$\frac{k_f}{k_r} = \exp \left(- \sum_0 G_i \cdot a_i + \sum_1 G_j \cdot b_j / (R \cdot T) \right),$$

где G_i – свободная энергия Гиббса реагентов; G_j – свободная энергия Гиббса продуктов реакции.

При моделировании процесса воспламенения при атмосферном давлении и выше важным становится учет зависимости констант скоростей реакций от давления и влияние третьих тел. При расчете констант скоростей реакций, зависящих от давления использовались соотношения Линдемманна и Трое.

При этом все параметры задачи, такие как аксиальная координата, скорость, температура, давление и концентрации компонент смеси вычисляются

для частицы жидкости с начальной аксиальной координатой x_{0p} и являются функцией времени и этой начальной координаты, так, например,

$$T_p = T(x_{0p}, t),$$

где T_p – температура частицы; $x_{0p} = x_p(t=0)$ – начальное положение частицы при $t=0$.

Расчет констант скоростей реакций с участием электронов проводился на основе решения кинетического уравнения для симметричной части функции распределения электронов по энергиям f_0 и по сечениям процессов электронного и колебательного возбуждения, ионизации электронным ударом, трехчастичного и диссоциативного прилипания $\sigma(\varepsilon)$ по следующей формуле

$$k = \left(\frac{2 \cdot e}{m_e} \right) \int \sigma(\varepsilon) \cdot \varepsilon \cdot f_0(\varepsilon) d\varepsilon,$$

где ε – энергия электронов; m_e – масса электрона; e – заряд электрона.

Экспериментальные значения сечений процессов с участием электронов $\sigma(\varepsilon)$ были взяты из работ [12-14]. Функция распределения электронов по энергиям f_0 находилась путем решения стационарного уравнения Больцмана вида [15]

$$\begin{aligned} & \frac{1}{3} \left(\frac{E}{N} \right)^2 \cdot N \frac{\partial}{\partial \varepsilon} \left(\frac{\varepsilon}{q_t(\varepsilon)} \frac{\partial f_0}{\partial \varepsilon} \right) + \\ & + \sum_i \frac{2m}{M_i} \frac{\partial}{\partial \varepsilon} \left(\varepsilon^2 q_{ti}(\varepsilon) \cdot N \left(f_0 + \frac{kT}{e} \frac{\partial f_0}{\partial \varepsilon} \right) \right) + \\ & + N \sum_k \left\{ \sigma_k(\varepsilon + \varepsilon_i) \cdot f_0(\varepsilon + \varepsilon_i) \cdot (\varepsilon + \varepsilon_i) \right\} + \\ & + \sum_i B_i \frac{\partial}{\partial \varepsilon} \left[\varepsilon \cdot q_{ti}(\varepsilon) \cdot N \cdot \left(f_0 + \frac{kT}{e} \frac{\partial f_0}{\partial \varepsilon} \right) \right] = 0, \quad (5) \end{aligned}$$

где E – напряженность электрического поля; N – концентрация нейтральных молекул; $q_t(\varepsilon) = \frac{1}{N} \sum_i q_{ti}(\varepsilon) \cdot n_i$ – эффективное транспортное сечение; $q_{ti}(\varepsilon)$ – транспортные сечения отдельных компонент смеси; $\sigma_k(\varepsilon)$ – сечения процессов электронного возбуждения; ε_i – энергия возбужденного состояния.

Уравнение (5) последовательно включает в себя следующие слагаемые: джоулев нагрев электронов электрическим полем; слагаемое, учитывающее потери энергии электронов в упругих столкновениях электронов с тяжелыми частицами; слагаемые, учитывающие потери энергии электронов в неупругих столкновениях за счет электронного, вращательного и колебательного возбуждений и иониза-

ции электронным ударом. Предполагалось, что функция распределения электронов по энергиям за время наносекундного импульса выходит на квазистационарное состояние и вкладом нестационарного слагаемого в уравнении Больцмана вида

$$N \left(\frac{m_e \varepsilon}{2} \right) \frac{\partial}{\partial t} [f_0(\varepsilon)] \text{ можно пренебречь. Уравнение (5)}$$

представляет собой обыкновенное дифференциальное уравнение второго порядка для f_0 и решается методом итераций, при этом в качестве исходных параметров используются экспериментальные значения сечений и приведенное электрическое поле разряда E/N .

Система уравнений (1)-(5) дополняется уравнением для колебательной энергии молекул азота вида

$$\frac{d\varepsilon_V}{dt} = \alpha_V Q_E - \frac{\varepsilon_V - \varepsilon_0(T)}{\tau_{VT}}, \quad (6)$$

где $\varepsilon_0(T)$ – равновесная колебательная энергия электронов; Q_E – энергия электромагнитного поля; τ_{VT} – время колебательно-поступательной релаксации.

Часть энергии электромагнитного поля, переданная в колебательные степени свободы, вычислялась путем интерполяции данных, представленных в работе [16]. Для расчета электрического поля предлагалась следующая итерационная процедура. На первом шаге значение приведенного электрического поля оценивалось по измерениям напряжения разряда с учетом падения напряжения в приэлектродных слоях ($U_c \approx 0,2$ кВ). Предполагалось, что наносекундный импульс имеет трапециидальную форму. При этом плотность тока определялась из законов Ома и Кирхгофа:

$$U = U_g(t) + I(t) \cdot R_{ext}; \quad (7)$$

$$U_g(t) = U_c + E(t) \cdot d; \quad (8)$$

$$I(t) = 2\pi \cdot E(t) \int r \cdot \sigma(r, t) dr, \quad (9)$$

где $U_g(t)$ – межэлектродное падение напряжения; $E(t)$ – среднее значение электрического поля; $I(t)$ – ток разряда.

На втором шаге рассчитанные скорости констант реакций с участием электронов использовались, как входной параметр и значение приведенного электрического поля корректировалось с учетом неоднородности разряда и формирования приэлектродных слоев. Влиянием колебательного возбуждения на скорости реакций с участием нейтральных частиц пренебрегалось, аналогичное влияние на константы скоростей реакций с участием электронов учитывалось путем введения специального множителя k_V , зависящего от колебательной температуры [17].

Разработанный на языке FORTRAN программный пакет S-PLASIG для расчета процесса воспламенения импульсным наносекундным разрядом включает в себя следующие программные блоки: блок расчета констант скоростей реакций с участием электронов на основе решения уравнения Больцмана (5); блок расчета констант скоростей реакций с участием нейтральных частиц на основе соотношений Аррениуса, блок расчета термодинамических свойств смеси и программный модуль DLSODE для решения системы дифференциальных уравнений первого порядка (1) – (4), (6).

3. Результаты расчетов

При моделировании процесса воспламенения импульсным наносекундным разрядом использовались следующие кинетические схемы горения углеводородов: GRI 3.0 механизм, содержащий 53 нейтральные компоненты и 322 реакции [18], C2 механизм [19], содержащий 87 компонент и 435 реакций. Дополнительно учитывалось наличие положительных ионов N_4^+ , N_2^+ , NO^+ , O^+ , N^+ , O_4^+ , O_2^+ , N_3^+ , NON_2^+ , $O_2N_2^+$, N_2O^+ , NO_2^+ , NOO_2^+ , $NONO^+$, отрицательных ионов O_2^- , O^- , NO^- , O_3^- , NO_3^- , O_4^- , NO_2^- , N_2O^- , электронов, возбужденных частиц $O_2(a^1\Delta)$, $O_2(b^1\Sigma)$, $O_2(c^1\Sigma)$, $O(^1D)$, $O(^3P)$, $N_2(A^3\Sigma)$, $N_2(B^3\Pi)$, $N_2(C^3\Pi_u)$, $N(^2D)$, $N(^2P)$, $N(^4S)$, $N_2(a^1\Sigma)$, а также колебательно возбужденных молекул азота в основном электронном состоянии $N_2(x^1\Sigma, v)$. Используемая кинетическая схема, дополнительно к механизму горения углеводородов, включала 343 реакции с участием заряженных и возбужденных частиц [20].

Тестирование программного кода осуществлялось путем сравнения расчетных данных с данными экспериментальных замеров концентраций электронно-возбужденных состояний азота $N_2(C^3\Pi_u)$ [10] и с данными измерений поступательной и колебательной температур, приведенными в работе [11].

Основные характеристики наносекундного импульса, используемого в работе [10], следующие: длительность импульса – 10 нс, максимальное напряжение – 6 кВ. Измерения проведены в атмосфере воздуха, нагретого до температуры 1000 К при атмосферном давлении, при межэлектродном расстоянии в 4 мм. Результаты тестирования программы, приведенные в работе [20], показали удовлетворительное совпадение расчетных и экспериментальных данных, что позволяет говорить о правомочности предложенного квазиодномерного подхода и реализованного программного кода.

Экспериментальные данные, приведенные в работе [11], соответствуют случаю генерации импульсного наносекундного разряда в метано-воздушной смеси различного состава. Характеристики импульса – длительность 70 нс, максимальное напряжение 19 кВ, частота 100 Гц. Межэлектродное расстояние составляло величину порядка 3 мм, измеренное максимальное значение тока достигало 8 А, начальная температура смеси $T = 300$ К, $p = 0,1$ МПа.

Расчетная временная зависимость приведенного электрического поля разряда для данной формы импульса в обедненной метано-воздушной смеси (эквивалентное отношение $\Phi = 0,5$) приведена на рис.1 при различных начальных условиях. Можно отметить, что рост приведенного электрического поля разряда с ростом начальной температуры смеси, наряду с тепловым фактором, является одним из факторов, оказывающим благоприятное влияние на процесс воспламенения обедненной смеси, за счет дополнительной генерации атомов кислорода.

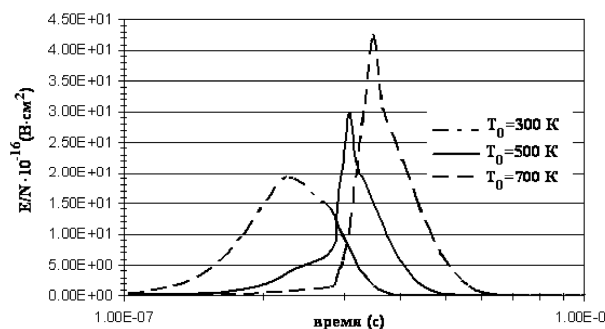


Рис. 1. Приведенное электрическое поле наносекундного импульса при различных начальных условиях (метано-воздушная смесь, $\Phi = 0,5$)

На рис. 2 приведены результаты расчетов поступательной и колебательной температур для импульса длительностью 70 нс и максимального напряжения 19 кВ. Там же приведены экспериментальные данные по результатам работы [11] для случая воспламенения обедненной метано-воздушной смеси ($\Phi = 0,65$).

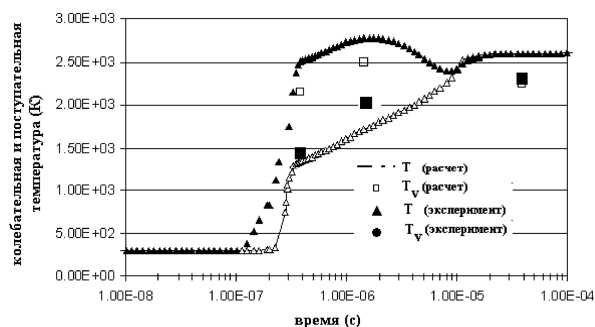


Рис. 2. Распределения поступательной и колебательной температур (метано-воздушная смесь, $\Phi = 0,65$)

Можно отметить, что предложенная модель адекватно отражает временные зависимости температур, в частности, их отрыв на начальной стадии разряда, а также их выравнивание на момент воспламенения. Исключением является временной интервал $t \geq 10 \div 20 \mu\text{с}$, соответствующий процессу распространения фронта пламени после воспламенения смеси, где процессы диффузии компонент, не учитываемые в данной модели, играют определяющую роль.

Также было получено, что одной из особенностей процесса воспламенения наносекундным импульсом является зависимость концентрации атомов кислорода, формируемых разрядом, от вида топлива. В частности, при увеличении числа атомов углерода в молекуле топлива, при прочих равных условиях, концентрация атомов кислорода снижается. Этот процесс обусловлен процессами тушения атомов кислорода молекулами топлива, при этом скорость процесса определяется видом топлива. Поскольку время задержки воспламенения напрямую связано с концентрацией атомов кислорода, можно утверждать, что эффективность импульсного наносекундного разряда, как генератора активных частиц, необходимых для процесса воспламенения смеси, снижается с ростом числа атомов C в молекуле топлива.

Проделанные расчеты позволяют определить период задержки воспламенения топливно-воздушной смеси и оценить влияние состава смеси, а также колебательной неравновесности на процесс воспламенения в этих условиях. Момент времени, соответствующий воспламенению, определялся как точка максимума на временной зависимости скорости тепловыделения. Поскольку этот максимум полностью коррелирует с максимумом концентрации атомов кислорода, формируемых разрядом, время начала процесса воспламенения определялось по максимальной концентрации атомов кислорода. Так, на рис. 3 приведены зависимости концентрации атомов кислорода от времени для случая воспламенения метано-воздушной смеси обедненного ($\Phi = 0,65$, $\Phi = 0,5$) и стехиометрического состава ($\Phi = 1$). Там же приведены данные расчетов, проведенных при пренебрежении влиянием колебательного возбуждения на константы скоростей реакций с участием электронов ($i_v = 0$).

Можно отметить, что приведенные зависимости имеют два характерных пика, первый из которых соответствует процессу генерации атомов кислорода наносекундным импульсом, второй – является признаком воспламенения. Определенный таким образом период задержки воспламенения составил величину порядка $t_d = 10 \div 30 \mu\text{с}$, что находится в удовлетворительном согласовании с данными эксперимента [11], где авторы дают оценку $t_d \leq 50 \mu\text{с}$.

При обеднении смеси до $\Phi = 0,5$ время задержки воспламенения уменьшается, так как увеличивается концентрация атомов кислорода, кроме того, в смеси имеется достаточно молекул топлива для воспламенения. При дальнейшем обеднении смеси воспламенения не происходит. Таким образом, предельным эквивалентным отношением для случая воспламенения неравновесной плазмой в данном случае является $\Phi = 0,5$. Также можно отметить, что наличие отрыва колебательной температуры от поступательной снижает период задержки воспламенения.

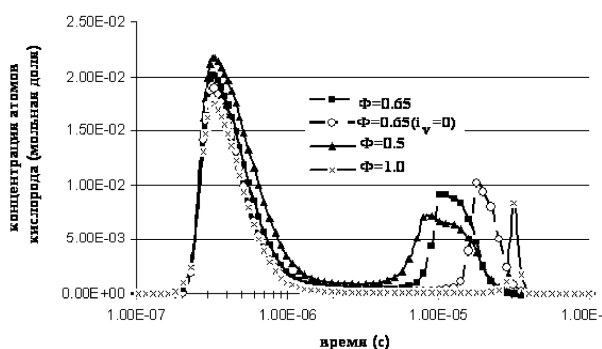


Рис. 3. Временные зависимости концентрации атомов кислорода, формируемых наносекундным импульсом, для метано-воздушной смеси

При увеличении давления вследствие снижения приведенного электрического поля разряда концентрация электронно-возбужденных состояний азота падает, как следствие, снижается и концентрация атомов кислорода, генерируемых разрядом и поступательная температура (рис. 4). Оба этих фактора вызывают увеличение периода задержки воспламенения и эффективность использования неравновесной плазмы, как источника воспламенения, снижается.

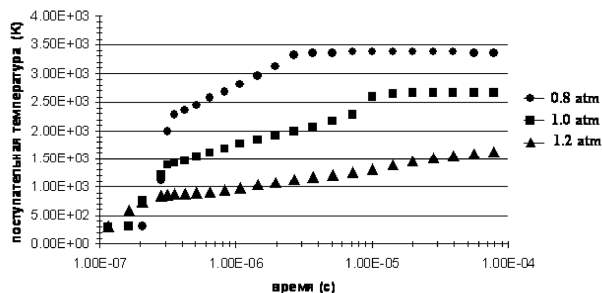


Рис. 4. Поступательная температура смеси при различных давлениях

Изменить ситуацию можно путем изменения геометрии электродов и увеличением напряжения (эти процессы, в свою очередь лимитируются напряжением пробоя). Зависимости констант скоростей реакций с участием заряженных, электронно- и колебательно-возбужденных частиц от давления

неизвестны. Традиционным является подход, при котором этими зависимостями пренебрегают, учитывая при этом зависимости констант скоростей реакций с участием нейтральных частиц от давления. В таком случае, предложенная модель может быть применена для расчета процесса воспламенения топливно-воздушной смеси в условиях высоких давлений, характерных для ДВС, работающих на природном газе. Так на рис. 5 приведены данные расчета процесса воспламенения метано-воздушной смеси наносекундным импульсом 70 нс с максимальным напряжением 11 кВ. Межэлектродное расстояние 1 мм, максимальное приведенное электрическое поле разряда порядка 100-120 Td, начальная температура и давление смеси, соответственно, $T_0=800$ К, $P_0=10$ атм.

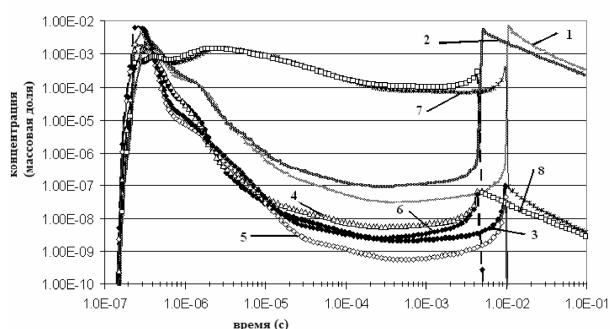
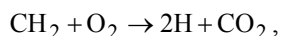


Рис. 5. Временные зависимости компонент смеси:
а) $\Phi = 1$: 1- OH, 3- H, 5- O, 7- HO_2 ;
б) $\Phi = 0,65$: 2- OH, 4- H, 6- O, 8- HO_2

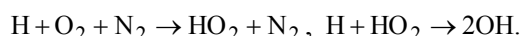
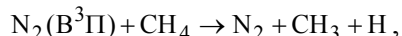
Можно отметить, что, и при высоких давлениях, период задержки воспламенения t_d для обедненной смеси меньше, чем для смеси стехиометрического состава, т.е. и при высоких давлениях неравновесная плазма создает благоприятные условия для воспламенения обедненной смеси.

Было также получено, что в таких условиях процесс воспламенения наносекундным импульсом реализуется следующим образом:

1) через генерацию атомов H при $E/N < 1$, согласно реакциям



2) через генерацию атомов H при $E/N > 1$ с последующим образованием HO_2 , согласно реакциям:



Сравнение результатов расчета при различных давлениях смеси (см. рис. 5, рис.3) показывают значительное увеличение периода задержки воспламенения при высоких давлениях по сравнению со случаем воспламенения наносекундным импульсным

разрядом при атмосферном давлении. Выходом из сложившейся ситуации является увеличение частоты сигнала, что в условиях ДВС является трудно реализуемой задачей, а также организация соответствующей геометрии электродов, отличной от традиционной.

Выводы

Предложена модель процесса воспламенения топливно-воздушной смеси наносекундным импульсным разрядом.

Приведены результаты численного моделирования процесса воспламенения наносекундным импульсным разрядом с использованием программного кода S-PLASIG.

Приведен анализ механизмов воспламенения смеси неравновесной плазмой и проведена оценка периода задержки воспламенения в зависимости от давления среды.

Работа проведена в рамках Фулбрайтского гранта US Department of State "Combustion processes control in engines for the vehicle toxic emissions reduction".

Литература

1. Efficiency of propane-air mixture combustion assisted by deeply undercritical MW discharge in cold high-speed airflow/ I.I. Esakov, L.P. Grachev, K.V. Khodataev, V.A. Vinogradov, D.M. Van Wie // AIAA-2006-1212.
2. Nonequilibrium plasmas and its applications for combustion and hypersonic flow control / N.B. Anikin, E.I. Mintoussov, S.V. Pancheshnyi, D.V. Roupasov, V.E. Sych, A.Yu. Starikovskii // AIAA-2003-1053.
3. Simulation of a DC discharge in a transverse supersonic gas flow/ S.A. Dvinin, A.P. Ershov, I.B. Timofeev, V.A. Chernikov, V.M. Shibkov// High Temperature. – 2004. – Vol. 42, № 2. – P. 157-167.
4. Plasma discharge stabilization of jet diffusion flames/ W. Kim, H. Do, M.G. Mungal, M.A. Capelli // IEEE Trans. on Plasma Sci. – 2006. – Vol.34. – P. 2545-2551.
5. Puchkarev V. Energy efficient plasma processing of gaseous emission using a short pulse discharge // V. Puchkarev, M. Gundersen // Appl. Phys. Lett. – 1997. – Vol.71 (23). – P. 3364-3366.
6. Comparative analysis of engine ignition systems / A.A. Tropina, L. Lenarduzzi, S.V. Marasov, A.P. Kuzmneko// IEEE Trans. on Plasma Science. – 2009. – Vol. 37. – P. 2286-2292.
7. Starikovskaia S.M. Plasma assisted ignition and combustion / S.M. Starikovskaia // J. Phys.D: Applied Physics. – 2006. – Vol. 39. – R 265-R299.
8. Nitric oxide density measurements in air and air/fuel nanosecond pulse discharge by laser induced fluorescence / M. Uddi, N. Jiang, I.V. Adamovich, W.R. Lempert // J. Phys.: Appl. Phys. – 2009. – Vol. 42. – P. 075205-075223.

9. Starikovskii A.Yu. Plasma supported combustion/ A.Yu. Starikovskii / A.Yu. Starikovskii // *Proc. of Comb. Inst.* – 2005. – Vol. 30. – P. 2405-2417.
10. Atmospheric pressure plasma diagnostics by OES, CRDS and TALIF. / G.D. Stancu, F. Kaddouri, D.A. Lacoste, C.O. Laux // *J. Phys. D: Appl. Phys.* – 2010. – Vol. 43. – P. 124.002-124.012.
11. Messina D. Study of a non-equilibrium nanosecond discharge at atmospheric pressure using coherent anti-Stokes Raman scattering / D. Messina, B. Attal-Tretout, F. Grisch // *Proc. of the Comb. Inst.* – 2007. – Vol. 31. – P. 825-832.
12. Janev R.K. Collision processes of $C_{2,3}H_7$ and $C_{2,3}H_7^+$ hydrocarbons with electrons and protons / R.K. Janev, D. Reiter // *Phys. Plasmas.* – 2004. – Vol. 11. – P. 781-829.
13. Cross sections for collisions of electrons and protons with nitrogen molecules / Y. Itikawa, M. Hayashi, A. Ichimira, K. Onda, K. Sakimoto, K. Takayanagi, M. Nakamura, M. Nishimura, T. Takayanagi // *J. Phys. Chem. Ref. Data.* – 1986. – Vol. 16. – P. 985-1010.
14. Cross sections for collisions of electrons and protons with oxygen molecules / Y. Itikawa, A. Ichimira, K. Onda, K. Sakimoto, K. Takayanagi, Y. Natano, M. Hayashi, M. Nishimura, S. Tsurubichi // *J. Phys. Chem. Ref. Data.* – 1989. – Vol. 18. – P. 23-42.
15. Хаксли Л. Диффузия и дрейф электронов в газах: монография / Л. Хаксли, Р. Кромптон. – М.: Мир, 1977. – 672 с.
16. Electron distribution function in 4:1 N_2-O_2 mixture / N.L. Aleksandrov, F.L. Vysikailo, R. Sh. Islamov, I.V. Kochetov, A.P. Napartovich, V.G. Pevgov // *High Temperature.* – 1981. – Vol. 19 (1). – P. 17-21.
17. Гайсин Ф.М. Электрофизические процессы в разрядах с твердыми и жидкими электродами: монография / Ф.М. Гайсин, Е.Е. Сон. – Свердловск, 1989. – 432 с.
18. Kinetic scheme of high temperature methane oxidation [Электронный ресурс] / G.P. Smith, D.M. Golden, M. Frenklach. – Режим доступа: http://www.me.berkeley.edu/gri_mec.
19. Methane/ethane/propane mixture oxidation at high pressures and at high, intermediate and low temperatures / D. Healy, H.J. Curran, J.M. Simmie, D.M. Kalitan, C.M. Zinner, A.B. Barrett, E.L. Petersen, G. Bourque // *Combustion and flame.* – 2008. – Vol. 155. – P. 441-448.
20. Tropina A.A. Minimum ignition energy. Part 1. Discharge model / A.A. Tropina, Uddi M., Y. Ju // *IEEE Trans. on Plasma Science.* – 2010.

Поступила в редакцию 8.09.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Г. Солодов, Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Харьков.

THE MECHANISMS OF IGNITION BY A REPEPTITIVE NANOSECOND PULSED DISCHARGE

A.A. Tropina

The results of the numerical modeling of ignition process of the methane-air and ethylene- air mixtures by a nonequilibrium plasma of a repetitive nanosecond pulsed discharge are presented. The proposed model includes as the detailed calculation of chemical kinetics for the neutral, charged, electronically and vibrationally excited mixture components as well as electrodynamics modeling of a repetitive nanosecond pulsed discharge in a gas flow. The main mechanisms of ignition process by a nonequilibrium plasma at atmospheric pressure conditions were determined. The hypothesis of two-step mechanism of a fuel-air mixture fast heating by a nanosecond discharge has been confirmed.

Key words: repetitive nanosecond pulsed discharge, chemical kinetics, Boltzmann equation, numerical modeling.

МЕХАНІЗМИ ЗАПАЛЮВАННЯ НАНОСЕКУНДНИМ ІМПУЛЬСНИМ РОЗРЯДОМ

A.A. Тропіна

Приведені результати чисельного моделювання процесу запалювання нерівноважною плазмою наносекундного імпульсного розряду метано та етілено-повітряної суміші. Запропонована модель, що включає до себе, як детальний розрахунок хімічної кінетики для нейтральних, заряджених, електронно- та коливально збуджених компонент суміші, так і моделювання електродинаміки наносекундного імпульсного розряду в потоці газу. Визначено головні механізми процесу запалювання нерівноважною плазмою при атмосферному тиску. Підтверджено гіпотезу щодо двоступеневого механізму швидкого нагріву паливно-повітряної суміші наносекундним розрядом.

Ключові слова : імпульсний наносекундний розряд, хімічна кінетика, рівняння Больцмана, чисельне моделювання.

Тропіна Альбіна Альбертовна – канд. физ.-мат. наук, доцент, доцент кафедри теоретической механики и гидравлики национального автомобильно-дорожного университета, Харьков, Украина, e-mail: albina.tropina@fulbrightmail.org.

УДК 621.43.018.4

В.А. ВОЛОЩУК¹, В.Ф. ОЧКОВ², К.О. ОРЛОВ²¹ Національний університет водного господарства та природокористування, Рівне² Московський енергетичний інститут (Технічний університет), Москва, Росія

ДОСЛІДЖЕННЯ ЦИКЛІВ ПАРОГАЗОВИХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВОК ЗА ДОПОМОГОЮ СУЧАСНИХ ІНФОРМАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ

На основі математичного моделювання, із використанням технології Mathcad Calculation Server в роботі наведені приклади дослідження деяких циклів ПГУ. Показано, що загалом, крім існуючих способів (підвищення температури газу на вході у газову турбину, оптимізація параметрів пари на вході у парову турбину, використання багатоконтурних котлів-утилізаторів, тощо) ускладнення циклу ПГУ, а саме проміжний стиск з охолодженням циклового повітря у ГТУ та проміжний підвід теплоти до робочого тіла у ГТУ, дозволяє підвищити електричний ККД ПГУ. Разом з тим показано, що існують оптимальні значення параметрів ускладнення циклу ПГУ (ступінь проміжного стиску повітря та ступінь проміжного розширення газу у ГТУ), при яких ККД ПГУ досягає максимуму.

Ключові слова: інформаційні технології, Mathcad Calculation Server, цикли парогазових установок, електричний ККД.

Постановка проблеми

Перспективний напрям розвитку енергетики пов'язаний з газотурбінними (ГТУ) та парогазовими (ПГУ) енергетичними установками [1, 2].

Загалом, шляхи підвищення ефективності ГТУ та ПГУ загалом до кінця іще не дослідженні і представляють собою складну багатопараметричну проблему [1 – 5], яку в багатьох випадках можна вирішити за допомогою математичного моделювання.

Завдяки широкому впровадженню потужних ПЕОМ та зручних для використання програмних пакетів (Mathcad, Matlab, Mathematica, Maple та ін.), моделювання складних процесів, що відбуваються при роботі теплоенергетичних установок, стає дедалі поширеним і можливим для широкого кола спеціалістів.

Авторитетне в області інформаційних технологій (ІТ) видання PC World (www.pcworld.com) опублікувало список 10 «ІТ-переворотів» – подій, які серйозно змінять життя користувачів комп'ютерів протягом найближчого часу. На першому місці стоїть розвиток так званих «хмарних обчислень» («cloud computing») – надання видалених обчислювальних потужностей, дискового простору і каналів зв'язку замовнику. Під «хмарами» розуміються обчислювальні центри, які є на порядок потужнішими за серйозні інфраструктури досвідчених в ІТ організацій. Замість фізичних серверів замовникам виділяються віртуальні сервери, що будуть розгорнуті на розподіленій мережі комп'ютерів промислової потужності.

Аналіз останніх досліджень

Визначення, дослідження та аналіз циклів ПГУ наведено, зокрема, в роботах [1, 3, 4, 5 та ін.]. Але разом з тим, на нашу думку, дане питання потребує подальшого дослідження та уточнення. Оскільки, наприклад в роботі [3], при дослідженні зразкового циклу ПГУ з котлом-утилізатором (ПГУ КУ) зроблено ряд спрощень, зокрема багатоступеневий стиск повітря у компресорі та багатоступеневий підвід теплоти у ГТУ замінені ізотермічними процесами, які в дійсності не можуть бути реалізовані. Крім того, в роботі [3] не враховувалося охолодження газової турбіни (ГТ), що при сучасних температурах газів на вході у ГТ є обов'язковим. В роботі [1] в основному розглядаються випадки оптимізації параметрів паротурбінної установки (ПТУ) як складової частини ПГУ КУ. Разом з тим оптимізація параметрів ГТУ як складової ПГУ КУ в даній роботі практично не розглядається. Крім того, в роботі [1] досліджуються схеми ПГУ на рівні сучасного розвитку та можливостей енергетичного машинобудування. Можливостям розвитку схем ПГУ в майбутньому за рахунок ускладнення циклу таких установок в роботі [1], на нашу думку, приділено недостатньо уваги.

Фахівцями Московського енергетичного інституту (МЕІ) за участю науковців інших організацій створений сервер, на який можна вийти за адресою www.vpu.ru/mas, що може бути корисним для тих, кому, зокрема, необхідні властивості робочих тіл і теплоносіїв енергетики, а також розрахунки і візуалізація процесів, що відбуваються в теплоенергетичних установках.

Результати досліджень та аналіз різних схем ПГУ можна знайти у спеціалізованій літературі (монографії, дисертації, посібники, статті тощо), яка не завжди є доступною, і яка, враховуючи багатofакторний вплив різних параметрів на роботу таких установок, дає не завжди повну картину про залежність показників їх роботи від впливаючих факторів.

Постановка задачі

Отже, дана робота стосується дослідження та аналізу циклів ПГУ в інтерактивному режимі за допомогою сайту http://twf.mpei.ru/ochkov/VPU_Book_New/mas/index.html з метою їх оптимізації.

Виклад основного матеріалу

На рис. 1 наведений фрагмент із сайту, де приведений перелік схем ПГУ, які можна розрахувати в інтерактивному режимі.

Теоретичні розробки та часткові дослідження щодо впливу ускладнення циклу ПГУ КУ наведені зокрема в [3, 5], виходячи із яких і спробуємо виконати наші дослідження.

Згідно [3] за зразковий цикл бінарної ПГУ КУ в загальному випадку можна прийняти цикл, де передбачений багатоступеневий підвід теплоти (багатоступеневе розширення газу) у ГТУ, багатоступеневий стиск повітря з проміжним його охолодженням, а також проміжний перегрів пари.

Приклад блоку вихідних даних, підготовлений за технологією Mathcad Calculation Server [6] (технологія, що дозволяє публікувати розрахунки в програмі Mathcad в мережі Internet з можливістю роботи за такими розрахунками в інтерактивному режимі), наведений на рис. 2.

Зауважимо, що на відміну від досліджень в роботі [5], де для спрощень приймалося, що робочим тілом в ГТУ є атмосферне повітря, в даних розрахунках враховувалося, що склад газу на різних ділян-

ках ГТУ змінюється за рахунок спалювання палива.

Отже, знаходячись на сайті http://twf.mpei.ru/ochkov/VPU_Book_New/mas/index.html, змінюючи в інтерактивному режимі вихідні дані, які знаходяться у спеціальних комітках (технологія Mathcad Calculation Server), і натискаючи «живу» клавішу Recalculate, можна розрахувати параметри установки у відповідності із заданими вихідними даними. Зробивши таким чином серію подібних розрахунків, отримаємо масиви залежностей параметрів роботи ПГУ від вихідних даних. Такі залежності можна привести, наприклад, у вигляді графіків.

В даних розрахунках, для прикладу, були досліджені схеми ПГУ КУ, у яких температура газів на виході із камер згорання ГТУ становила 1200 °С. У випадку багатоступеневого стиску повітря, передбачили три компресори: відповідно компресор низького, середнього та високого тисків (КНТ, КСТ, КВТ); а у випадку багатоступеневого розширення газу дві або три газових турбіни (КТ): відповідно ГТ високого, середнього та низького тисків (ГТВТ, ГТСТ, ГТНТ). Більша кількість проміжних ступенів, на нашу думку, не є доцільною та технічно неможливою. Кожна із приведених схем розглядалася як складова ПГУ з одноконтурним та двоконтурним КУ.

На рис. 3 наведені результати досліджень описаних вище схем ПГУ.

Отже, по-перше, лінії на рис. 3, які відповідають одноконтурним КУ, обмежені певними значеннями загального ступеня стиску π_K . Це обумовлено технологічними вимогами до роботи ПГУ КУ. Крайня ліва точка кожної кривої відповідає мінімальному значенню ступеня стиску повітря, при якому температура відхідних газів за КУ становить 70 °С, що обумовлено недопущенням конденсації водяних парів, які містяться у продуктах згорання (наприклад, для лінії 3 на рис. 3 це буде точка при $\pi_K \approx 15$).

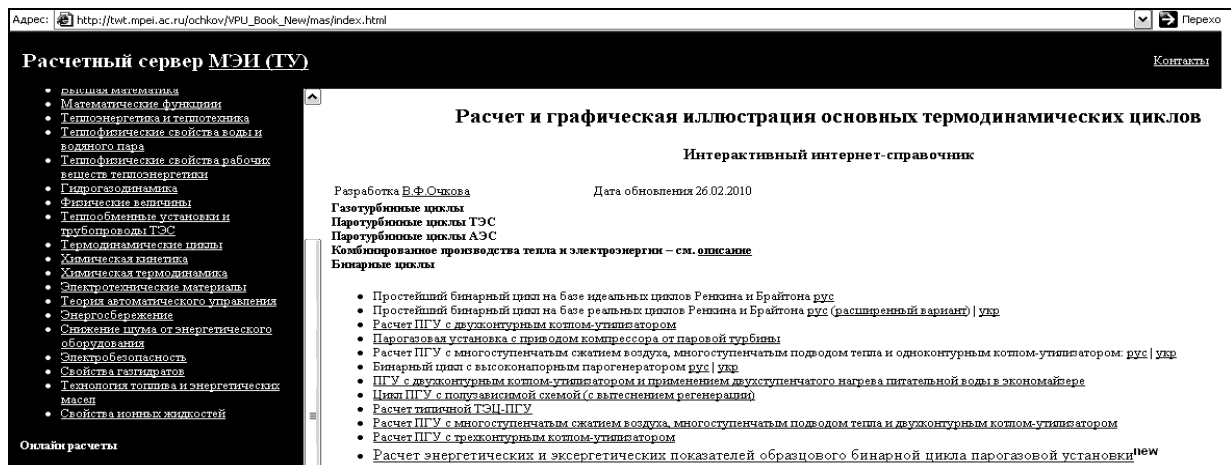


Рис. 1. Фрагмент із сайту МЭИ, де можна в інтерактивному режимі виконати розрахунки термодинамічних циклів теплових двигунів

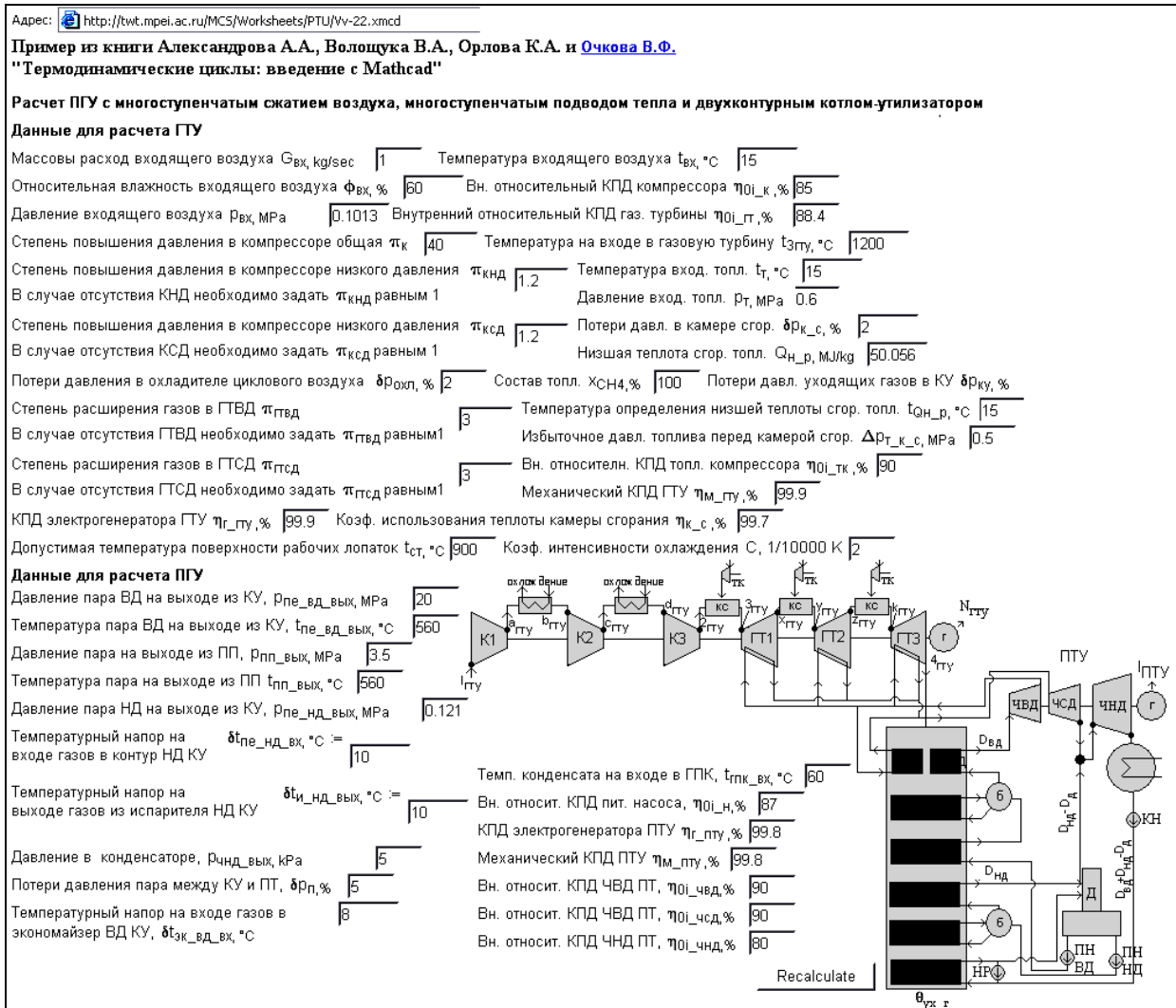


Рис. 2. Блок вихідних даних, підготовлених за технологією Mathcad Calculation Server, для розрахунку ПГУ КУ

Крайня права точка кожної кривої відповідає максимальному значенню ступеня стиску повітря π_k , при якому температурний напір на вході відхідних газів ГТУ у КУ становить 20 °C (наприклад, для лінії 3 на рис. 3 це буде точка при $\pi_k \approx 48$). Крім того, із рис. 3 видно, що при певних значеннях загального ступеня стиску повітря, використання двоконтурного КУ відсутнє (немає доцільності його використання), в той час як одноконтурний КУ може використовуватися. Так для ПГУ, що складається з ГТУ з одноступеневим стиском повітря та двоступеневим підводом тепла (лінії 3 та 5 на рис. 3) при $\pi_k = 15...30$ застосування двоконтурного КУ відсутнє, оскільки одноконтурний КУ забезпечує відповідну утилізацію теплоти газів (на рис. 4 теплова діаграма такого КУ показана суцільними лініями). Це пояснюється тим, що із зменшенням π_k зростає температура газів після ГТУ і вже при $\pi_k = 15...30$ у відповідності з тепловими та масовими балансами КУ збільшується його паропроодуктивність,

за рахунок чого для утилізації відхідних газів ГТУ достатньо одноконтурного КУ.

Зауважимо, що згідно результатів досліджень в роботі [5], максимальні значення електричного ККД (η_e) для ПГУ із ускладненим циклом та одноконтурним КУ (лінії 3, 4, 7 та 8 на рис. 3) відповідають значенням ступеня стиску повітря π_k , при яких відбувається перехід мінімального температурного напору (згідно рекомендацій [1] приймався рівним 10 °C) в КУ від одного кінця економайзера до іншого. Наприклад, для схем, що відповідають лініям 3 та 4, при $\pi_k = 15...25$, мінімальний температурний напір в КУ знаходиться на холодному кінці економайзера на рис. 4 теплова діаграма такого КУ показана суцільними лініями). При $\pi_k > 25$ мінімальний температурний напір переходить на гарячий кінець економайзера, де виникає доцільність використання двоконтурного КУ (на рис. 4 теплова діаграма такого КУ показана штриховими лініями).

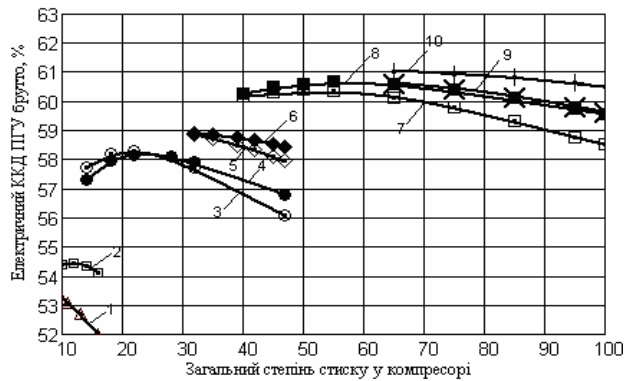


Рис. 3. Результати досліджень впливу ускладнення циклу ПГУ на його електричний ККД; температура газу на вході у ГТБТ 1200 °С; ступінь стиску у КНТ та КСТ=1,2; ступінь розширення газу у ГТБТ та ГТСТ=3:

1 - ПГУ складається з ГТУ з одноступеневим стиском повітря, одноступеневим підводом тепла та одноконтурного КУ; 2 - ПГУ складається з ГТУ з одноступеневим стиском повітря, одноступеневим підводом тепла та двоконтурного КУ; 3 - ПГУ складається з ГТУ з одноступеневим стиском повітря, двоступеневим підводом тепла та одноконтурного КУ; 4 - ПГУ складається з ГТУ з триступеневим стиском повітря, двоступеневим підводом тепла та одноконтурного КУ; 5 - ПГУ складається з ГТУ з одноступеневим стиском повітря, двоступеневим підводом тепла та двоконтурного КУ; 6 - ПГУ складається з ГТУ з триступеневим стиском повітря, двоступеневим підводом тепла та двоконтурного КУ; 7 - ПГУ складається з ГТУ з одноступеневим стиском повітря, триступеневим підводом тепла та одноконтурного КУ; 8 - ПГУ складається з ГТУ з триступеневим стиском повітря, триступеневим підводом тепла та одноконтурного КУ; 9 - ПГУ складається з ГТУ з одноступеневим стиском повітря, триступеневим підводом тепла та двоконтурного КУ; 10 - ПГУ складається з ГТУ з триступеневим стиском повітря, триступеневим підводом тепла та двоконтурного КУ

Із рис. 3 бачимо, що загалом ускладнення циклу ГТУ як складової ПГУ КУ дозволяє підвищити електричний ККД установки. Наприклад, застосування двоступеневого підводу теплоти підвищує η_e до 5% (при тих вихідних даних, що наведені на рис. 2 та 3) у порівнянні з одноступеневим підводом теплоти (лінії 1 та 3 і 4, а також лінії 2 та 5 і 6 на рис. 3). При цьому необхідно зазначити, що в майже таку ж область попадання величини η_e було отримано авторами [1] при дослідженні впливу на значення η_e різних параметрів ПГУ КУ з ГТУ GT26, де використаний двоступеневий підвід теплоти при температурі газів на вхо-

ді у газові турбіни 1235 °С. Причому, у даній ГТУ застосований одноступеневий стиск повітря при значенні ступеня стиску $\pi_K = 30$.

Застосування триступеневого підводу теплоти в ГТУ як складової ПГУ дозволяє ще додатково до 3% підвищити електричний ККД ПГУ у порівнянні з двоступеневим підводом теплоти. Але разом з тим необхідно відзначити, що схеми ПГУ із триступеневим підводом теплоти при даних, що розглядаються в даному випадку, теоретично можливі вже при досить високих степенях стиску повітря $\pi_K > 40$. Якщо при значеннях $\pi_K \approx 40$ ГТУ існують сьогодні [7], то ГТУ при $\pi_K > 40$ на сучасному етапі енергетичного машинобудування – відсутні.

Виходячи із цього та рис. 3 бачимо, що для ПГУ з триступеневим підводом теплоти та температурою робочого тіла на вході у ГТБТ 1200 °С, та інших прийнятих вихідних умовах (рис. 2) достатньо одноконтурного КУ для необхідної утилізації (до 70 °С) теплоти відхідних газів. Крім того, якби застосування ГТУ із значеннями ступеня стиску $\pi_K > 60$ і були можливими, то як видно із рис. 3, застосування двоконтурного КУ у схемі ПГУ, що розглядається, не дало б суттєвого зростання електричного ККД ПГУ (не більше 1 %).

Із рис. 3 також видно, що застосування багатоступеневого стиску циклового повітря для зменшення роботи стиску дає відносно невелике підвищення величини η_e . Так застосування триступеневого стиску повітря із степенями стиску у компресорах низького та середнього тисків рівних 1,2 електричний ККД η_e зростає від 0,5 до 1 %. Причому це зростання збільшується при збільшенні загального ступеня стиску повітря π_K .

Як показано в [5], існує оптимальна зона значень ступеня розширення у перших по ходу робочо-

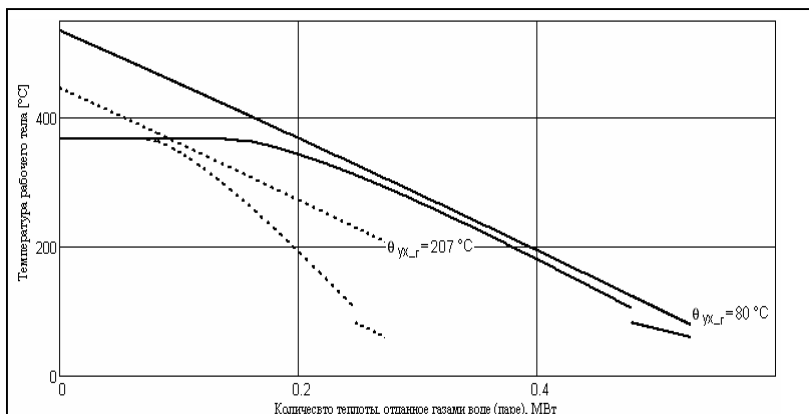


Рис. 4. Теплова діаграма одноконтурного КУ в області випарника, економайзера та газового підігрівника конденсату: суцільні лінії - $\pi_K = 15$; штрихові лінії $\pi_K = 45$

го тіла газових турбін, що знаходяться між камерами згорання, при якому ККД ПГУ η_e має найбільше значення, а також оптимальні значення степеня стиску у проміжних компресорах, які знаходяться між охолоджувачами циклового повітря ГТУ

Так на рис. 5 наведені результати досліджень за допомогою Mathcad Calculation Server впливу на електричний ККД ПГУ різних значень степеня розширення у проміжних газових турбінах ГТУ та різних значень степеня стиску у проміжних компресорах.

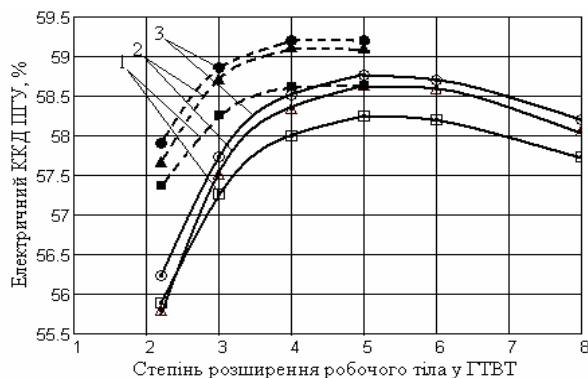


Рис. 5. Результати досліджень впливу значень степеня розширення у ГТБТ степеня стиску у КНТ та КСТ на електричний ККД ПГУ; температура газу на вході у ГТБТ 1200 °С; загальний ступінь стиску $\pi_K = 35$; суцільні лінії – для ПГУ з одноконтурним КУ; штрихові лінії – для ПГУ із двоконтурним КУ: 1 - ступінь стиску повітря у КНТ та КСТ рівний 1,6; 2 - ступінь стиску повітря у КНТ та КСТ рівний 1,0 (одноступеневий стиск без проміжного охолодження); 3 - ступінь стиску повітря у КНТ та КСТ рівний 1,2

Із рис. 5 бачимо, що, наприклад, при максимальній температурі робочого тіла у ГТУ рівній 1200 °С, загальному ступені стиску повітря $\pi_K = 35$ та інших вихідних даних, що наведені на рис. 2, оптимальні значення степеня розширення у ГТБТ для схем з одноконтурним КУ знаходяться в межах 5...6, а для схем з двоконтурним КУ – в межах 4...5.

Також із рис. 5 видно, що у випадку багатоступеневого (в даному випадку триступеневого) стиску повітря, при значенні степеня стиску у проміжних компресорах рівному 1,2 електричний ККД ПГУ зростає на 0,5...1 % у порівнянні із схемою без проміжного стиску (охолодження). Разом з тим, вже при значенні степеня стиску у проміжних компресорах рівному 1,6 електричний ККД ПГУ стає меншим по відношенню до ПГУ без проміжного стиску.

Отже, шляхом підбору оптимальних значень степеня стиску повітря у проміжних компресорах та степеня розширення робочого тіла у проміжних газових турбінах, можна в деякій мірі підвищити ККД ПГУ. Наприклад, для випадку, що наведений на рис. 5 значення електричного ККД ПГУ з двоконтурним

КУ можна підвищити до 59% при значенні степеня стиску повітря у КНТ та КСТ рівному 1,2 та степенях розширення газу у ГТБТ рівному 3...5.

При цьому, знову ж таки лінії на рис. 5 обмежені певними значеннями степеня розширення робочого тіла у проміжних газових турбінах. Це обумовлено тими ж причинами, що і на рис. 3. Наприклад, для ПГУ із одноконтурним КУ (суцільні лінії на рис. 5) при значеннях степенях розширення газу у ГТБТ більше 8 температура відхідних газів після КУ знижується до 70 °С, що вже є граничним. При значеннях степенях розширення газу у ГТБТ менше 2,2 температурний напір на вході відхідних газів ГТУ у КУ становить менше 20 °С, що, згідно вимог [1] є недопустимим. При значеннях степеня розширення робочого тіла у ГТБТ від 5 до 8 використання двоконтурного КУ (штрихові лінії на рис. 5) є недоцільним.

Крім того, максимальні значення ККД для ПГУ КУ із ускладненим циклом та одноконтурним КУ (суцільні лінії на рис. 5) відповідають значенням степеня розширення газу у ГТБТ, при яких відбувається перехід мінімального температурного напору в КУ від одного кінця економайзера до іншого. Тобто, при степенях стиску у ГТБТ рівних 2,2...5, мінімальний температурний напір в КУ знаходиться на гарячому кінці економайзера, де є доцільність використання двоконтурного КУ. При степенях стиску у ГТБТ рівних 5...8 мінімальний температурний напір переходить на холодний кінець економайзера, де одноконтурного КУ достатньо для утилізації теплоти відхідних газів ГТУ.

Висновки

1. Використання математичного пакету Mathcad, мережним публікатором якого є Mathcad Calculation Server, дозволяє проводити в мережі Інтернет в інтерактивному режимі достатньо просто детальні розрахунки циклів теплових двигунів, не вдаючись до допомоги сторонніх програмістів.

2. Розрахунки за допомогою створеного таким чином сайту <http://twi.mpei.ac.ru/TTHB/2/ThermCycleMCS.html> циклів ПГУ КУ показує, що крім тих способів, які зараз найчастіше використовуються, суттєвого підвищення ККД ПГУ КУ можна досягти шляхом застосування багатоступеневого стиску повітря (в межах економічної доцільності), багатоступеневого (в межах технічних можливостей) підводу теплоти до ГТУ, застосування схем із багатоконтурними КУ. Причому, як показують дослідження, майже всі способи підвищення ККД ПГУ КУ потребують зростання степеня стиску циклового повітря в ГТУ.

3. Сайт http://twi.mpei.ru/ochkov/VPU_BookNew/mas/index.html поступово розширюється, розрахунки коректуються та створюються нові, що також є суттєвою перевагою у порівнянні, наприклад із паперовими джерелами.

Література

1. Цанев С.В. Газотурбинные и парогазовые установки тепловых электростанций: учебное пос. для вузов / С.В. Цанев, В.Д. Буров, А.Н. Ремезов; под ред. С.В. Цанева. – М.: Изд. дом МЭИ, 2006. – 584 с.
2. Патон Б.Є. Чи допоможуть газові турбіни подолати проблеми енергосистеми України? / Б.Є. Патон, А.А. Халатов // Дзеркало тижня. – 2008. – 13 – 19 грудня, № 47 (726).
3. Андриюченко А.И. О термодинамической эффективности сложных циклов ГТУ в парогазовых установках / А.И. Андриюченко // Теплоэнергетика. – 1998. – №3. – С. 68-71.
4. Уваров В.В. Газовые турбины и газотурбинные установки: учебное пособие для машино-

строит. вузов и факультетов / В.В. Уваров. – М.: Высшая школа, 1970. – 320 с.

5. Волощук В.А. Термодинамічна оптимізація зразкового циклу бінарної ПГУ з котлом-утилізатором при допомозі сучасних інформаційних технологій / В.А. Волощук, В.Ф. Очков, К.А. Орлов // Вестник НТУ "ХПИ". – 2010. – №2. – С. 102-106.

6. Сетевые расчеты процессов и циклов тепло-энергетических установок / В.Ф. Очков, А.А. Александров, К.А. Орлов, В.А. Волощук, А.В. Очков // Новое в российской электроэнергетике. – 2008. – № 10. – С. 5-27.

7. Лебедев А.С. Тенденции повышения эффективности ГТУ / А.С. Лебедев, С.В. Костенников // Теплоэнергетика. – 2008. – № 6. – С. 11-18.

Надійшла до редакції 15.09.10

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедри теплоенергетики та машинознавства В.І. Лозбін, Національний університет водного господарства та природокористування, Рівне.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЦИКЛОВ ПГУ ПРИ ПОМОЩИ СОВРЕМЕННЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

В.А. Волощук, В.Ф. Очков, К.О. Орлов

На основе математического моделирования, с использованием технологии Mathcad Calculation Server в работе приведены примеры исследования некоторых циклов ПГУ. Показано, что в целом, кроме существующих способов (повышение температуры газа на входе в газовую турбину, оптимизация параметров пара на входе в паровую турбину, использование многоконтурных котлов-утилизаторов и т. д.) усложнение цикла ПГУ, а именно промежуточное сжатие с охлаждением циклического воздуха в ГТУ и промежуточное подвод теплоты к рабочему телу в ГТУ, позволяет повысить электрический КПД ПГУ. Вместе с тем показано, что существуют оптимальные значения параметров усложнения цикла ПГУ (степень промежуточного сжатия воздуха и степень промежуточного расширения газа в ГТУ), при которых ККД ПГУ достигает максимума.

Ключевые слова: информационные технологии, Mathcad Calculation Server, циклы парогазовых установок, электрический КПД.

INVESTIGATIONS OF CYCLES OF GAS-STEAM COMBINED PLANTS WITH THE HELP OF MODERN INFORMATION TECHNOLOGIES

V.A. Voloshchuk, V.F. Ochkov, K.O. Orlov

On the base of mathematical modelling, with the use of the Mathcad Calculation Server technology the examples of investigations of some cycles of Gas-Steam Combined Plant are given in the work. It is shown, that at whole, except for existent methods (increasing gas turbine inlet temperature, optimization of steam turbine inlet parameters, using multipressure steam generators, etc.) the complication of the Gas-Steam Combined cycle, namely intermediate compression with intercooling of cyclic air and reheat in gas turbine cycle, allows to increase efficiency. It is shown at the same time, that there are optimal values of parameters of complication of the Gas-Steam Combined cycle (degree of intermediate compression of air and degree of intermediate expansion of gas in gas turbine cycle) at which efficiency of plant achieves a maximum.

Keywords: information technologies, Mathcad Calculation Server, cycles of Gas-Steam Combined Plant, electric efficiency.

Волощук Володимир Анатолійович – канд. техн. наук, доцент кафедри теплоенергетики та машинознавства Національного університету водного господарства та природокористування, Рівне, Україна, e-mail: Volodya-28@yandex.ru.

Очков Валерій Федорович – д-р техн. наук, професор кафедри технології води та палива Московського енергетичного інституту (Технічний університет), Росія, Москва, e-mail: OchkovVF@mpei.ru.

Орлов Константин Александрович – канд. техн. наук, доцент кафедри технології води та палива Московського енергетичного інституту (Технічний університет), Росія, Москва, e-mail: orlov@twt.mpei.ac.ru.

УДК 621.396:681.34

А.В. ТОЦКИЙ¹, П.А. МОЛЧАНОВ², Б.Б. ПОСПЕЛОВ³¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²Технологический университет, Тампере, Финляндия³Государственный университет инфокоммуникационных технологий, Киев, Украина

РАСПОЗНАВАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПО РАДИОЛОКАЦИОННЫМ ДАЛЬНОСТНЫМ ПРОФИЛЯМ

Рассмотрена задача распознавания летательных аппаратов (ЛА) по их радиолокационным дальностным профилям (РДП). Исследованы показатели автоматической системы распознавания радиолокационных образов на основе критерия минимума евклидовой нормы и принципа мажоритарного большинства. Выполнен сравнительный анализ результатов распознавания четырех различных типов ЛА с использованием известного метода некогерентного накопления РДП и предложенного метода биспектральной обработки данных. Приведенные результаты расчетов кривых распознавания демонстрируют преимущества биспектральной обработки радиолокационных данных в условиях флуктуаций времени задержки эхо-сигнала и неопределенности в системе оценки дальности.

Ключевые слова: радиолокация, радиолокационный дальностный профиль, вероятность распознавания объекта

Введение

В настоящее время решение задач классификации и идентификации воздушных целей в системах автоматического распознавания объектов на основе использования информативных признаков, которые содержатся в РДП, представляет большой научный и практический интерес [1 – 8]. РДП, формируемый в виде одномерного пространственного распределения интенсивности поля обратного рассеяния электромагнитной волны в сантиметровом или миллиметровом диапазонах длин волн, позволяет получить информацию не только о длине, но и о форме протяженной цели.

Распространенной моделью обратного рассеяния электромагнитного поля, общепринятой в радиолокации, служит представление протяженной цели в виде совокупности «блестящих точек» – локальных центров обратного рассеяния [2], пространственно распределенных на поверхности ЛА. Общепринятая модель РДП представляет проекцию пространственного распределения интенсивности протяженной цели на линию визирования РЛС [1, 2] (рис. 1).

Измерение РДП подвижной цели неизбежно сопряжено с проблемой изменчивости в зависимости от ориентации ЛА по отношению к углу зрения (визирования) РЛС. Эта изменчивость наблюдается даже при очень малых (единицы градусов и даже десятые доли углового градуса) изменениях ракурса самолета (рис. 2).

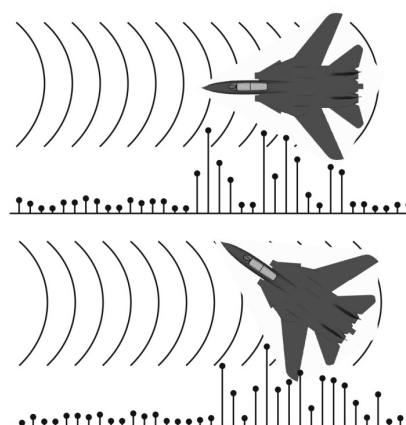


Рис. 1. Примеры РДП, наблюдаемые при изменении ракурса самолета
Tu-16 MiG-21

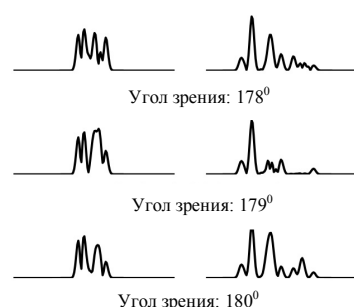


Рис. 2. Пример изменчивости РДП для двух типов ЛА: бомбардировщик Ту-16 и истребитель МиГ-21

Данная изменчивость РДП приводит к возрастанию размерности вектора информативных признаков на входе системы автоматического распозна-

вания образов. В результате растает размерность условной плотности вероятности и ухудшается вероятность распознавания целей образа. Поэтому, результативность решения задачи распознавания образов по РДП в первую очередь требует уменьшения размерности вектора информативных признаков и обеспечения их устойчивости в течение интервала времени измерений.

Изменение ракурса цели и ее пространственное перемещение порождают смещение пиков интенсивности в РДП из одного элемента разрешения по дальности в соседние элементы. При этом пространственный разнос пиков не меняется: РДП подвергается пространственному смещению, характер изменения которого соответствует маневрам цели.

Свойство инвариантности биспектра к пространственному сдвигу сигнала [9] позволяет надеяться на обеспечение инвариантности РДП к пространственным перемещениям цели. При этом отпадает необходимость в процедуре выравнивания последовательности РДП, требуемой при перемещении цели вдоль линии визирования РЛС. Данная особенность биспектрального метода обработки данных в совокупности с высокой помехоустойчивостью биспектра по отношению к аддитивному нормальному шуму представляются несомненными преимуществами по сравнению с традиционным некогерентным усреднением совокупности РДП, регистрируемых в пределах широкого углового сектора наблюдения цели для одновременного обеспечения устойчивости информативных признаков и уменьшения размерности вектора информативных признаков на входе системы распознавания.

Цель настоящей статьи заключается в разработке и исследовании подхода к улучшению показателей радиолокационной системы распознавания ЛА на основе биспектральной обработки РДП.

1. Постановка задачи

Рассмотрим модель радиолокационного сигнала, наблюдаемого при обратном рассеянии электромагнитного поля ЛА. Комплексный сигнал $y_k(i)$, наблюдаемый на выходе согласованного дальномерного фильтра при произвольном k -м ракурсе ЛА, равен

$$y_k(i) = \sum_{m=1}^M a_m(i) \exp[j\Phi_{km}(i)], \quad (1)$$

$$k = 1, 2, \dots, K,$$

где $a_m(i)$ и $\Phi_{km}(i)$ – амплитудное и фазовое пространственное распределение поля обратного рассеяния соответственно; $i = 1, 2, \dots, I$ – индекс отсчета по дальности; индекс m соответствует обратному рассеянию m -й «блестящей точки» в РДП.

С учетом (1), выражение квадрата огибающей для произвольного k -го РДП представим в виде

$$z_k(i) = \{ \text{Re}[y_k(i)] \}^2 + \{ \text{Im}[y_k(i)] \}^2 = \sum_{m=1}^M a_m^2(i) + 2 \sum_{m=2}^M \sum_{n=1}^m a_m(i) a_n(i) \cos[\Phi_{km}(i) - \Phi_{kn}(i)]. \quad (2)$$

Из формулы (2) следует, что распределение интенсивности в РДП содержит два члена: первый – сумма интенсивностей локальных точечных рассеивателей, величина которой не зависит от ракурса цели; второй член – сумма перекрестных составляющих, вклад которой в РДП зависит от ракурса цели.

Именно этот второй член суммы в формуле (2) вызывает изменчивость РДП.

Задача распознавания решалась с использованием электродинамических моделей РДП для четырех типов ЛА [10]: бомбардировщики Tu-16 и B1-B, истребитель MiG-21 и крылатая ракета типа GLCM. Для каждого типа ЛА рассчитывались $K = 2000$ РДП, когда РДП был сформирован в виде $I = 160$ отсчетов комплексного выхода согласованного фильтра (1). Основные характеристики измерителя цели полагались следующими:

- ЛЧМ сигнал колокольной формы длительностью 10 мкс и частотой следования пачки импульсов, равной 1000 Гц;
- рабочая полоса частот $\Delta f = 80$ МГц и центральная длина волны РЛС $\lambda_0 = 3$ см;
- разрешение по дальности $\Delta r = c/2\Delta f = 1,875$ м;
- горизонтальная поляризация;
- размер окна отслеживания РДП равен 80 м, а шаг дискретизации в оценке РДП – $\Delta i = 0,5$ м;
- движение ЛА – вращательное;
- пределы изменения ракурса ЛА: от 180° до 170° (180° – нос самолета направлен в сторону РЛС);
- угол крена и тангажа ЛА неизменны и равны 2° и 3° соответственно.

Информативные признаки извлекались, во-первых, – из РДП, формируемого на основе известного подхода [1, 2] путем осреднения по выборке из K/N РДП (2) (N – число РДП в сегменте некогерентного накопления), и, во-вторых, предлагаемым методом – на основе вычисления модуля оценки биспектра для отсчетов, принадлежащих главной диагонали – модифицированной главной диагонали биспектра (МГДБ) и определяемых как

$$D_n(i) = \begin{cases} |\dot{B}_n(129-i, 129-i)|, & i \leq 128 \\ |\dot{B}_n(i-127, i-127)|, & i > 128 \end{cases}, \quad (3)$$

где $\tilde{B}_n(p, q) = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N B_{kn}(p, q)$, $n=1, 2, \dots, K/N$;

$B_{kn}(p, q) = Z_{kn}(p) Z_{kn}^*(q)$; $Z_k(p)$ – дискретное преобразование Фурье k -го РДП; $p=1, 2, \dots, I$ и

$q = 1, 2, \dots, I$ – независимые частотные индексы; символ * означает комплексное сопряжение.

Исследовались также векторы информативных признаков, параметры которых были эвристически заданы, во-первых, совокупностью конечного набора информативных величин, выделяемых из РДП (2) и, во-вторых, – из МГДБ (3).

Ниже определены пятнадцать предлагаемых эвристических взаимно-ортогональных информативных признаков:

1. Выборочная мощность РДП/МГДБ

$$P_1 = \frac{1}{I} \sum_{i=1}^I [RP_n(i)]^2. \quad (4)$$

2. Выборочная оценка математического ожидания РДП/МГДБ

$$P_2 = \frac{1}{I} \sum_{i=1}^I RP_n(i). \quad (5)$$

3. Выборочная оценка дисперсии РДП/МГДБ

$$P_3 = \frac{1}{I} \sum_{i=1}^I [RP_n(i) - P_2]^2. \quad (6)$$

4. Оценка асимметрии РДП/МГДБ

$$P_4 = \frac{1}{I \times P_3^3} \sum_{i=1}^I [RP_n(i) - P_2]^3. \quad (7)$$

5. Оценка эксцесса РДП/МГДБ

$$P_5 = \left\{ \frac{1}{I \times P_3^4} \sum_{i=1}^I [RP_n(i) - P_2]^4 \right\} - 3. \quad (8)$$

6. Максимальная величина отсчета в РДП/МГДБ.

7. Количество отсчетов, значения которых больше 20% от максимума в РДП/МГДБ.

8. Количество отсчетов, значения которых больше 60% от максимума в РДП/МГДБ.

9. Длина кривой, описывающей РДП/МГДБ

$$P_9 = \sum_{i=2}^I \{RN_n(i) - RP_n(i-1)\}. \quad (9)$$

10. Сумма значений функции арктангенс

$$P_{10} = \sum_{i=1}^I \arctg[RP_n(i)]. \quad (10)$$

11. Сумма косинусов значений выборки

$$P_{11} = \sum_{i=1}^I \cos[RP_n(i)]. \quad (11)$$

12. Сумма синусов значений выборки

$$P_{12} = \sum_{i=1}^I \sin[RP_n(i)]. \quad (12)$$

13. Площадь области, образованной пересечением РДП/МГДБ с его зеркальным отображением относительно горизонтальной оси.

14. Площадь области, образованной пересечением РДП/МГДБ с его зеркальным отображением относительно вертикальной оси.

15. Сумма первых 8 коэффициентов разложения в ряд Тейлора функции РДП/МГДБ.

В формулах (4 – 12) приняты следующие обозначения:

$$RP_n(i) = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N D_{nk}(i),$$

для МГДБ или

$$RP_n(i) = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N z_{nk}(i) \text{ для РДП } n=1, 2, \dots, K/N.$$

Введем коэффициент значимости $K_r^s \in [0, 1]$ для каждого из перечисленных выше пятнадцати информативных признаков в виде

$$K_r^s = \frac{S(G_r)}{S(G_r^s) + S(G_r)}, \quad (13)$$

где $S(G_r)$ – площадь области G_r , ограниченной функцией плотности распределения вероятности (ПРВ) r -го информативного признака ($r = 1, 2, \dots, 15$) для s -го типа ЛА ($s = 1 - 4$) и $S(G_r^s)$ – сумма площадей областей G_r^s , образованных пересечениями функций ПРВ r -го информативного признака для разных типов ЛА.

В соответствии с критерием минимума евклидова расстояния решение о принадлежности ЛА к определенному классу принимают по правилу вида

$$\min d_s = \sqrt{\sum_{i=1}^I \{\hat{f}(i) - h_s(i)\}^2}, \quad (14)$$

где $\hat{f}(i)$ – оценка РДП, полученная некогерентным усреднением или на основе МГДБ; $h_s(i)$ – РДП, априорно полученный некогерентным усреднением, или на основе МГДБ, рассчитанный априорно для ЛА, принадлежащего к классу s .

Для решения задачи распознавания ЛА с использованием предлагаемого набора пятнадцати эвристических информативных признаков рассмотрим следующие три вида правил, обладающих определенными преимуществами и недостатками.

Первое правило основано на минимуме евклидова расстояния вида

$$\min d_s = \sqrt{\sum_r K_r^s [\hat{Y}_r - U_r^s]^2}, \quad (15)$$

где $\hat{Y}_r$ – оценка информативного признака, выделенного из наблюдаемой оценки РДП или из наблюдаемой оценки МГДБ; U_r^s – априорно рассчитанный r -й информативный признак для ЛА, принадлежащего к классу s .

Второе правило, являющееся модификацией правила (15), сводится к следующему:

$$\min d_s = \sqrt{\sum_r K_r^s \left[\frac{|\hat{Y}_r - U_r^s|}{|\hat{Y}_r| + |U_r^s|} \right]^2}. \quad (16)$$

Третье правило основано на принципе мажоритарного большинства с использованием алгоритма «ближайшего соседа» [2]. По каждому r -му ($r = 1, 2, \dots, 15$) информативному признаку определяется «ближайший сосед» и запоминается класс s ЛА. После того как определяются «ближайшие соседи» по всем признакам, тому классу ЛА, который наберет больше всех «баллов», и будет принадлежать наблюдаемый РДП $\hat{f}(i)$.

В третьем правиле учет коэффициента значимости информативных признаков не принимается во внимание.

2. Результаты статистического моделирования

На рис. 3 приведены кривые распознавания (зависимости вероятности распознавания P от отношения сигнал/шум (SNR)), рассчитанные согласно правилу (14) и исходным априорным данным: $N = 1$ сегмент ($K = 2000$ РДП). Величина $h_s(i)$ в (14) рассчитывалась осреднением по выборке объемом 2000 РДП.

При расчете величины SNR учитывалось различие энергии в РДП четырех типов ЛА.

Анализ поведения графиков на рис. 3 показывает, что при использовании правила (14) предлагаемый метод обработки данных уступает традиционному методу некогерентного усреднения.

На рис. 4 приведены кривые распознавания, рассчитанные с использованием правила 1 (15), правила 2 (16) и правила 3.

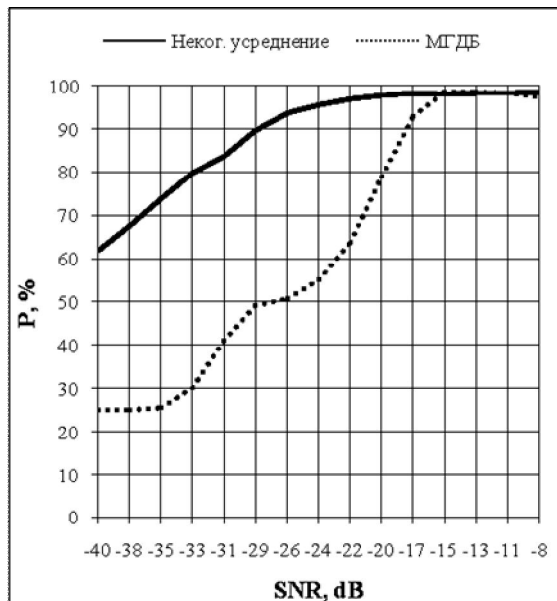
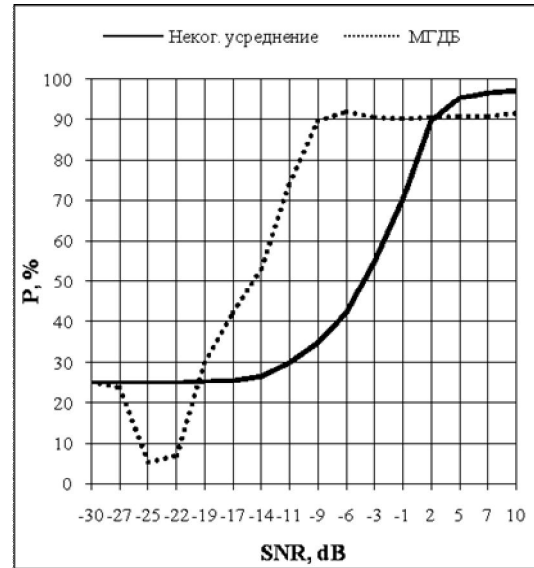
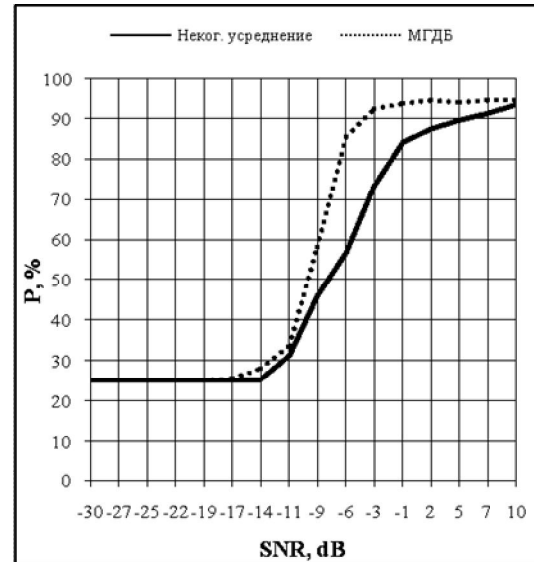


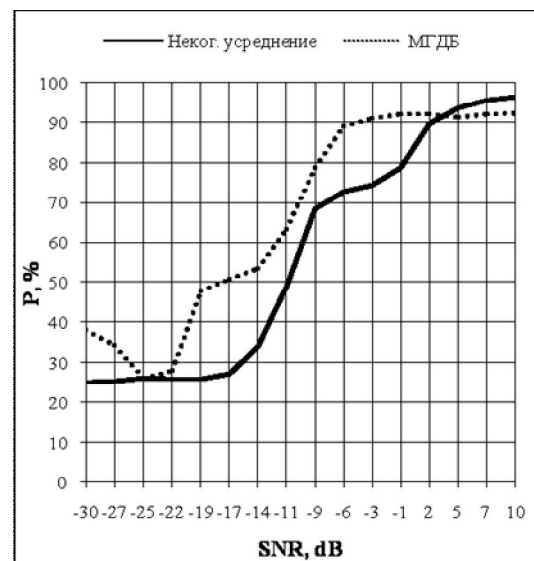
Рис. 3. Кривые распознавания, рассчитанные при осреднении на выборке $T=30$ РДП/МГДП



а



б



в

Рис. 4. Кривые распознавания: $N=20$ сегментов и $T=1$; а, б и в – правила 1, 2 и 3 соответственно

Анализ поведения кривых на рис. 4 показывает, что, во-первых, на рис. 4, а-в вероятность распознавания по МГДБ достигает уровня 90% при меньших величинах SNR по сравнению с некогерентным усреднением. Из 4б видно, что на уровне $P=90\%$ предлагаемый метод обеспечивает выигрыш в отношении сигнал/шум, равный 10 дБ. Также следует отметить, что наиболее гладкое поведение кривой вероятности распознавания обеспечивает использование правила 2 (16), где отсутствуют аномальные «провалы», наблюдаемые на графиках 4а, в.

При $\text{SNR} = 10 \text{ dB}$ автоматическая система распознавания с использованием МГДБ стремится к безошибочному режиму работы, т.е. практически к 100% вероятности. В то же самое время, система распознавания, построенная на основе некогерентного усреднения РДП, имеет граничный предел вероятности, равный 90% и 91% (см. рис. 4а и в соответственно).

Рассмотрим воздействие дестабилизирующего фактора в радиолокационной автоматической системе распознавания ЛА, который вызван флуктуациями времени задержки эхо-сигнала и неопределенностью в системе оценки дальности.

При компьютерном моделировании этот вид помехи вводился в виде случайной задержки, величина которой при накоплении РДП в зависимости от изменения ракурса ЛА менялась в пределах $[-J, J]$ отсчетов дальности.

На рис. 5 приведены кривые распознавания, построенные с использованием евклидовой меры (14).

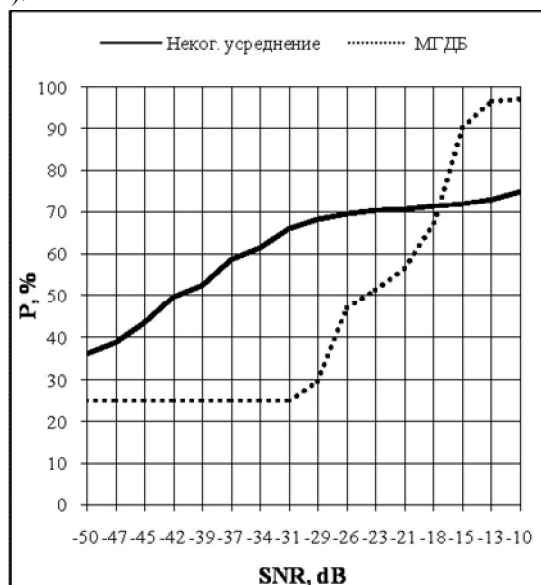


Рис. 5. Кривые распознавания, построенные при $N=20$; $T=10$ и $J=10$

Графики на рис. 5 демонстрируют инвариантность предлагаемого биспектрального метода обработки к случайным сдвигам РДП ЛА, по сравнению

с методом некогерентного накопления, для которого наблюдается сильное влияние случайных сдвигов РДП. При девиации случайного сдвига, равной $J=10$ отсчетов имеет место ограничение вероятности распознавания величиной, равной 75%, в то время как распознавание, основанное на оценивании МГДБ, при любых величинах J стремится к 100%.

Заключение

Исследована вероятность распознавания ЛА для двух различных классов информативных признаков с использованием традиционного метода некогерентного накопления и предлагаемого метода биспектральной обработки наблюдаемых данных в условиях воздействия аддитивного гауссова шума и наличия случайных сдвигов РДП.

Установлено, что показатели распознавания, основанные на методе биспектрального оценивания уступают методу некогерентного накопления РДП только для класса информативных признаков, формируемых осреднением дискретных функций пространственного распределения интенсивности на выходе согласованного фильтра в отсутствии случайных задержек (в отсутствии неопределенности по дальности). Показано, что в классе рассматриваемых ортогональных информативных эвристических признаков, выделяемых из наблюдаемых РДП, предлагаемый метод выделения признаков из выборочной оценки МГДБ дает выигрыш в величине отношения сигнал/шум, равный приблизительно 10 дБ, при фиксированной вероятности распознавания, равной 90%.

Продемонстрирована инвариантность вероятности распознавания предлагаемого метода по отношению к случайным сдвигам РДП, вызванным случайными задержками эхо-сигнала и неопределенностью в оценке дальности. Установлено, что при величине девиации случайной задержки, не превышающей 2% от полной длительности РДП, величина максимальной вероятности распознавания при использовании предлагаемого метода биспектрального оценивания приблизительно на 30% превышает соответствующее значение вероятности распознавания для метода некогерентного накопления.

Литература

1. Методы радиолокационного распознавания и их моделирование / Я.Д. Ширман, С.А. Горшков, С.П. Леценко, Г.Д. Братченко, В.М. Орленко // *Зарубежная радиоэлектроника*. – 1996. – № 11. – С. 3–63.
2. Радиозлектронные системы: Основы построения и теория. Справочник. Изд. 2-е, перераб. и доп.; под ред. Я.Д. Ширмана / Я.Д. Ширман, С.Т. Багдасарян, А.С. Малярченко и др. – М.: Радиотехника, 2007. – 512 с.

3. Лещенко С.П. Информативность и достоверность радиолокационного распознавания воздушных целей по дальностным портретам / С.П. Лещенко // Збірник наукових праць ХВУ. – Бун. 7(37). – X., 2001. – С. 63-72.

4. Heiden Van Der R. The Box-Cox metric for nearest neighbor classification improvement/ R. Van Der Heiden, F.C.A. Groen // Pattern Recognition. – February 1997. – Vol. 30, no. 2. – P. 273-279.

5. Zhoum D. Spatio-temporal target identification method of high-range resolution radar/ D. Zhoum, G. Liu, J. Wang // Pattern Recognition. – January 2000. – Vol. 33, no. 1. – P. 1-7.

6. Nelson D.E. Iterated wavelet transformation and signal discrimination for HRR radar target recognition/ D.E. Nelson, J.A. Starzyk, D.D. Ensley // IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics. – 2003. – Vol. 33, no. 1. – P. 52-57.

7. Jacobs S.P. Automatic target recognition using sequences of high resolution radar range profiles / S.P. Jacobs et al. // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. – 2000. – Vol. 36, no. 2. – P. 364-381.

8. Smith C.R. Radar target identification / C.R. Smith, P.M. Goggans // IEEE Antennas and Propagation Magazine. – 1993. – Vol. 35, no. 2. – P. 27-37.

9. Nikias C.L. Bispectral estimation: A digital signal processing framework / C.L. Nikias, M.R. Raghuveer // Proceedings IEEE. – 1987. – Vol. 75, no. 7. – P. 869-891.

10. Computer simulation of aerial targets, radar scattering, recognition, detection, and tracking/ Ya.D. Shirman, S.A. Gorshkov, S.P. Leshenko, V.M. Orlenko, S.Y. Sedyshev, O.I. Sukharevskiy. – Boston-London, Artech House, 2002. – 294 p.

Поступила в редакцию 4.07.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой приема, передачи и обработки сигналов А.А. Зеленский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

РОЗПІЗНАВАННЯ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ЗА ЇХ РАДІОЛОКАЦІЙНИМИ ДАЛЕКІСНИМИ ПРОФІЛЯМИ

О.В. Тоцький, П.О. Молчанов, Б.Б. Поспелов

Розглянуто задачу розпізнавання літальних апаратів (ЛА) за їх радіолокаційними далекісними профілями (РДП). Досліджено показники автоматичної системи розпізнавання радіолокаційних образів на основі критерію мінімуму евклідової норми і принципу мажоритарної більшості. Виконано порівняльний аналіз результатів розпізнавання чотирьох типів ЛА з використанням методу некогерентного накопичення РДП та запропонованого методу біспектральної обробки даних. Приведено результати розрахунків кривих розпізнавання, які демонструють переваги біспектральної обробки радіолокаційних даних в умовах флуктуацій часу затримання луна-сигналу та невизначеності у системі оцінки далекості.

Ключові слова: радіолокація, радіолокаційний далекісний профіль, ймовірність розпізнавання об'єкту

AIRCRAFT RECOGNITION BY THEIR RADAR RANGE PROFILES

A.V. Totsky, P.A. Molchanov, B.B. Pospelov

The problem of aircraft recognition by their radar range profiles is considered. Performance of automatic pattern recognition system has been studied by using minimum Euclidian norm criterion and majority rule principle. Comparative analysis of recognition results performed for four aircraft types has been carried out for non-coherent accumulation of radar range profiles and proposed bispectrum-based data processing. Results of computations of recognition curves demonstrate the benefits of bispectral data processing in fluctuation echo-signal delay environment and range ambiguity in range estimate system.

Key words: radiolocation, radar range profile, probability of object recognition

Тоцький Александр Владимирович – д-р техн. наук, доцент, профессор кафедры приема, передачи и обработки сигналов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: totskiy@xai.edu.ua.

Молчанов Павел Александрович – магистр, аспирант Технологического университета, Тампере, Финляндия, e-mail: pavlo.molchanov@tut.fi.

Поспелов Борис Борисович – д-р техн. наук, доцент, профессор Государственного университета информационно-коммуникационных технологий, Киев, Украина, e-mail: borbor2007@mail.ru.

УДК 05.13.06

В.В. СЕБКО

Национальный технический университет "ХПИ", Харьков, Украина

ВИХРЕТОКОВЫЙ МНОГОПАРАМЕТРОВЫЙ МЕТОД КОНТРОЛЯ ПЛОСКИХ ИЗДЕЛИЙ АВИАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Разработан безконтактный трёхпараметровый метод совместного измерительного контроля магнитных, электрических и температурных параметров слабоферромагнитных и ферромагнитных плоских изделий авиационного оборудования, который реализуется на базе теплового трансформаторного электромагнитного датчика (ЭД). Получены основные соотношения описывающие бесконтактный трёхпараметровый электромагнитный метод контроля параметров плоских изделий (стандартных деталей авиационного оборудования), позволяющий с точки зрения сертификации, контролировать компоненты третьего класса образца авиационной техники, которые влияют на лётную годность воздушных судов (ВС). Приведена последовательность измерительных и расчетных процедур совместного контроля намагниченности j , относительной магнитной проницаемости μ_r , удельного электрического сопротивления ρ_t и температуры t плоских изделий (стандартных и соединительных деталей авиационного оборудования).

Ключевые слова: авиационное оборудование, воздушные суда (ВС), совместный контроль, стандартные детали, электромагнитный датчик, трёхпараметровый электромагнитный метод, измерительный контроль, функции преобразования, алгоритм измерительного контроля.

Введение

В настоящее время особое значение приобретают методы и устройства неразрушающего контроля авиационного оборудования воздушных судов (ВС). К достоинствам методов неразрушающего контроля (НК) следует отнести: многократный контроль одного и того же изделия, автоматизацию процесса контроля, что позволяет применять их при активном сплошном контроле, контроль изделий в процессе эксплуатации и ремонте без нарушения режима их функционирования, контроль движущихся изделий и изделий нагретых до высоких температур. Следует отметить, что с точки зрения сертификации изделий и конструкций авиационного оборудования, важное значения приобретают те методы и устройства НК, которые позволяют определять параметры стандартных деталей соединительного оборудования и контролировать компоненты третьего класса образца авиационной техники. В связи с этим важный теоретический и практический интерес представляет развитие и совершенствование бесконтактных вихретоковых (электромагнитных) методов НК плоских изделий авиационного оборудования. К достоинствам электромагнитных методов можно отнести: возможность выявления поверхностных и подповерхностных трещин, неметаллических включений плоских и других деталей авиационного оборудования, авиационных двигате-

лей (например, реактивных и газотурбинных), технический контроль соединительного оборудования и стандартных деталей, а также измерительный контроль электромагнитных и физико-механических количественных параметров: относительной магнитной проницаемости μ_r , удельного электрического сопротивления ρ_t и температуры t при производстве деталей авиационного оборудования. Следует отметить также, что на сегодняшний день накоплен большой материал об измерительном контроле магнитных плоских изделий [1 – 11]. Так, например, в научных трудах [2 – 11] рассмотрены теоретические основы работы электромагнитных датчиков (ЭД) с немагнитными и ферромагнитными плоскими изделиями. В работах [4 – 6] рассмотрены методы и устройства для определения удельной электрической проводимости σ и магнитной проницаемости μ_r плоских изделий, а также определены погрешности измерений этих параметров, что составляет бесспорное достоинство методов описанных в работах [4 – 6]. В статьях [4 – 6], описаны в основном экстремальные методы определения магнитной проницаемости μ_r , удельной электрической проводимости σ ферромагнитных пластин, а также площади поперечного сечения S и удельной электрической проводимости σ немагнитных плоских изделий, получены универсальные функции преобразования, на основании которых разработаны электромагнитные двухпараметровые и трёхпараметровые методы, проведен

анализ погрешностей измерений параметров плоских изделий в двух и трёхпараметровом варианте. К недостаткам методов и устройств, описанных в работах [4 – 6], можно отнести то, что указанные параметры плоских образцов определялись без учёта температуры изделий, что в свою очередь, снижало точность измерений параметров μ_r и σ , не ясно воздействие пологости экстремума на результаты измерений электромагнитных параметров, оставлен без внимания частотный диапазон изменения магнитного поля зондирующего плоские изделия. Низкая точность измерений и чувствительность преобразователя к параметрам плоских изделий в работах [4 – 6], объясняется также и тем, что в качестве информативного сигнала ЭД, авторы работ [4 – 6], рассматривали ЭДС E_Σ и фазовый угол φ_0 , которые имели функциональную связь с параметрами немагнитных и магнитных плоских изделий, в этом случае был затруднён измерительный контроль электромагнитных параметров слабоферромагнитных плоских изделий. Измерение разностной ЭДС ЭД $E_{\text{вн}}$ и её фазы $\varphi_{\text{вн}}$, позволяет повысить точность измерений физико-механических параметров пластин [3].

В работе [7] описана методика пересчёта кривой намагничивания и петли гистерезиса, полученных на переменном токе в квазистатические магнитные характеристики плоских изделий, рассмотрен однопараметровый электромагнитный метод определения магнитных параметров плоских изделий на основе измерения $E_{\text{вн}}$, получены методические погрешности, обусловленные неоднородностью магнитного поля в сечении изделия и нелинейностью кривой намагничивания. Недостатком этой работы является то, что и напряжённость и магнитная проницаемость μ_r представляется в виде степенных рядов с ограничением по какому-то конечному члену и отсюда возникают приближённые соотношения, которые дают возможность перейти к не статическим, а к квазистатическим характеристикам. Другим серьёзным недостатком является то, что из количественных параметров пластин определяются только магнитные: намагниченность – j , магнитная восприимчивость – k и магнитная проницаемость – μ_r . Следует отметить также работы, в которых рассмотрены двухпараметровые методы контроля электрических и температурных параметров немагнитных плоских изделий: амплитудный, фазовый и переменного-частотный, при этом ферромагнитные плоские изделия так и остались без внимания в научных статьях [8, 9]. В работе [10] исследован экстремальный метод совместного определения параметров μ_r , σ и t плоского изделия. Недостатками работы [10] является то, что полученные соотношения являются весьма сложными и неточ-

ными, во время осуществления измерений необходимо уточнить частоту (при которой наступает экстремум функции преобразования), что затрудняет процесс автоматизации измерений параметров плоских изделий. Также не рассмотрена возможность расширения пределов измерений относительной магнитной проницаемости $\mu_{\text{гг}}$ плоских изделий.

Представляет большой теоретический и практический интерес научная статья [11], в которой описан многопараметровый электромагнитный метод измерительного контроля магнитных, электрических, геометрических и температурных параметров плоских изделий. Этот метод реализуется на базе теплового ЭД, работающего на кратных частотах магнитного поля. Измерение $E_{\text{вн}}$ и фазового угла $\varphi_{\text{вн}}$ на двух кратных частотах позволяло контролировать более широкий ассортимент плоских изделий, что является несомненным достоинством электромагнитного метода описанного в работе [11]. К недостаткам этого метода можно отнести необходимость проведения линейной интерполяции при определении магнитного параметра μ_r плоских изделий на универсальных функциях преобразования, что, в свою очередь, затрудняет автоматизацию измерительного контроля многих параметров плоских изделий. Таким образом, не смотря на то, что теория работы ЭД с немагнитными и ферромагнитными плоскими изделиями описана в работах [2 – 11], на сегодняшний день не рассмотрены вопросы повышения точности и чувствительности ЭД к параметрам плоских изделий, не исследованы теоретические основы определения переменных магнитных потоков и их фазовых углов внутри нагреваемого плоского изделия, не разработан электромагнитный метод измерительного контроля магнитных, электрических и температурных параметров, который позволял бы контролировать как слабоферромагнитные так и ферромагнитные плоские изделия авиационного оборудования на основании простых алгоритмов измерительных и расчётных процедур.

Поэтому, круг решения предстоящих задач коренным образом расширяется и усложняется, образуя важную научную и практическую проблему, суть которой состоит в создании теории работы тепловых ЭД для измерительного контроля параметров плоских деталей и изделий авиационного оборудования, что в свою очередь, даёт возможность контролировать компоненты третьего класса образца авиационной техники, которые влияют на летную годность ВС.

На сегодняшний день не разработаны специальные тепловые электромагнитные преобразователи, позволяющие контролировать ассортимент плоских изделий в широком диапазоне изменения их параметров. Тем не менее, запросы производства

авиационного оборудования и научно-исследовательских институтов настоятельно требуют решения указанных выше вопросов.

Таким образом, целью настоящей статьи является создание бесконтактного трёхпараметрового электромагнитного метода совместного измерительного контроля магнитных, электрических и температурных параметров слабоферромагнитных и ферромагнитных плоских изделий авиационного оборудования на базе теплового электромагнитного датчика ЭД.

Для достижения цели необходимо решить следующие задачи:

1. Привести последовательность измерительных и расчётных процедур совместного контроля намагниченности j , относительной магнитной проницаемости μ_r , удельного электрического сопротивления ρ_t и температуры t слабоферромагнитных и ферромагнитных плоских образцов авиационного оборудования.

2. Получить основные соотношения, описывающие бесконтактный трёхпараметровый электромагнитный метод совместного измерительного контроля магнитных, электрических и температурных параметров слабоферромагнитных и ферромагнитных плоских изделий.

2. Совместный трёхпараметровый измерительный контроль параметров магнитных плоских образцов

Перейдём непосредственно к изложению материала. На рис. 1 с учётом результатов работ [1 – 11], представлена схема измерительного контроля магнитных, электрических и температурных параметров плоских образцов. Схема предусматривает предварительные измерения разностной ЭДС $E_{\text{внт}}$ и её фазы $\varphi_{\text{внт}}$, при изменении температуры контролируемой пластины в диапазоне от 20°C до 180°C , что, как уже отмечалось выше, позволяет повысить точность измерений электромагнитных параметров пластин, а также даёт возможность контролировать слабоферромагнитные плоские изделия. Схема включает в себя: ИСН – источник синусоидального напряжения, ИЧ – измеритель частоты, вольтметры B_1, B_2, B_3 . Тепловой ЭД включает в себя три идентичных электромагнитных преобразователя: РП – рабочий преобразователь, в котором конструктивно предусмотрено греющее устройство – ГУ; КП – компенсационный преобразователь, выполненный в виде вариометра для компенсации паразитной ЭДС E_1 (обусловленной прохождением магнитного потока в воздушном зазоре между П – контролируемой пластиной, которая размещается в ГУ и измеритель-

ной обмоткой РП); ОП – опорный преобразователь, предназначенный для измерения опорной ЭДС E_0 ЭД без контролируемой пластины. Намагничивающие обмотки РП, КП, ОП включены последовательно согласно, измерительные последовательно – встречно [4-9]. Числа витков измерительных обмоток одинаковы и подобраны таким образом, чтобы разностная ЭДС $E_{\text{внт}}$ на соединении, указанном на рис. 1, была равна нулю (при отсутствии пластины в РП). При внесении пластины в тепловой ЭД появляется разностная ЭДС $E_{\text{внт}} > 0$, которая измеряется вольтметром B_2 при разных температурах плоского изделия, в диапазоне $t = [20 \dots 180^\circ\text{C}]$ с конкретным шагом. Вольтметром B_3 регистрируется ЭДС E_0 . Фазовый угол $\varphi_{\text{внт}}$ между ЭДС E_0 и $E_{\text{внт}}$, измеряется фазометром Φ . Точками на схеме обозначены включения обмоток. В качестве контрольного метода определения температуры используются термометры сопротивления платиновые ТСП – которые наклеиваются непосредственно на пластину.

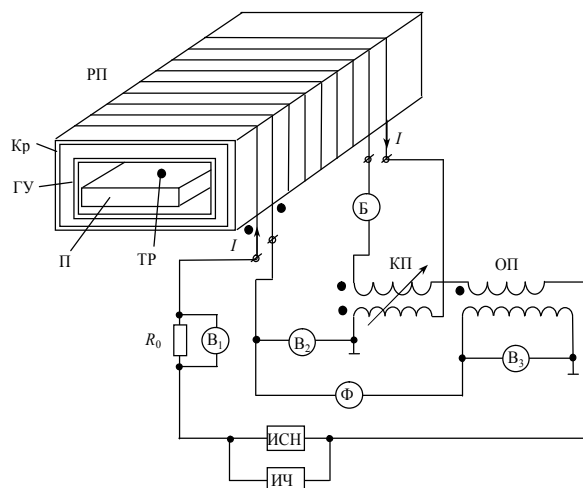


Рис. 1. Схема включения теплового ЭД с контролируемыми слабоферромагнитными пластинами

Температура внешней среды и температура ЭД (намагничивающая обмотка ЭД нагревается, а через тонкий каркас – КР и воздушный зазор между пластиной и обмоткой ЭД будет нагреваться контролируемое плоское изделие) может влиять на результаты измерений μ_r , σ и t пластин. Так как под влиянием температуры изменяется сопротивление намагничивающей обмотки ЭД, что, в свою очередь, приводит к изменению значений намагничивающего тока I_n и магнитного потока Φ , который проходит в контролируемом плоском образце и как следствие к погрешностям измерений параметров μ_r , σ_t и t плоского образца. Поэтому необходимо термоизолировать обмотки ЭД и застабилизировать ток, сохранить постоянным величину намагничивающего

тока и магнитного потока Φ_2 в плоском образце. Для стабилизации тока используется бареттер – Б, который включается последовательно с намагничивающей обмоткой теплового ЭД.

Схема включения теплового ЭД, приведенная на рис. 2 [2-9], включает в себя генератор – Г синусоидальных сигналов, Ч – частотомер, два идентичных преобразователя РП и ОП. В данном случае компенсация эффектов воздушного зазора не проводится, считается, что измерительная обмотка наносится непосредственно на контролируемый плоский образец. Вольтметром V_1 регистрируется ЭДС $E_{\Sigma t}$ при разных температурах контролируемой пластины – П, которые изменяются с помощью ГУ. Амперметром измеряется ток I_n в намагничивающей обмотке, а фазометром регистрируется фазовый угол φ_{0t} между ЭДС E_0 и $E_{\Sigma t}$ [2-9]. Следует отметить, что сигналы теплового ЭД: $E_{внт}$ и $\varphi_{внт}$ (схема на рис. 1), а также $E_{\Sigma t}$ и φ_{0t} (рис. 2), зависят от температуры t . На рис. 3 представлены векторная диаграмма ЭДС и фазовых углов теплового ЭД. Здесь E_0 – опорная ЭДС ЭД без пластины; E_{Σ} – суммарная ЭДС ЭД; E_2 – ЭДС обусловленная прохождением магнитного потока в проводящем плоском изделии, E_1 – паразитная ЭДС.

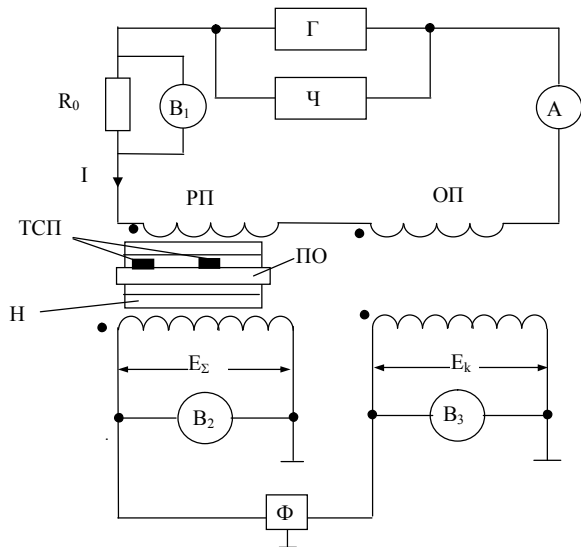


Рис. 2. Схема включения теплового ЭДС контролируемыми ферромагнитными плоскими изделиями

На диаграмме обозначены также фазовый угол φ_{0t} – угол между E_0 и $E_{\Sigma t}$ и угол $\varphi_{внт}$ – угол между E_0 и $E_{внт}$ [4-11].

Приведём последовательность измерительных и расчётных процедур совместного электромагнитного контроля параметров слабоферромагнитных и ферромагнитных плоских изделий.

Схема теплового ЭД на рис. 1, позволяет опре-

делить намагниченность плоских изделий, с учётом работ [4-7], по формуле

$$j = \frac{E_{\Sigma} - E_0}{\mu_0 w_n S 4,44 f}, \quad (1)$$

где μ_0 – магнитная постоянная, w_n – число витков измерительной обмотки; S – площадь поперечного сечения пластины; f – частота магнитного поля зондирующего плоское изделие, индекс t говорит о том, что данная величина зависит от температуры t .

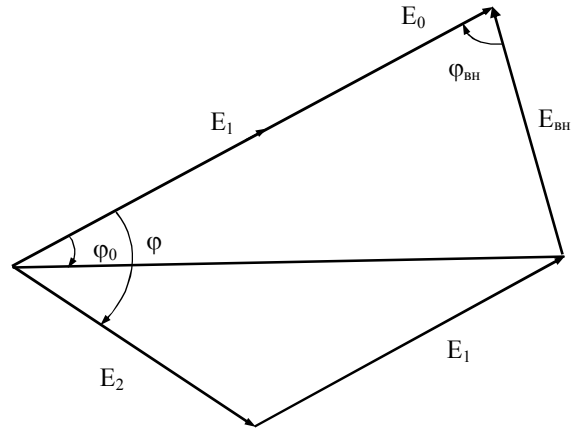


Рис. 3. Векторная диаграмма ЭДС и фазовых углов теплового ЭД с нагреваемой пластиной.

При известной напряжённости магнитного поля H внутри РП, можно определить магнитную восприимчивость k плоского образца

$$k = \frac{j I_d}{I_n w_n}, \quad (2)$$

где w_n – число витков намагничивающей обмотки; I_d – длина намагничивающей обмотки ЭД.

Для совместного контроля трёх параметров необходимо привести выражения для выходных сигналов теплового ЭД с плоским изделием.

Воспользовавшись векторной диаграммой на рис. 3 и применив известный символический метод операций с комплексными числами, запишем выражения для модуля ЭДС $|E_{\Sigma t}|$ и величины $\tan \varphi_0$ [4-11]

$$|E_{\Sigma t}| = \sqrt{E_{внт}^2 + E_0^2 - 2 E_{внт} E_0 \cos \varphi_{внт}}. \quad (3)$$

Величину $\tan \varphi_0$ находим из выражения [4-11]

$$\tan \varphi_0 = -\frac{E_{внт} \sin \varphi_{внт}}{E_{внт} \cos \varphi_{внт} - \eta E_0}. \quad (4)$$

Формулы для определения ЭДС $E_{\Sigma t}$ и фазового угла φ_t , можно записать

$$E_{\Sigma t} = \sqrt{E_{\Sigma t}^2 + E_0^2 - 2 E_{\Sigma t} E_0 \cos \varphi_t}; \quad (5)$$

$$\tan \varphi_t = -\frac{E_{\Sigma t} \sin \varphi_{0t}}{E_{\Sigma t} \cos \varphi_{0t} - E_0}. \quad (6)$$

Далее, если $k \leq 1$, находим удельное электрическое сопротивление ρ_t слабоферромагнитной пласти-

ны, предварительно определив параметр x_t из табл. 1,

Таблица 1

Зависимости компонентов сигналов теплового ЭД с контролируемой пластиной от обобщённого магнитного параметра x_t .

x_t	k_t	φ_t	$\operatorname{tg} \varphi_t$	x_t	k_t	φ_t	$\operatorname{tg} \varphi_t$
0	0	0	0	5,2	0,289461	42,938407	0,930507
0,2	0,951229	2,817043	0,049207	5,4	0,277905	43,448974	0,947274
0,4	0,904839	5,538592	0,096969	5,6	0,267057	43,896234	0,9521195
0,6	0,860718	8,164651	0,143473	5,8	0,256877	44,284033	0,975315
0,8	0,818759	10,695223	0,188866	6,0	0,247326	44,616358	0,986697
1,0	0,778868	13,130322	0,233265	6,2	0,238366	44,897298	0,996421
1,2	0,740952	15,469978	0,276761	6,4	0,229964	45,131001	1,004583
1,4	0,704923	17,714242	0,319415	6,6	0,222083	45,321638	1,0112907
1,6	0,670701	19,863199	0,361269	6,8	0,214691	45,473349	1,016661
1,8	0,638209	21,916977	0,402342	7,0	0,207755	45,590207	1,020817
2,0	0,607373	23,875764	0,442633	7,2	0,201245	45,676181	1,023886
2,2	0,578122	25,739819	0,482124	7,4	0,195133	45,735087	1,025994
2,4	0,550391	27,509494	0,520778	7,6	0,189391	45,770567	1,027266
2,6	0,5241137	29,185242	0,558543	7,8	0,1839991	45,786054	1,027822
2,8	0,499229	30,767647	0,595355	8,0	0,178909	45,784751	1,027885
3,0	0,475679	32,257433	0,631135	8,2	0,174124	45,769612	1,027232
3,2	0,453406	33,655492	0,665795	8,4	0,169611	45,743337	1,026899
3,4	0,432353	34,962897	0,699243	8,6	0,165351	45,708358	1,025037
3,6	0,412467	36,180924	0,731378	8,8	0,1613234	45,666848	1,023553
3,8	0,393697	37,311069	0,762102	9,0	0,157512	45,620719	1,021906
4,0	0,375992	38,355059	0,790174	9,2	0,153899	45,571631	1,020156
4,2	0,359301	39,314872	0,818924	9,4	0,150472	45,521008	1,018354
4,4	0,343579	40,192738	0,844848	9,6	0,147213	45,470049	1,016544
4,6	0,328779	40,991149	0,869016	9,8	0,144111	45,419747	1,014761
4,8	0,314855	41,712854	0,891371	10	0,141154	45,370902	1,013032
5,0	0,301763	42,360857	0,911873				

при использовании соответствующих функций преобразования [3-11], по формуле

$$\rho_t = \frac{x_t^2 \mu_0 (1+k) \pi f}{d^2}. \quad (7)$$

Определим среднюю по сечению изделия температуру слабоферромагнитной пластины, при из-

вестном температурном коэффициенте сопротивления (ТКС) α

$$t = \left(\frac{1 + \alpha t_1}{\alpha} \right) \left(\frac{x_t^2 \mu_0 (1+k) \pi f}{\rho_1 d^2} - 1 \right) + t_1. \quad (8)$$

Для определения относительной магнитной проницаемости $\mu_{\text{рт}}$ ферромагнитной пластины, т.е.

при условии, что $k \gg 1$ при измеренных значениях $E_{\Sigma t}$, E_{2t} , E_0 и φ_t , с учётом [3 – 11], воспользуемся выражением

$$\mu_{rt} = \frac{d_k h_k E_{2t}}{E_0 d h k_t}, \quad (9)$$

где k_t – зависящая от температуры нормированная величина ЭДС E_{2t} .

Величину ρ_t ферромагнитной пластины, найдём из выражения

$$\rho_t = \frac{d_k h_k E_{2t} x_t^2 \mu_0 \pi f}{E_0 h k_t d^3}. \quad (10)$$

Температуру ферромагнитной пластины, определяем по формуле

$$t = \left(\frac{1 + \alpha t_1}{\alpha} \right) \left(\frac{d_k h_k E_{2t} x_t^2 \mu_0 \pi f}{\rho_t E_0 h k_t d^3} - 1 \right) + t_1. \quad (11)$$

Таким образом, при $k \gg 1$ мы переходим к схеме включения ЭД на рис. 2 и измерив $E_{\Sigma t}$, E_0 и φ_{0t} определяем фазовый угол φ_t по формуле (6), а затем, воспользовавшись табл. 1, определяем параметры x_t и k_t , после чего по формулам (9) – (11), находим относительную магнитную проницаемость μ_{rt} , удельное электрическое сопротивление ρ_t и среднюю по сечению температуру t ферромагнитных пластин.

Выводы

Результаты, приведенные в настоящей статье, позволяют определить круг задач для решения важной научной и практической проблемы, суть которой состоит в создании теории работы тепловых ЭД для измерительного контроля параметров плоских деталей и изделий авиационного оборудования, что в свою очередь, даёт возможность контролировать компоненты третьего класса образца авиационной техники, которые влияют на летную годность ВС.

В рамках решения этой проблемы предложен трёхпараметровый электромагнитный метод совместного измерительного контроля магнитных, электрических и температурных параметров слабоферромагнитных и ферромагнитных плоских изделий авиационного оборудования на основе двух схем включения теплового ЕД с контролируруемыми плоскими изделиями. Приведена последовательность измерительных и расчётных процедур совместного контроля намагниченности j , удельного электрического сопротивления ρ_t и температуры t слабоферромагнитных пластин, а также относительной магнитной проницаемости μ_{rt} , удельного электрического сопротивления ρ_t и температуры t ферромагнитных пластин. Получены основные соотношения для определения магнитных, электрических и темпера-

турных параметров, контролируемых магнитных плоских изделий.

Научной новизной статьи является разработанный трёхпараметровый метод электромагнитного контроля параметров плоских изделий и стандартных деталей авиационного оборудования, который реализуется на основании двух схем включения теплового ЕД.

Практическое значение статьи состоит в том, что предложенный трёхпараметровый электромагнитный метод, позволяет контролировать изделия и стандартные плоские детали, как в процессе производства так и при планируемом ремонте.

Перспективы дальнейших исследований состоят в создании вихретоковых методов и реализующих их устройств на основе накладных преобразователей для измерения толщин гальванических покрытий, лакокрасочных и специальных покрытий, контроля поверхностей недоступных участков соединений авиационного оборудования, дефектов и расслоений цилиндрических и плоских деталей выполненных из немагнитных и ферромагнитных материалов.

Литература

1. Кифер И.И. Испытания ферромагнитных материалов/ И.И. Кифер. – М.: Энергия, 1969. – 360 с.
2. Приборы для неразрушающего контроля материалов и изделий: справ. / под ред. В.В. Клюева. – Кн. 2. – М.: Машиностроение, 1986. – 351 с.
3. Гончаров Б.В. Безэталонные токовихревые методы контроля тонкостенных неферромагнитных труб/ Б.В. Гончаров. // Труды Научно-исследовательского института интроскопии: сб. науч. тр. – М.: Интроскопия, 1970. – Вып. 3. – С. 76-80.
4. Себко В.П. К теории работы трансформаторного электромагнитного преобразователя с плоским проводящим изделием / В.П. Себко, Р.И. Кириченко // Технічна електродинаміка. – 2000. – Ч. 1. – С. 93-98.
5. Себко В.П. Электромагнитный метод определения двух параметров плоского изделия на основе экстремума фазового угла преобразователя / В.П. Себко, Р.И. Кириченко // Наукові праці III-ї Міжнародної науково-технічної конференції "Метрологія та вимірювальна техніка (Метрологія 2002)". – Харків. – 2002. – С. 129-132.
6. Себко В.П. Трёхпараметровый электромагнитный преобразователь с плоским изделием на основе максимальной фазы суммарной ЭДС/ В.П. Себко, С.Г. Львов, О.Ю. Отман Шади // Технічна електродинаміка. – 2003. – Ч. 1. – С. 117-120.
7. Глоба С.Н. Универсальное электромагнитное устройство для контроля разомкнутых стальных пластин/ С.Н. Глоба // Вестник Харьковского государственного политехнического университета: сб. науч. тр. – Харьков: ХГПУ. – 1999. – Вып. 37. – С. 28-30.
8. Себко В.П. Амплитудный и фазовый методы определения температуры электромагнитным преобразователем с плоским изделием / В.П. Себко, Хассан Муссу Диаб // Технічна електродинаміка. – 2002. – Ч. 3. – С. 109-112.
9. Себко В.П. Переменно-частотный электромагнитный метод бесконтактного определения удельного электрического сопротивления и температуры плоского изделия / В.П. Себко, Хассан Муссу Диаб // Матеріали конференції "Неруйнівний контроль та технічна діагностика". – К., 2003. – С. 54-59.
10. Расчет относительных погрешностей измерения магнитных, электрических и температурных параметров плоского ферромагнитного изделия с помощью ТЭД, реализующего экстремальный вихретоковый метод / В.В. Себко, Е.Л. Ноздрачева, Хассан Муссу Диаб, Алаа Файад Макки, Ю.А. Вараксин // Наукові праці V-ї Міжнародної науково-технічної конференції "Метрологія та вимірювальна техніка (Метрологія – 2006)". – Харків. – 2006. – Т. 2. – С. 221-226.
11. Себко В.В. Трансформаторный вихретоковый датчик с пластиной, зондируемой полем кратных частот / В.В. Себко // Український метрологічний журнал. – 2007. – Вип. 2. – С. 26-29.

Поступила в редакцию 28.09.2010

Рецензент: д-р техн. наук, доц., проф. каф. «ГИС и геодезии» К.А. Метешкин, Харьковская национальная академия городского хозяйства, Харьков.

ВИХОРОСТРУМОВИЙ БАГАТОПАРАМЕТРОВИЙ МЕТОД КОНТРОЛЮ ПЛОСКИХ ВИРОБІВ АВІАЦІЙНОГО ОБЛАДНАННЯ

В.В. Себко

Розроблено безконтактний трипараметровий електромагнітний метод сумісного вимірювального контролю магнітних, електричних та температурних параметрів слабоферромагнітних і ферромагнітних плоских виробів авіаційного обладнання, який реалізується на базі теплового трансформаторного електромагнітного давача (ЕД). Отримано основні співвідношення, що описують безконтактний трипараметровий електромагнітний метод контролю параметрів плоских виробів (стандартних деталей авіаційного обладнання), який дозволяє з точки зору сертифікації, контролювати компоненти третього класу зразка авіаційної техніки, що мають вплив на льотну придатність повітряних суден (ПС). Наведено послідовність вимірювальних і розрахункових процедур сумісного контролю намагненості j , відносної магнітної проникності μ_r , питомого електричного опору ρ_t і температури t плоских виробів (стандартних і з'єднувальних деталей авіаційного обладнання).

Ключові слова: авіаційне обладнання, повітряні судна, сумісний контроль, стандартні деталі, електромагнітний давач, трипараметровий електромагнітний метод, вимірювальний контроль, функції перетворення, алгоритм вимірювального контролю.

MULTIPARAMETER VORTEX CURRENT CONTROL METHOD FOR AVIATION EQUIPMENT'S PLANAR PRODUCT

V.V. Sebko

For magnetic, electrical and temperature parameters ferromagnetic and weaker ferromagnetic plane objects for aviation equipment has been developed that is implemented on the basis of thermal electromagnetic and transformer sensor ED. Basic correlation describing non-contact three-parametric electromagnetic consistent control method for plane object's parameters (standard aviation equipment's component) has been derived which allows, from certification point of view, control third-class components for aviation engineering forms which affect aircraft's flight performance. Measurement sequence and computation procedure of magnetization's consistent control j , relative to magnetic permeability μ_r , electrical resistivity ρ_t , and temperature t for plane object (standard and connecting plane object for aviation equipment).

Key words: aviation equipment, aircraft, consistent control, standard object, electromagnetic sensors, three-parametric electromagnetic method, measurement control, conversion function, measurement control algorithm.

Себко Вадим Вадимович – д-р техн. наук, доц., проф. кафедри «Химическая техника и промышленная экология», Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков, Украина, e-mail: Sebkov@mail.ru.

УДК 621.396.96

А.В. ПОПОВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ТЕОРЕМ ДЕКОМПОЗИЦИИ ПОЛЯРИЗАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБЪЕКТОВ АКТИВНОГО АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ

Рассмотрены основные известные теоремы декомпозиции поляризационных свойств объектов активного дистанционного зондирования, проведен сравнительный анализ методов обработки поляриметрических данных и выделяемых на их основе поляризационных характеристик объектов. Методами математического и статистического моделирования показано, что наиболее информативными являются инвариантные поляризационные характеристики, получаемые при использовании операторной когерентной декомпозиции поляризационной матрицы рассеяния на совокупность независимых модулирующих функций, отдельно описывающих амплитудные, фазовые и поляризационные преобразования сигнала при его отражении объектом.

Ключевые слова: дистанционное зондирование, поляризационная матрица рассеяния, декомпозиция, поляризационные характеристики, оператор рассеяния, моделирование.

Введение

Системы активного дистанционного зондирования (ДЗ) с аэрокосмических носителей широко применяются сегодня при решении задач экологического мониторинга окружающей среды, картографирования, предупреждения чрезвычайных ситуаций [1 – 3] и т.д. Одним из направлений их совершенствования является использование поляризационно-многоканальных бортовых радиолокационных систем (РЛС), т.н. поляриметров [3,4], обеспечивающих как всепогодность наблюдений, так и значительное повышение их информативности. Об актуальности данного направления свидетельствует внедрение поляриметрических режимов работы практически во всех РЛС искусственных спутников Земли, запущенных развитыми странами в последние 5 лет. Так, например, изменяемая поляризация излучения и приема (HH, VH, HV, VV) применена в бортовых РЛС космических аппаратов:

- RADARSAT-2 Канадского космического агентства (запущен в декабре 2007 г.);
- TerraSAR-X, TerraDEM-X немецкого аэрокосмического центра DLR (запущены в 2007 и 2010 гг.);
- COSMO-SkyMed 1-4 Итальянского Космического Агентства ASI (2007–2010).

Эффективность решения задач ДЗ во многом зависит от методов обработки материалов космических съемок и методов интерпретации поляриметрической информации, которые в свою очередь определяются подходом к формированию базовых математических моделей.

Традиционным базовым описанием поляризационных характеристик (ПХ) объектов ДЗ является поляризационная матрица рассеяния (ПМР), представляющая собой матрицу комплексных коэффициентов отражения при облучении объекта двумя сигналами с ортогональной поляризацией и приеме отраженного сигнала двухкомпонентной антенной в том же поляризационном базисе [4]. Недостатком ПМР является зависимость ее элементов от поляризации антенн РЛС [4]. Вследствие изменения ориентации летательного аппарата в процессе полета наблюдаемые значения ПМР также изменяются. Используя до середины 90-х годов различные ПХ, основанные непосредственно на ПМР объекта либо ее ковариационной матрице, в силу своей неинвариантности не обеспечивали эффективной интерпретации поляриметрической информации [4].

В 1992 г. в работе А. Фримена (A. Freeman) и С. Дурдена (S. Durden) [5] был предложен феноменологический подход к решению проблемы интерпретации поляриметрической информации. На основе декомпозиции ковариационной матрицы (target covariance matrix) предлагалось выделять «свойства объектов» (Feature-Motivated Decomposition), – коэффициенты подобия ПХ объекта характеристикам эталонных отражателей (поверхность, двугранный отражатель, сфера). В 2005 г. набор эталонов был дополнен спиралью.

Применительно к ПМР объекта в 1995 г. Е. Крогагером (E. Krogager) [6] и У. Камероном (W. Cameron) [7] предлагалось определять коэффициенты подобия объекта сфере, двугранному отражателю и спирали (Sphere – Diplane – Helix Decom-

position). Принципиальным недостатком такого подхода является неортогональность разделяющих матриц и, как следствие, коррелированность коэффициентов разложения [8].

«Революцию» в радиолокационной поляриметрии произвели работы С. Клода (S.R. Cloude) и Е. Поттье (E. Pottier) [9,10] (1996, 1997 г.), в которых на основе декомпозиции матрицы когерентности объекта (Target Coherence Matrix) была показана целесообразность использования математических неэнергетических ПХ объектов, не имеющих явного физического обоснования, – поляризационной «вероятности», «энтропии» и «анизотропии». Несмотря на недостаточную физическую обоснованность введенных параметров, работы [9,10] получили всемирное признание и сформировали доминирующую на сегодняшний день феноменологическую теорию радиолокационных целей, что позволило Э. Поттье в 2008 г. говорить о «стандартизации» в радиолокационной поляриметрии [11].

Альтернативный подход к решению проблемы интерпретации поляриметрической информации был предложен еще в 1978 году [12] Д. Хайненом (J. Huijnen), заключающийся в физически обоснованной инвариантной когерентной декомпозиции ПМР объекта на основе определения т.н. собственных и нулевых поляризаций объекта ДЗ [13]. К сожалению, технический уровень средств ДЗ тех лет не позволял реализовать предложенную в [12] теорию на практике. За рубежом активные исследования в данном направлении начались с запуском спутника RADARSAT-2 (например, [14]).

В Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского „ХАИ” исследования инвариантных неэнергетических ПХ объектов ДЗ проводились с конца 80-х годов с помощью мобильного автоматизированного радиолокационного поляриметра 3-х см диапазона, обеспечивающего получение полной поляриметрической информации об объектах ДЗ [15]. Была экспериментально доказана высокая информативность инвариантных ПХ [16, 17] и эффективность их применения при решении различных задач ДЗ [18].

Дальнейшее развитие теория инвариантной когерентной декомпозиции ПМР объекта получила в работе [19] (2009 г.), в которой на основе теории поляризационной модуляции сигналов и математического аппарата двойной комплексной плоскости [20] было введено операторное описание объекта ДЗ, позволяющее получать информативные собственные ПХ объекта [21] за счет выделения независимых модулирующих функций, отдельно описывающих амплитудные, фазовые и поляризационные (эллиптичности, ориентации) преобразования сигнала при его отражении объектом ДЗ.

Постановка задачи исследований

Поиск методов обработки данных ДЗ, обеспечивающих решение проблемы достоверной интерпретации поляриметрической информации, проводился рядом авторов, например, [3–12, 16–19] в течение последних 40 лет. Анализ доступных литературных источников показал, что все практически значимые результаты были получены при использовании неэнергетических ПХ объектов, однако к их выделению имеется как минимум четыре принципиально различных подхода, определяющих методологию обработки поляриметрических данных ДЗ.

Целью данной работы является сравнительный анализ известных методов декомпозиции ПХ объектов для определения наиболее перспективных методов обработки поляриметрических данных ДЗ.

1. Базовые поляризационные характеристики объектов ДЗ

Для описания электромагнитной волны (ЭМВ) традиционно используется ее представление в виде вектора ортогонально поляризованных компонент:

$$\vec{E}(t) = \begin{bmatrix} \dot{E}_X \\ \dot{E}_Y \end{bmatrix} \cdot e^{j\omega t}, \quad (1)$$

где ω – несущая частота сигнала;

$\dot{E}_X$, $\dot{E}_Y$ – комплексные амплитуды проекций на оси выбранной системы координат (x, y) , образующей т.н. поляризационный базис $\{x, y\}$ [4, 13].

Как известно [3, 4, 13], отраженный от радиолокационного объекта сигнал $\vec{E}_{Sc}$ вида (1) связан с зондирующим сигналом $\vec{E}_{In}$ комплексной поляризационной матрицей рассеяния (ПМР) $\dot{S}$

$$\vec{E}_{Sc} = \dot{S} \cdot \vec{E}_{In}. \quad (2)$$

ПМР $\dot{S}$ описывает отражающие свойства объекта на ортогональных поляризациях x , y ,

$$\dot{S} = \begin{bmatrix} \dot{S}_{xx} & \dot{S}_{xy} \\ \dot{S}_{yx} & \dot{S}_{yy} \end{bmatrix}. \quad (3)$$

При моностатической радиолокации $\dot{S}_{xy} = \dot{S}_{yx}$ [4].

В матрице (3) содержится вся информация об отражающих свойствах объекта при заданной частоте зондирования и фиксированном ракурсе наблюдения, однако значения ее элементов зависят от выбора ортогональных поляризаций $\{x, y\}$.

В бортовых средствах ДЗ обычно используются вертикальная ($y=V$) и горизонтальная ($x=H$) поляризации.

2. Методология анализа информативности ПХ объектов ДЗ

Для исследования информативности ПХ методами моделирования использовалась известная двухвибраторная модель [13], позволяющая получить модельные ПМР с любыми свойствами. В фазовой плоскости ЭМВ размещаются два электрических диполя с коэффициентами отражения (эффективными действующими длинами) h_1 и h_2 (рис. 1), ориентацией в прямоугольной системе координат $\{x, y\}$ θ_1 и θ_2 и фазами колебаний, наводимых в диполях, ψ_1 и ψ_2 . Разные значения фаз могут трактоваться либо как результат различия физических свойств диполей, либо как результат их разнесения в пространстве по дальности.

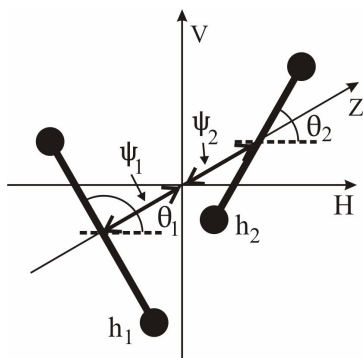


Рис. 1. Двухвибраторная модель объекта ДЗ

Элементы ПМР такой системы диполей определяются в поляризационном базисе $\{H, V\}$ как [13]

$$\begin{aligned} S_{HH} &= h_1 \cos^2 \theta_1 \cdot e^{j\psi_1} + h_2 \cos^2 \theta_2 \cdot e^{j\psi_2}, \\ S_{HV} &= \frac{1}{2} (h_1 \sin 2\theta_1 \cdot e^{j\psi_1} + h_2 \sin 2\theta_2 \cdot e^{j\psi_2}), \\ S_{VH} &= h_1 \sin^2 \theta_1 \cdot e^{j\psi_1} + h_2 \sin^2 \theta_2 \cdot e^{j\psi_2}. \end{aligned} \quad (4)$$

С помощью модели (4) можно исследовать различные зависимости ПМР от свойств объектов:

– изменение ориентации $\beta \in [0...90^\circ]$ объекта в плоскости волнового фронта:

$$\begin{aligned} h_1 &= \text{const}, h_2 = \text{const}, \psi_1 = \text{const}, \psi_2 = \text{const}, \\ \theta_1 &= \beta, \theta_2 = \beta + \Delta\theta, \end{aligned}$$

где $\Delta\theta = \theta_2 - \theta_1$;

– изменение формы $f \in [0...1]$ объекта в плоскости волнового фронта:

$$h_1 = f, h_2 = 1 - f,$$

$$\psi_1 = \text{const}, \psi_2 = \text{const}, \theta_1 = \text{const}, \theta_2 = \text{const};$$

– изменение выпуклости (спиралевидности)

$\vartheta \in [0...90^\circ]$ объекта:

$$h_1 = \text{const}, h_2 = \text{const}, \psi_1 = 0, \psi_2 = \vartheta,$$

$$\theta_1 = \text{const}, \theta_2 = \text{const}.$$

ПХ объектов ДЗ в радиолокационной поляриметрии принято описывать математическими свойствами их ПМР, сравнивая их со свойствами ПМР т.н. эталонных объектов. Выделяют [4] свойства симметричности объекта (сфера), асимметричности (спираль), анизотропности (диполь) и т.д. С помощью модели (4) могут быть получены ПМР типовых эталонных отражателей. Например, при $h_1 = 1$, $h_2 = 1$, $\theta_1 = 0^\circ$, $\theta_2 = 90^\circ$, $\psi_1 = 0^\circ$, $\psi_2 = 0^\circ$ ПМР (4) будет соответствовать ПМР сферы $\dot{S}_S$, а при $\psi_2 = 180^\circ$ – двугранного углового отражателя $\dot{S}_D$:

$$\dot{S}_S = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \dot{S}_D = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix}.$$

Традиционной моделью флуктуаций сигнала в квадратурном канале приема является гауссовский некоррелированный шум с нулевым средним, мощность которого описывается дисперсией σ_n^2 [4]. При приеме поляриметрической информации используются 2 канала с ортогональной поляризацией приема (V и H), в каждом из которых установлен двухканальный квадратурный приемник, за счет чего обеспечивается синхронное измерение одной строки ПМР объекта, например:

$$\text{Re}(\dot{S}_{HH}), \text{Im}(\dot{S}_{HH}), \text{Re}(\dot{S}_{HV}), \text{Im}(\dot{S}_{HV}).$$

Вторая строка ПМР ($\dot{S}_{VH}, \dot{S}_{VV}$) измеряется аналогично после послышки зондирующего импульса с вертикальной поляризацией. Таким образом, на вход приемника системы ДЗ поступает 8 некоррелированных случайных процессов.

В качестве модели флуктуирующего сигнала может использоваться модель вида (4), при фиксированных параметрах которой вычисляются комплексные значения ПМР эталонного объекта $\dot{S}_{HH}, \dot{S}_{HV}, \dot{S}_{VH}, \dot{S}_{VV}$, генерируется 8 независимых случайных реализаций $\text{Re}(\dot{\sigma}_{HHi}), \text{Im}(\dot{\sigma}_{HHi}), \dots, \text{Re}(\dot{\sigma}_{VV_i}), \text{Im}(\dot{\sigma}_{VV_i}), i = 1...N$ (N – объем выборки) с нормальным законом распределения, нулевым средним и заданной дисперсией и формируются результаты «измерения» ПМР объекта (аддитивный шум в 8 каналах приема, $i = 1...N$):

$$\text{Re}(\hat{\dot{S}}_{HHi}) = \text{Re}(\dot{S}_{HH}) + \text{Re}(\dot{\sigma}_{HHi}),$$

$$\text{Im}(\hat{\dot{S}}_{HHi}) = \text{Im}(\dot{S}_{HH}) + \text{Im}(\dot{\sigma}_{HHi})$$

и т.д. для всех элементов ПМР. Полученная таким образом матрица оценок элементов ПМР $\hat{\dot{S}}$ используется для вычисления выборок оценок исследуемых ПХ.

3. Когерентная декомпозиция ПМР объекта

Когерентная декомпозиция ПМР (3) основана на ее представлении собственными числами $\dot{\lambda}_1, \dot{\lambda}_2$ и собственными векторами $\vec{\zeta}_E$ [13], которые определяются характеристическим уравнением

$$\dot{\mathbf{S}} \cdot \vec{\zeta}_E = \lambda \cdot \vec{\zeta}_E$$

и имеют вид [4,13]:

$$\lambda = \begin{bmatrix} \lambda_1 \cdot e^{j\psi_1} & 0 \\ 0 & \lambda_2 \cdot e^{j\psi_2} \end{bmatrix}, \quad (5)$$

$$\vec{\zeta}_E = \begin{bmatrix} \cos \theta_E & -\sin \theta_E \\ \sin \theta_E & \cos \theta_E \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos \varphi_E \\ j \cdot \sin \varphi_E \end{bmatrix}, \quad (6)$$

где φ_E и θ_E – поляризационные параметры так называемой [13] собственной поляризации объекта. Физически собственные поляризации (6), соответствующие собственным числам (5) матрицы (3), характеризуются отсутствием в отраженном сигнале компонент, поляризованных ортогонально облучающей волне. При этом собственные числа $\dot{\lambda}_1, \dot{\lambda}_2$ ПМР $\dot{\mathbf{S}}$ являются комплексными коэффициентами отражения объекта при зондировании его сигналами собственных поляризаций, а собственные вектора $\vec{\zeta}_E$ (6), соответствующие собственным числам ПМР $\dot{\lambda}_1, \dot{\lambda}_2$, являются ортогональными по определению и образуют собственный синфазный ортогонально эллиптический поляризационный базис объекта.

Анализ зависимостей параметров собственного поляризационного базиса от параметров модели (4) показал, что ориентация собственного базиса θ_E является инвариантным индикатором ориентации объекта в плоскости волнового фронта, поскольку линейно зависит только от угла поворота β . Особыми свойствами обладает эллиптичность собственной поляризации сигнала φ_E , которая при ортогональных диполях в модели (4) ($\theta_2 = \theta_1 + \pi/2$, см. рис. 1) всегда равна нулю независимо от изменений параметров модели. При неортогональном расположении элементарных отражателей собственные вектора ПМР (6) становятся комплексными, и φ_E начинает зависеть от формы объекта f и разности фаз ϑ (рис. 2, 3), но при этом не зависит от ориентации объекта β , что позволяет использовать данную ПХ в качестве индикатора неортогональности элементарных отражателей объекта ДЗ.

Д.Хайнен (J.R.Huynen) предложил [12] следующую форму представления собственных чисел $\dot{\lambda}_1, \dot{\lambda}_2$ ПМР:

$$\dot{\lambda}_1 = m \cdot \exp(2j\upsilon), \quad \dot{\lambda}_2 = m \cdot \operatorname{tg}^2 \gamma \cdot \exp(-2j\upsilon), \quad (7)$$

представляющую собой инвариантную декомпозицию ПМР объекта.

При этом объект, помимо собственных поляризаций, характеризуется еще тремя вещественными параметрами, которым Хайненом дана следующая физическая трактовка:

– m – "заметность или величина объекта", имеет смысл максимальной ЭПР объекта;

– υ – "угол скольжения объекта", $\upsilon \in [-\pi/4, \pi/4]$, характеризует множественность переотражений сигнала от объекта (для однократного отражения $\upsilon=0^\circ$, для двукратного – $\upsilon=\pm 45^\circ$);

– γ – "угол поляризации объекта", $\gamma \in [0, \pi/4]$, характеризует способность объекта поляризовать падающее на него неполяризованное излучение ($\gamma=0^\circ$ для полностью поляризованного и $\gamma=45^\circ$ для неполяризованного отраженных сигналов).

Анализ результатов моделирования показывает, что "угол поляризации объекта" γ зависит только от формы объекта (рис.4), а удвоенный "угол скольжения объекта" υ равен разности фаз элементарных отражателей объекта ϑ (рис. 5), что подтверждает эффективность инвариантной декомпозиции свойств объекта.

Необходимо отметить, что разложение (5) – (7) является единственным в силу единственности собственных чисел и собственных векторов симметричной матрицы, а его параметры являются поляризационными инвариантами объекта ДЗ, однако, несмотря на данную Хайненом их «физическую трактовку», не дают представления о преобразовании поляризации зондирующего сигнала при его отражении от объекта ДЗ.

Дальнейшим развитием теории декомпозиции объектов ДЗ стала разработка поляризационного оператора объекта ДЗ [19]. В отличие от матричной декомпозиции (5) – (7), декомпозиция ПМР объекта на двойной комплексной плоскости [20] показывает в явном виде все преобразования зондирующего сигнала $\ddot{\mathbf{E}}_{\text{In}}$ при его отражении от объекта ДЗ:

$$\ddot{\mathbf{E}}_{\text{Sc}} \Big|_{\text{HV}} = \left[k \cdot \ddot{\mathbf{S}}(\varphi_T, \theta_T, \psi_T, \theta_E) \times \right. \\ \left. \times \ddot{\mathbf{E}}_{\text{in}} \Big|_{\text{HV}} \cdot e^{ij\varphi_E} \cdot e^{-\theta_E} \right] \cdot e^{-ij\varphi_E} \cdot e^{\theta_E}, \quad (8)$$

где $k, \psi_T, \varphi_T, \theta_T$ – параметры изменений амплитуды, фазы, эллиптичности, ориентации и сигнала при отражении его объектом;

φ_E, θ_E – углы эллиптичности и ориентации собственного поляризационного базиса (6).

Параметры k , ψ_T , ϕ_T , θ_T декомпозиции (8) определяются из ПМР $\dot{S}$ по соотношениям, приведенным в [19]. Необходимо отметить, что разложение (8) также является единственным, поскольку также основано на анализе собственных чисел и векторов ПМР, как и декомпозиция Д. Хайнена.

Анализ зависимостей параметров оператора объекта (8) от параметров модели (4) показывает, что «амплитудная модуляция» k линейно зависит только от размеров (общей ЭПР) объекта, «модуляция ориентации» θ_T практически линейно (рис. 6) зависит от формы объекта независимо от его ориентации и «выпуклости» (разности фаз компонент), «фазовая модуляция» ψ_T однозначно связана (рис. 7) с расстоянием между элементарными отражателями $\Delta\psi$ модели (4) (см. рис. 1). Параметр «модуляция эллиптичности» ϕ_T однозначно связан с эллиптичностью отраженного сигнала в равновесном базисе [19].

Таким образом, когерентная декомпозиция ПМР объекта дает полный комплекс инвариантных и независимых характеристик объекта ДЗ.

4. Феноменологическая декомпозиция ПМР объекта

Альтернативным подходом к декомпозиции ПМР объекта ДЗ является «выделение свойств» объектов (Feature – Motivated Decomposition), предложенное Е. Крогагером (E. Krogager) [6], – определение коэффициентов подобия объекта сфере, двугранному отражателю и спирали (т.н. SDH – декомпозиция – Sphere/ Dihedral /Helix Decomposition).

Согласно [6,7], ПМР объекта представляется в виде суммы ПМР эталонов

$$\dot{S} = C_S \cdot \dot{S}_S + e^{j\phi} \cdot (C_D \cdot \dot{S}_D + C_H \cdot \dot{S}_H), \quad (9)$$

где

$$\dot{S}_S = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \dot{S}_H = \begin{bmatrix} 1 & j \\ j & -1 \end{bmatrix},$$

$$\dot{S}_D = \begin{bmatrix} \cos 2\theta & \sin 2\theta \\ \sin 2\theta & -\cos 2\theta \end{bmatrix} -$$

ПМР сферы, двугранного отражателя и спирали соответственно;

ϕ – общая фаза элементов ПМР;

θ – угол ориентации двугранного отражателя;

C_S – коэффициент «сферичности» объекта, характеризующий «однократность рассеяния» (Single Scattering);

C_D – коэффициент «двугранности» объекта, характеризующий наличие двукратного отражения (Dihedral Scattering);

C_H – коэффициент «спиралевидности» объекта (Helix Scattering).

Анализ данных ПХ на модели (4) показал, что коэффициент «спиралевидности» $C_H=0$ для всех видов объектов с ортогональными отражателями. Для неортогональных отражателей он зависит как от формы, так и разности фаз отражателей (рис. 8) и по своим свойствам подобен эллиптичности собственного поляризационного базиса объекта. Коэффициент «сферичности» C_S инвариантен только к ориентации объекта, а коэффициент «двугранности» C_D зависит как от ориентации и формы, так и от разности фаз отражателей объекта (рис. 9).

Несмотря на явную неинвариантность и коррелированность параметров SDH-декомпозиции, идеи У. Камерона и Е. Крогагера стали методологической основой целого ряда последующих теорем декомпозиции объектов.

5. Декомпозиция ковариационной матрицы объекта

Рассмотренные в п. 3, 4 поляризационные характеристики объектов ДЗ определялись путем обработки мгновенных реализаций комплексной ПМР объекта ДЗ. Альтернативный «оптический» подход к описанию поляризации сигналов основан на представлении ЭМВ в виде частично-поляризованной волны [4] и предполагает усреднение измеряемых данных для нахождения статистик второго порядка.

На основе лексикографической векторизации ПМР объекта в трехмерном пространстве (в силу равенства $\dot{S}_{HV} = \dot{S}_{VH}$)

$$\dot{S} \rightarrow \vec{\dot{S}}_L^{(3)} = [\dot{S}_{HH} \quad \sqrt{2}\dot{S}_{HV} \quad \dot{S}_{VV}]^T \quad (10)$$

формируется ковариационная матрица (Covariance Matrix) размером 3x3 как

$$\dot{C} = \langle \vec{\dot{S}}_L^{(3)} \cdot \vec{\dot{S}}_L^{*(3)} \rangle, \quad (11)$$

где * – знак комплексного сопряжения;

$\langle \bullet \rangle$ – оператор усреднения по реализациям.

Использование в (11) нормированных на дисперсию элементов ПМР дает нормированную ковариационную матрицу, содержащую в недиагональных элементах коэффициенты корреляции между элементами ПМР объекта.

Исследованию свойств (11) для различных объектов ДЗ посвящено огромное количество работ, в т.ч. [1 – 4]. Однако в силу неинвариантности матрицы $\dot{C}$ с начала 90-х годов интенсивно ведутся исследования путей выделения на ее основе информативных ПХ, позволяющих решать задачи классифи-

кации объектов ДЗ. Основополагающими в данном направлении исследований стали работы А. Фримена (A.J. Freeman) и Й. Ямагучи (Y. Yamaguchi) [5, 22], в которых было предложено разложение ковариационной матрицы $\dot{\mathbf{S}}$ (10) на четыре составляющих, характеризующих подобно рассмотренным в п. 4 ПХ, отражательные свойства объектов ДЗ:

$$\dot{\mathbf{S}} = f_S \cdot \dot{\mathbf{S}}_S + f_D \cdot \dot{\mathbf{S}}_D + f_V \cdot \dot{\mathbf{S}}_V + f_H \cdot \dot{\mathbf{S}}_H, \quad (12),$$

где f_S – коэффициент поверхностного рассеяния (Surface Scattering);

f_D – коэффициент «двугранности» (Double-bounce Scattering);

f_V – коэффициент «объемного» рассеяния (Volume Scattering);

f_H – коэффициент «спиралевидности» объекта (Helix Scattering);

$\dot{\mathbf{S}}_S, \dot{\mathbf{S}}_D, \dot{\mathbf{S}}_V, \dot{\mathbf{S}}_H$ – ковариационные матрицы, полученные на основе ПМР соответствующих эталонных объектов.

Разложение (12) не является ортогональным, его коэффициенты f_i находятся итерационным алгоритмом, детально рассмотренным в [22], тем не менее, оно нашло достаточно широкое применение в обработке и интерпретации данных аэрокосмического дистанционного зондирования [3, 8].

Необходимо отметить, что разложение А. Фримена – Й. Ямагучи, несмотря на иной подход к формированию коэффициентов подобия эталонным объектам, при анализе на модельных данных дает зависимости от параметров модели, аналогичные SDH – декомпозиции (9) (например, см. рис. 8, 10).

6. Декомпозиция матрицы когерентности объекта

Одной из наиболее широко используемых на сегодняшний день является декомпозиция матрицы когерентности объекта ДЗ. В квантовой механике, теории относительности, теории поля используются матрицы Паули, образующие базис для комплексных матриц:

$$\mathbf{P}_0 = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{P}_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{P}_2 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{P}_3 = \begin{bmatrix} 0 & -j \\ j & 0 \end{bmatrix}.$$

Известно [4], что любая комплексная матрица $\dot{\mathbf{S}}$ может быть разложена по матрицам Паули как

$$\dot{\mathbf{S}} = \dot{s}_0 \cdot \mathbf{P}_0 + \dot{s}_1 \cdot \mathbf{P}_1 + \dot{s}_2 \cdot \mathbf{P}_2 + \dot{s}_3 \cdot \mathbf{P}_3. \quad (13)$$

В теории радиополяриметрии используется аналогия между матрицами Паули и ПМР эталон-

ных отражателей: $\mathbf{P}_0$ структурно подобна ПМР сферы, $\mathbf{P}_1$ – ПМР двугранного углового отражателя, $\mathbf{P}_2$ – ПМР двугранного углового отражателя, ориентированного под углом 45° в системе координат $\{H, V\}$, $\mathbf{P}_3$ ассоциируется со спиралью [4].

Таким образом, предполагается, что поляризационные свойства объекта, содержащиеся в ПМР, могут быть описаны совокупностью коэффициентов «подобия» ($\dot{s}_i, i=1...4$ в (13)) объекта теоретическим эталонам [7].

Приведение вектора ПМР к системе матриц Паули выполняется путем перемножения лексикографического вектора $\vec{\dot{\mathbf{S}}}$ (10) на соответствующие матрицам Паули лексикографические вектора:

$$\dot{\mathbf{S}}_{Pi}^{(4)} = \vec{\dot{\mathbf{S}}}^T \cdot \vec{\mathbf{P}}_i, \quad i=0...3,$$

что с учетом $\dot{\mathbf{S}}_{HV} = \dot{\mathbf{S}}_{VH}$ дает т.н. вектор рассеяния Паули (Pauli Scattering Vector) [10]

$$\vec{\dot{\mathbf{S}}}_P = \frac{1}{\sqrt{2}} [\dot{\mathbf{S}}_{HH} + \dot{\mathbf{S}}_{VV} \quad \dot{\mathbf{S}}_{HH} - \dot{\mathbf{S}}_{VV} \quad \dot{\mathbf{S}}_{HV} + \dot{\mathbf{S}}_{VH}]^T, \quad (14)$$

на основе которого формируется матрица когерентности объекта дистанционного зондирования (Target Coherence Matrix) как

$$\dot{\mathbf{T}} = \langle \vec{\dot{\mathbf{S}}}_P \cdot \vec{\dot{\mathbf{S}}}_P^\oplus \rangle, \quad (15)$$

где $\oplus$ – знак транспонирования и комплексного сопряжения.

Матрица (15) имеет три положительных собственных числа $\lambda_{Ti}, i=1...3$ и три ортогональных собственных вектора $\vec{\mathbf{e}}_{Ti}$, позволяющих представить (15) в виде суммы [3, 8]

$$\dot{\mathbf{T}} = \sum_{i=1}^3 \lambda_{Ti} \cdot (\vec{\mathbf{e}}_{Ti} \cdot \vec{\mathbf{e}}_{Ti}^\oplus) = \dot{\mathbf{T}}_1 + \dot{\mathbf{T}}_2 + \dot{\mathbf{T}}_3. \quad (16)$$

Собственные числа $\lambda_{Ti}, i=1...3$ в (16) также связаны с различными типами рассеяния, поэтому в работе [10] было предложено использовать отношения

$$P_i = \frac{\lambda_{Ti}}{\lambda_{T1} + \lambda_{T2} + \lambda_{T3}}, \quad i=1...3 \quad (17)$$

в качестве оценок «вероятности i -го механизма рассеяния», на основе которых был предложен поляризационный признак «энтропия рассеяния» (Scattering Entropy)

$$H_C = \sum_{i=1}^3 P_i \cdot \log_3(P_i), \quad (18)$$

равный нулю для отражателя, полностью поляризующего падающее на него излучение (например, диполь), и равный единице для объекта, создающего

«неполяризованный» отраженный сигнал.

Собственные вектора $\vec{e}_{Ti}$ в (16) могут быть описаны в ортогональной системе координат тремя углами: ϕ_i , α_i и β_i ($i = 1 \dots 3$). На их основе могут быть определены «средние» углы

$$\alpha = \sum_{i=1}^3 P_i \cdot \alpha_i \quad \text{и} \quad \beta = \sum_{i=1}^3 P_i \cdot \beta_i. \quad (19)$$

Согласно [3], угол β связан с ориентацией отражателей в плоскости волнового фронта, а угол α характеризует тип отражателя: $\alpha = 0$ для изотропной поверхности, $\alpha = 45^\circ$ для диполя и $\alpha = 90^\circ$ для двугранного отражателя.

Система параметров «ориентация отражателя» β , «тип рассеяния» α , и «энтропия рассеяния» H_C была дополнена параметром «анизотропия рассеяния» [10] (получившим в литературе название «анизотропия Клода» – Cloud's Anisotropy)

$$A_C = \frac{\lambda_{T2} - \lambda_{T3}}{\lambda_{T2} + \lambda_{T3}}, \quad (20)$$

введенным исходя из того, что теоретически $\lambda_{T3} = 0$ для случая однократного отражения от осесимметричных объектов.

Анализ параметров (18) – (20) на модельных данных показал, что угол β соответствует ориентации отражателя в плоскости волнового фронта, «тип рассеяния» α зависит как от формы, так и от «выпуклости» отражателя подобно коэффициентам «двугранности» C_D (9) Е. Крогагера и f_D (11) А. Фримена (см. рис. 9). «Энтропия рассеяния» (18) H_C сложным образом зависит как от формы, так и от разности фаз отражателей (рис. 11). Коэффициент анизотропии Клода (20) $A_C = 1$ при любых параметрах модели при отсутствии флуктуаций, поскольку для их определения требуется ненулевая дисперсия отсчетов сигнала. При наличии флуктуаций значение A_C обратно пропорционально их дисперсии.

Необходимо отметить особенность поляризационных характеристик (17) – (20), не отмечавшуюся в доступных автору литературных источниках: оценки параметров декомпозиции матрицы когерентности объекта существенно зависят от объема выборки, по которому осуществлялось усреднение матрицы когерентности (16).

В качестве примера на рис. 11 приведены гистограммы «энтропии рассеяния» (18) $P(H_C)$, полученные при неизменных параметрах модели (4) и различных объемах выборки при усреднении в (15). Очевидно, что оценки данных поляризационных характеристик растут с увеличением количества усредняемых данных.

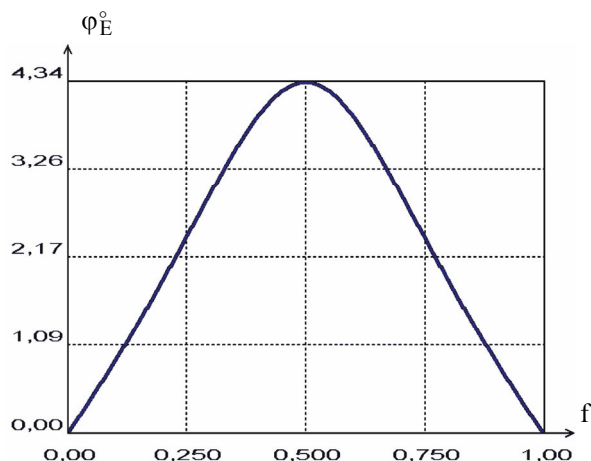


Рис. 2. Зависимость эллиптичности собственной поляризации Φ_E от формы объекта f

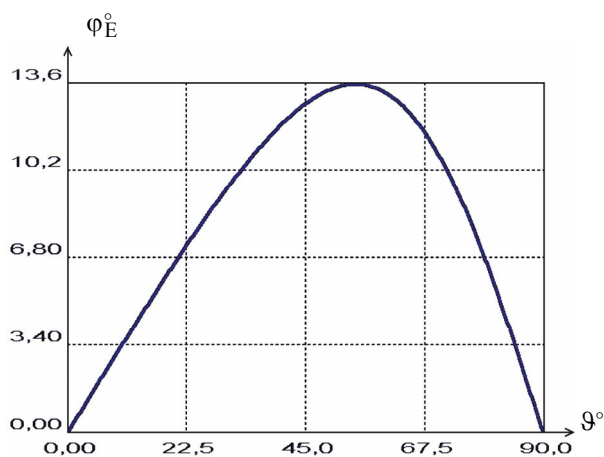


Рис. 3. Зависимость эллиптичности собственной поляризации Φ_E разности фаз отражателей θ

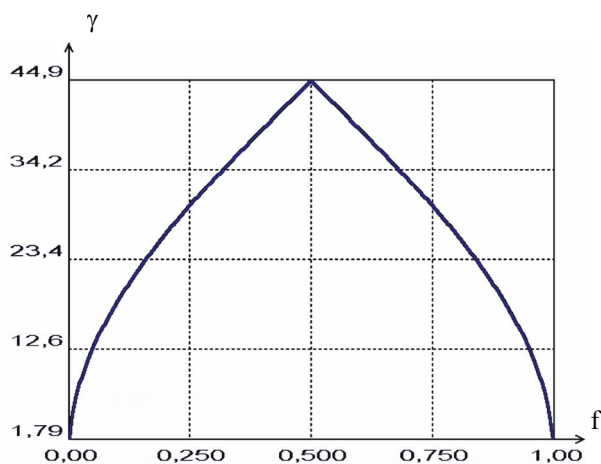


Рис. 4. Зависимость «угла поляризации объекта» γ от формы объекта f

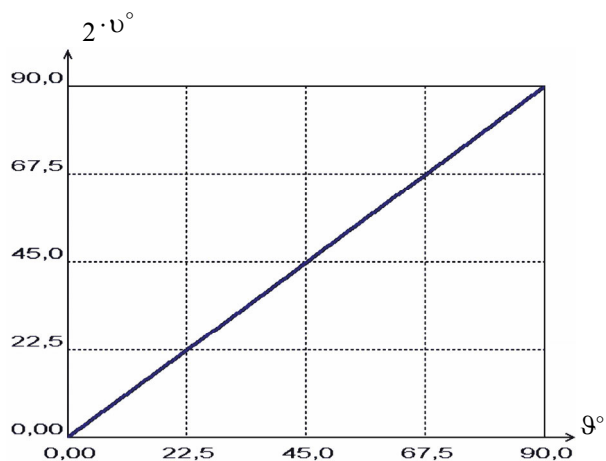


Рис. 5. Зависимость "угла скольжения объекта" ν от разности фаз отражателей объекта θ

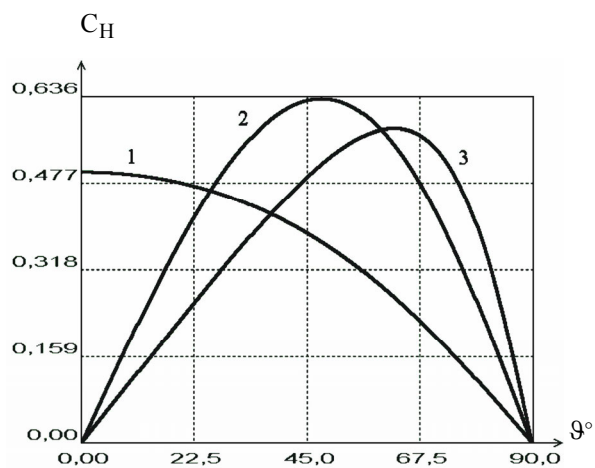


Рис. 8. Зависимости коэффициента «спиралевидности» C_H от разности фаз θ при различной ориентации объекта β :
1 – $\beta = 30^\circ$; 2 – $\beta = 45^\circ$; 3 – $\beta = 60^\circ$

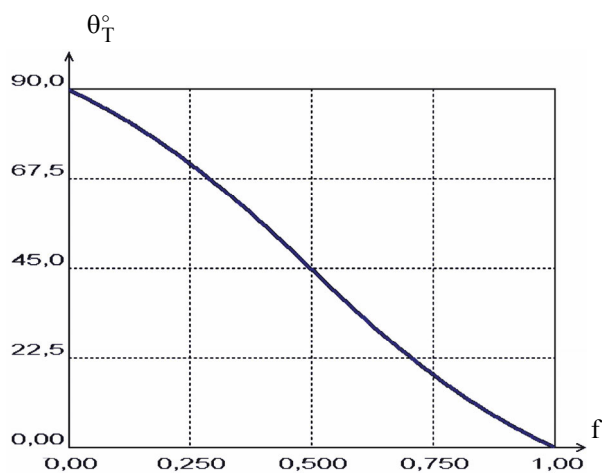


Рис. 6. Зависимость параметра «модуляция ориентации» θ_T от формы объекта f

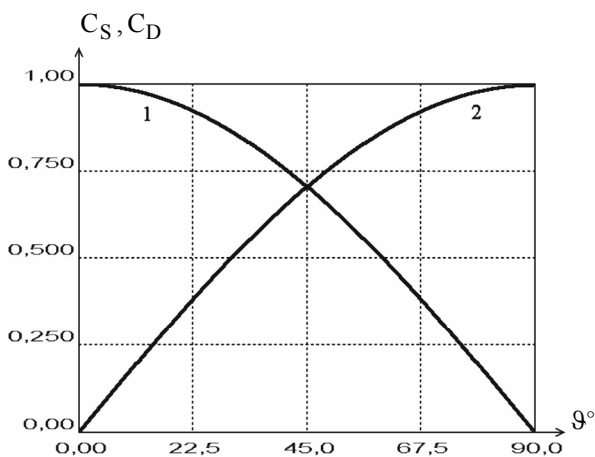


Рис. 9. Зависимости коэффициентов «сферичности» C_S (1) и «двугранности» C_D (2) от разности фаз θ

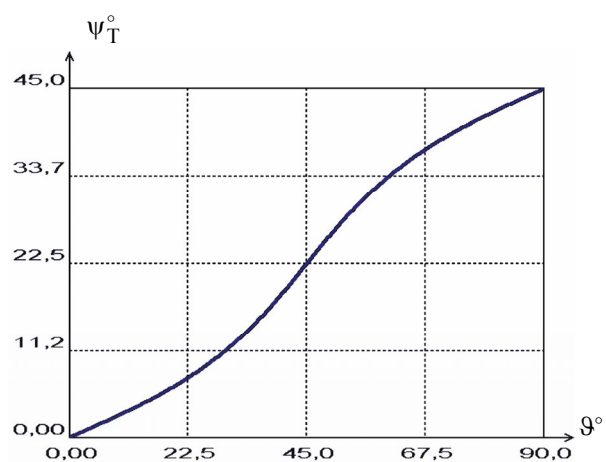


Рис. 7. Зависимость параметра «фазовая модуляция» ψ_T от разности фаз отражателей объекта θ

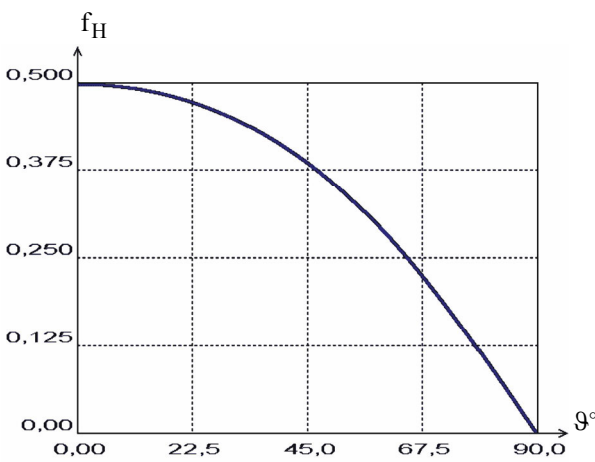


Рис. 10. Зависимость коэффициента «спиралевидности» f_H от разности фаз θ

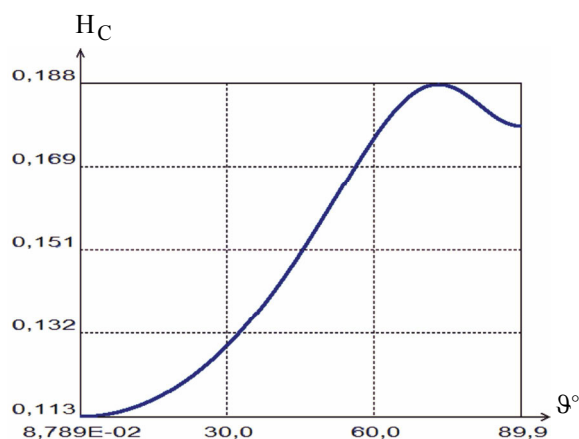


Рис. 11. Зависимость «энтропии рассеяния» H_C от разности фаз отражателей объекта Δ

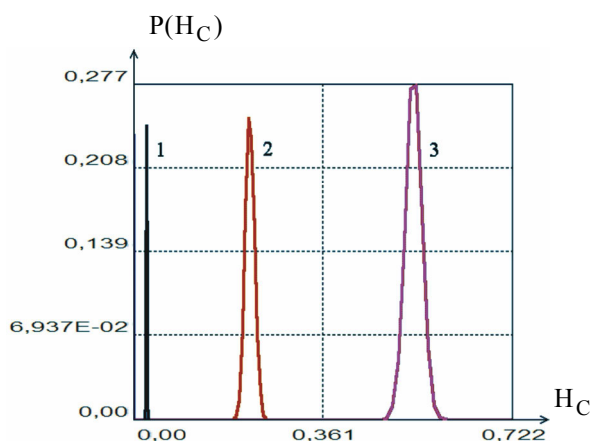


Рис. 12. Зависимость гистограмм «энтропии рассеяния» H_C от количества усредняемых отсчетов N :
1 – $N=4$; 2 – $N=16$; 3 – $N=64$

Заключение

Одним актуальных направлений совершенствования аэрокосмических средств ДЗ является использование радиолокационной поляриметрии, однако интерпретация получаемых при этом данных существенно зависит от методов их обработки.

Анализ доступных литературных источников показал, что все практически значимые результаты были получены при использовании неэнергетических ПХ объектов, однако к их выделению имеется как минимум четыре принципиально различных подхода, определяющих методологию обработки поляриметрических данных ДЗ.

Анализ методов обработки поляриметрических данных и выделяемых на их основе ПХ объектов ДЗ показал, что феноменологические методы декомпозиции дают сходные результаты, а получаемые на их основе ПХ либо не инвариантны, либо взаимозависимы, и не образуют полного множества парамет-

ров объекта. Наиболее информативными являются инвариантные ПХ, получаемые при использовании операторной когерентной декомпозиции ПМР на совокупность независимых модулирующих функций, отдельно описывающих амплитудные, фазовые и поляризационные преобразования сигнала при его отражении объектом. Дальнейшие исследования следует сосредоточить на экспериментальных исследованиях инвариантных ПХ объектов ДЗ.

Литература

1. Радиолокационные методы и средства оперативного дистанционного зондирования Земли с аэрокосмических носителей / под ред. С.Н. Конюхова, В.И. Драновского, В.Н. Цимбала. – К.: НАНУ, 2007. – 440 с.
2. Волосюк В.К. Статистическая теория радиотехнических систем дистанционного зондирования и радиолокации / В.К. Волосюк, В.Ф. Кравченко; под ред. В.Ф. Кравченко. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008. – 704 с.
3. Cloude S.R. Polarisation: Applications in Remote Sensing / S.R. Cloude. – Oxford: Oxford University Press, 2009. – 352 p.
4. Козлов А.И. Поляризация радиоволн. Кн. 2. Радиолокационная поляриметрия / А.И. Козлов, А.И. Логвин, В.А. Сарычев. – М.: Радиотехника, 2007. – 640 с.
5. Freeman A. Three-component scattering model to describe polarimetric SAR data / A. Freeman, S. Durden // Proc. of SPIE. Radar Polarimetry. – 1992. – V. 1748. – P. 213-224.
6. Krogager E. Properties of the Sphere, Diplane, and Helix Decomposition / E. Krogager, Z.H. Czyz // Proceedings of the Third International Workshop on Radar Polarimetry, IRESTE, University of Nantes, April 1995. – P.106 - 114.
7. Cameron W.L. Simulated polarimetric signatures of primitive geometrical shapes / W.L. Cameron, N. Youssef, L.K. Leung // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. – 1996. – V. 34, No. 3. – P. 793–803.
8. Lee J.-S. Polarimetric Radar Imaging: From Basics to Applications / Jong-Sen Lee, Eric Pottier. – CRC press, 2009. – 398 p.
9. Cloude S.R. A review of target decomposition theorems in radar polarimetry / S.R. Cloude, E. Pottier // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. – 1996. – V. 34, No. 2. – P. 498 – 518.
10. Cloude S.R. Application of the $H/A/\alpha$ polarimetric decomposition theorem for land classification / S.R. Cloude, E. Pottier // Proc. of SPIE. – 1997. – V. 3120. – P. 132 – 143.
11. Pottier E. Radar polarimetry towards a future standardization / S.R. Cloude, E. Pottier // Annals of Telecommunications. – 2008. – V. 54, N. 1-2. – P. 137-141.
12. Huijnen J.R. Phenomenological theory of radar targets / J.R. Huijnen // Electromagnetic scattering. – 1978. – P. 653 – 712.

13. Канарейкин Д.Б. Поляризация радиолокационных сигналов / Д.Б. Канарейкин, Н.Ф. Павлов, В.А. Потехин. – М.: Сов. радио, 1966. – 440 с.
14. Touzi R. Target scattering decomposition in terms of roll – invariant target parameters / R. Touzi // *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. – 2007. – V. 45, № 1. – P. 73 – 84.
15. Радиолокационный измерительный комплекс для поляризационных исследований / М.Ф. Бабаков, С.В. Кондратюк, О.А.Краснов, А.В. Попов, А.В.Узленков // *Радиоэлектронные устройства в информационно-измерительных системах: Темат. Научно-техн. сб. - Вып. 4. - X., 1989. - С. 21 – 24.*
16. Popov A.V. Informativity of polarimetric radar invariants / A.V. Popov, O.B. Pogrebnyak // *Proc. of SPIE*. – 2003. – V. 5151. – P. 74 – 84.
17. Бабаков М.Ф. Використання поляризаційних ознак для визначення електрофізичних параметрів земних поверхонь / М.Ф. Бабаков, А.В. Попов, П.С. Сльцов // *Вимірювальна та обчислювальна техніка в технологічних процесах: зб. наук. праць. - Вип. 3. - Хмельницький, 1999. - С. 29 – 33.*
18. Бабаков М.Ф. Применение поляризационно-модулированных сигналов для селекции и распознавания радиолокационных объектов / М.Ф. Бабаков, А.В. Попов // *Зарубежная радиоэлектроника. Успехи современной радиоэлектроники. - 1999. - № 11. - С. 42-45.*
19. Попов А.В. Операторное описание поляризационных характеристик объектов активного дистанционного зондирования / А.В. Попов // *Авиационно-космическая техника и технология. - 2009. - № 5 (62). - С. 94-102.*
20. Гусев К.Г. Поляризационная модуляция / К.Г. Гусев, А.Д. Филатов, А.П. Сополев. – М.: Сов. радио, 1974. – 288 с.
21. Попов А.В. Оценка параметров движения объектов дистанционного зондирования по данным радиолокационного поляриметра / А.В. Попов, Р.В. Колесник // *Авиационно-космическая техника и технология. - 2009. - № 6 (63). - С. 93-100.*
22. Yamaguchi Y. Four – Component Scattering Model for Polarimetric SAR Image Decomposition / Y. Yamaguchi, T. Moriyama, M. Ishido // *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. - 2005. - Vol. 43, No. 8. - P. 1699-1706.*

Поступила в редакцию 5.10.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., начальник отдела радиолокации Г.И. Хлопов, Институт радиофизики и электроники НАН Украины, Харьков.

ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ ТЕОРЕМ ДЕКОМПОЗИЦІЇ ПОЛЯРИЗАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБ'ЄКТІВ АКТИВНОГО АЕРОКОСМІЧНОГО ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ

А.В. Попов

Розглянуто основні відомі теореми декомпозиції поляризаційних властивостей об'єктів активного дистанційного зондування, проведений порівняльний аналіз методів обробки поляриметричних даних і виділюваних на їхній основі поляризаційних характеристик об'єктів. Методами математичного і статистичного моделювання показано, що найбільш інформативними є інваріантні поляризаційні характеристики, одержувані при використанні операторної когерентної декомпозиції поляризаційної матриці розсіювання на сукупність незалежних модулюючих функцій, що роздільно описує амплітудні, фазові і поляризаційні перетворення сигналу при його відображенні об'єктом.

Ключові слова: дистанційне зондування, поляризаційна матриця розсіювання, декомпозиція, поляризаційні характеристики, оператор розсіювання, моделювання.

COMPARATIVE ANALYSIS OF POLARIZATION CHARACTERISTICS OF ACTIVE AEROSPACE REMOTE SENSING OBJECTS DECOMPOSITION THEOREMS

A. V. Popov

Main decomposition theorems of polarimetric properties of active remote sensing objects are viewed. A comparative analysis of processing methods of polarimetric data and derived on their basis objects' polarization characteristics is done. By the methods of mathematical and statistical modeling it is shown that the most informative are the invariant polarization characteristics that are received during the operator coherent decomposition of a polarimetric scattering matrix to a group of independent modulating functions that separately describe amplitude, phase and polarization transformations of a signal when it is reflected by an object.

Key words: remote sensing, backscattering matrix, decomposition, polarization signatures, backscattering operator, modeling

Попов Анатолий Владиславович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры производства радиоэлектронных систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: a.v.popov@inbox.ru.

УДК 681.322

М.А. ЛАТКИН¹, А.В. ГУБА², Ю.Л. ПРОНЧАКОВ¹¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²Харьковское представительство генерального заказчика НКАУ, Украина

МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТ ПРОЕКТА

Рассмотрена проблема совместного управления сроками, стоимостью и резервами в проектах. Для обеспечения эффективного выполнения проектов предприятия необходимо разработать соответствующие методы регулярного контроля длительности и стоимости проектных работ. На основе модели иерархического управления проектами предприятия разработаны методы контроля выполнения работ проекта, которые учитывают возможность наступления различных неблагоприятных событий и направлены на своевременное принятие необходимых управленческих решений. Применение разработанных методов дает предприятию возможность успешно завершать свои проекты, достигать их основные цели и результаты с минимальными издержками.

Ключевые слова: управление проектами, контроль выполнения проекта, методы управления длительностью и стоимостью проекта.

Введение

Многие научно-производственные предприятия аэрокосмической отрасли Украины для реализации крупных проектов по созданию новых образцов техники применяют современные технологии проектного менеджмента. Однако большинство таких проектов редко завершают в заданные сроки и в размере выделенного бюджета. Это связывают с неполнотой и неточностью исходной информации при принятии управленческих решений, неопределенностью будущих событий, изменчивой внутренней средой и внешним окружением проекта [1-3].

Планирование и контроль выполнения проекта считают наиболее важными процессами управления проектами. По данным исследований специалистов PMI к часто называемым проблемам, которые возникали при реализации проектов, относят [4-6]:

- изменение целей в ходе выполнения проекта;
- недостаток ресурсов, необходимых для успешного выполнения проектов;
- неправильная оценка длительности и стоимости выполнения работ в проектах;
- неточная предварительная оценка возможных проектных рисков;
- неэффективная организация контроля и отчетности по проекту;
- неполная или недостоверная информация о выполнении работ проекта.

В проектном менеджменте основное внимание уделяют длительности, стоимости и качеству выполнения работ проекта. Указанные показатели зависят не только от принятых управленческих решений, но и от негативного воздействия наступивших

проектных рисков. Подробно процессы управления сроками, стоимостью и качеством в проекте описаны в общепринятых международных стандартах IPMA по управлению проектами [7].

Специалисты консалтинговых компаний рекомендуют обязательно проводить в ходе выполнения проекта регулярный аудит принятых допущений и отмечают, что 50 % случаев задержек в проекте – это результат воздействия внутренних рисков и несвоевременно принятые управленческие решения. Недооценка будущих затрат и прямые потери, связанные с ошибочными действиями исполнителей, могут составлять 10-20% от принятого бюджета проекта [8, 9].

Таким образом, при большом количестве выполняемых проектов у руководства предприятия просто физически не хватает времени контролировать действия по каждому проекту, оно не видит общей картины происходящего и испытывает недостаток отчетной информации для принятия управленческих решений, соответствующих реальному состоянию проектов.

Анализ существующих публикаций в рамках выделенной проблемной области позволяет сделать следующие выводы:

- при планировании проектов рекомендуют создавать резервный фонд в размере 15-20 % от стоимости проекта для ликвидации последствий возможных неблагоприятных событий;
- необходимо проводить регулярный контроль выполнения работ проектов для достижения их основных целей и результатов;
- для контроля длительности и стоимости выполнения работ проекта обычно применяют метод освоенного объема (EV).

В качестве нерешенных частей рассматриваемой проблемной области можно выделить:

- необходимо совершенствовать существующую методологию проектного менеджмента в части совместного управления длительностью, стоимостью, качеством и рисками проекта;
- отсутствует хорошо структурированные и формализованные методики контроля выполнения работ проекта;
- в ходе выполнения проекта следует учитывать возможность наступления неблагоприятных событий и своевременно принимать соответствующие управленческие решения.

Таким образом, разработка методов контроля выполнения работ проекта для достижения его основных целей и результатов с минимальными издержками представляет собой **актуальную научно-прикладную задачу**, которая до сих пор достаточно полно и удачно не решена.

1. Постановка задачи и основная идея решения

Целью данной статьи является обеспечение эффективного выполнения проектов за счет разработки методов регулярного контроля длительности и стоимости работ в проектах.

Для обеспечения эффективного планирования, организации и контроля выполнения проекта необходимо определить его жизненный цикл, то есть последовательность фаз и этапов, которые связывают начало проекта с его завершением. Жизненный цикл проекта служит основой для его дальнейшей детализации и построения иерархической структуры работ (WBS), которая определяет состав и содержание работ по всем фазам и этапам проекта. В WBS выделим следующие уровни декомпозиции и определим степень их подчиненности

$$Pr \rightarrow Et(m) \rightarrow El, \quad (1)$$

где Pr – проект;

$Et(m)$ – этап проекта уровня m ;

El – элемент проекта.

Уровни $Et(m)$ описывают состав пакетов работ по фазам и этапам жизненного цикла проекта, а уровень El содержит все работы, необходимые для выполнения проекта.

Проект считают успешно завершенным, если создан соответствующий продукт с заданным качеством в установленные сроки и в размере выделенного бюджета. Для достижения основных целей и результатов проекта следует проводить регулярный контроль его текущего состояния, проверять соответствие плана и результатов выполнения работ, осуществлять в случае необходимости корректирующие действия. В проектном менеджменте для

определения планового и текущего состояний проекта обычно используют следующие параметры: длительность T , стоимость C и качество K выполнения работ проекта.

На основе системного подхода в работе [10] предложена модель иерархического управления проектами предприятия, выделены показатели контроля состояния проекта, сформулирована основная задача управления проектом. Модель иерархического управления проектами следует использовать при разработке методов контроля длительности и стоимости проектных работ, направленных на обеспечение эффективного выполнения проектов предприятия.

2. Методы контроля длительности и стоимости выполнения работ проекта

В качестве исходных данных для контроля длительности и стоимости выполнения работ проекта будем использовать план управления проектом. На этапе планирования проекта трудно точно определить длительность T и стоимость C выполнения его работ, и эти значения рассматривают как случайные величины, которые распределены по нормальному закону. Обычно в качестве плановых значений длительности и стоимости выполнения работы проекта принимают математическое ожидание соответствующих случайных величин T и C [11].

Отклонения от плана в ходе выполнения проекта могут быть связаны с неверно принятыми допущениями, ошибками при определении длительности и стоимости работ, количеством и качеством привлеченных в проект ресурсов, возможностью наступления различных проектных рисков. Для ликвидации негативных последствий в случае наступления неблагоприятных событий при реализации проекта создают резервы по ресурсам, времени и стоимости. Как правило, резервы по времени Re_zT и стоимости Re_zC формируют на этапе планирования проекта и включают в план управления проектом в виде соответствующих фиктивных работ. Величина таких резервов может составлять 15-20 % от общей длительности и стоимости выполнения проекта.

Метод контроля длительности выполнения работ проекта состоит из следующих действий.

1. Построение плановой модели длительности выполнения работ проекта $\{M_{\text{plan}} T_i^j\}$.

Построение такой модели будем осуществлять «снизу-вверх» по всем уровням декомпозиции проекта (1). Межуровневые иерархические связи между вершинами плановой модели будут показывать структуру работ, а внутриуровневые связи между

вершинами – последовательность выполнения работ проекта. Множеству i -х вершин на каждом j -м уровне декомпозиции плановой модели ставим в соответствие заданные значения длительности выполнения работ проекта $\{M_{\text{plan}} T_i^j\}$.

2. Выделение необходимого уровня декомпозиции в плановой модели выполнения проекта.

Выбор уровня декомпозиции (1) в плановой модели зависит от необходимой точности контроля выполнения проекта и от иерархии менеджеров системы управления проектами предприятия, которые будут осуществлять такой контроль. В зависимости от выделенного уровня декомпозиции проекта определяют частоту контроля выполнения его работ, которая должна быть на порядок меньше длительности соответствующей работы. Например, для работы длительностью до 10 дней рекомендуют проводить ежедневный контроль ее выполнения.

3. Построение фактической модели длительности выполнения работ проекта $\{M_{\text{fakt}} T_i^j\}$.

Построение такой модели будем осуществлять «снизу-вверх» по всем уровням декомпозиции проекта (1), начиная с выделенного уровня, аналогично плановой модели. Ожидаемое значение длительности выполнения текущей i -й работы на выделенном j -м уровне декомпозиции фактической модели будем задавать на основе поступающей отчетной информации. В качестве значений длительности выполнения последующих $i+k$ -х работ на выделенном j -м уровне декомпозиции фактической модели можно принять соответствующие значения плановой модели.

4. Построение модели отклонений длительности выполнения работ проекта $\{M_{\text{otkl}} \Delta T_i^j\}$.

Построение такой модели будем осуществлять «снизу-вверх» по всем уровням декомпозиции проекта (1), начиная с выделенного уровня, аналогично плановой модели. Множеству i -х вершин на каждом j -м уровне декомпозиции модели отклонений ставим в соответствие значения рассогласований в длительности выполнения работ проекта $\{M_{\text{otkl}} \Delta T_i^j\}$, рассчитанные следующим образом

$$M_{\text{plan}} T_i^j - M_{\text{fakt}} T_i^j = M_{\text{otkl}} \Delta T_i^j. \quad (2)$$

5. Анализ отклонений длительности выполнения работ и внесение изменений в план управления проектом.

В случае возникновения отклонений длительности выполнения текущей i -й работы на выделенном j -м уровне декомпозиции проекта $M_{\text{otkl}} \Delta T_i^j < 0$, которая входит в его критический

путь, следует рассмотреть такие варианты решений:

- если есть резерв по времени $\text{Rez} T_i^{j-1} > 0$ на выполнение соответствующего этапа $j-1$ -го уровня декомпозиции, в состав которого входит текущая i -я работа проекта, то переносим сроки выполнения последующих $i+k$ -х работ на выделенном j -м уровне декомпозиции проекта, вносим соответствующие корректировки в плановую модель и резерв по времени

$$M_{\text{plan}}^{\text{new}} T_{i+k}^j = M_{\text{plan}} T_{i+k}^j + |M_{\text{otkl}} \Delta T_i^j|, \quad (3)$$

$$\text{Rez}^{\text{new}} T_i^{j-1} = \text{Rez} T_i^{j-1} - |M_{\text{otkl}} \Delta T_i^j|; \quad (4)$$

- если резерв по времени $\text{Rez} T_i^{j-1} = 0$ и есть возможность параллельного выполнения последующих $i+k$ -х работ на выделенном j -м уровне декомпозиции проекта, то для данных работ устанавливаем новые плановые сроки и вносим соответствующие корректировки в плановую модель

$$M_{\text{plan}}^{\text{new}} T_{i+k}^j = M_{\text{plan}} T_{i+k}^j - |M_{\text{otkl}} \Delta T_i^j|; \quad (5)$$

- если резерв по времени $\text{Rez} T_i^{j-1} = 0$ и отсутствует возможность параллельного выполнения последующих $i+k$ -х работ на выделенном j -м уровне декомпозиции проекта, то привлекаем дополнительные ресурсы для выполнения текущей или последующих работ в заданные сроки, устанавливаем новую плановую стоимость работ и вносим соответствующие корректировки в плановую модель

$$M_{\text{plan}}^{\text{new}} C_i^j = M_{\text{plan}} C_i^j + |M_{\text{otkl}} \Delta C_i^j| \text{ или} \quad (6)$$

$$M_{\text{plan}}^{\text{new}} T_{i+k}^j = M_{\text{plan}} T_{i+k}^j - |M_{\text{otkl}} \Delta T_i^j| \text{ и} \quad (7)$$

$$M_{\text{plan}}^{\text{new}} C_{i+k}^j = M_{\text{plan}} C_{i+k}^j + |M_{\text{otkl}} \Delta C_i^j|; \quad (8)$$

- если перечисленные выше условия не могут быть соблюдены, то можно аналогично (3) увеличить длительность выполнения проекта в целом и пересмотреть целесообразность его продолжения по общепринятым критериям экономической эффективности проекта, например NPV, IRR, период окупаемости.

В случае возникновения отклонений длительности выполнения текущей i -й работы на выделенном j -м уровне декомпозиции проекта $M_{\text{otkl}} \Delta T_i^j < 0$, которая не входит в его критический путь, следует рассмотреть такие варианты решений:

- если отклонение $M_{\text{otkl}} \Delta T_i^j$ не увеличивает длительность критического пути проекта, то план управления проектом оставляем без изменений и вносим соответствующие корректировки в фактическую модель

$$M_{\text{fakt}}^{\text{new}} T_i^j = M_{\text{fakt}} T_i^j + |M_{\text{otkl}} \Delta T_i^j|; \quad (9)$$

- если отклонение $M_{\text{otkl}} \Delta T_i^j$ увеличивает длительность критического пути проекта, то необходимо рассмотреть указанные выше условия (3) – (8).

6. Повтор п. 3-5 для всех последующих i -х работ на выделенном j -м уровне декомпозиции проекта.

Метод контроля стоимости выполнения работ проекта будет состоять из следующих действий.

1. Построение плановой модели стоимости выполнения работ проекта $\{M_{\text{plan}} C_i^j\}$.

Построение такой модели будем осуществлять аналогично п. 1 метода контроля длительности выполнения работ проекта.

2. Выделение на основе (1) необходимого для контроля стоимости выполнения работ уровня декомпозиции проекта.

3. Построение фактической модели стоимости выполнения работ проекта $\{M_{\text{fakt}} C_i^j\}$.

Построение такой модели будем осуществлять аналогично п. 3 метода контроля длительности выполнения работ проекта.

4. Построение модели отклонений стоимости выполнения работ проекта $\{M_{\text{otkl}} \Delta C_i^j\}$.

Построение такой модели будем осуществлять аналогично п. 4 метода контроля длительности выполнения работ проекта.

5. Анализ отклонений стоимости выполнения работ и внесение изменений в план управления проектом.

В случае возникновения отклонений стоимости выполнения текущей i -й работы на выделенном j -м уровне декомпозиции проекта $M_{\text{otkl}} \Delta C_i^j < 0$ следует рассмотреть такие варианты решений:

- если есть резерв по стоимости $Re z C_i^{j-1} > 0$ на выполнение соответствующего этапа $j-1$ -го уровня декомпозиции, в состав которого входит текущая i -я работа проекта, то план управления проектом составляем без изменений, вносим соответствующие корректировки в фактическую модель и резерв по стоимости

$$M_{\text{fakt}}^{\text{new}} C_i^j = M_{\text{fakt}} C_i^j + |M_{\text{otkl}} \Delta C_i^j|, \quad (10)$$

$$Re z^{\text{new}} C_i^{j-1} = Re z C_i^{j-1} - |M_{\text{otkl}} \Delta C_i^j|; \quad (11)$$

- если резерв по времени $Re z C_i^{j-1} = 0$, то можно аналогично (3) увеличить стоимость выполнения проекта в целом и пересмотреть целесообразность его продолжения по общепринятым критериям эко-

номической эффективности проекта, например NPV, IRR, период окупаемости.

6. Повтор п. 3-5 для всех последующих i -х работ на выделенном j -м уровне декомпозиции проекта.

Применение разработанных методов контроля длительности и стоимости выполнения работ проекта позволяет:

- осуществлять регулярный контроль выполняемых предприятием проектов;
- выявить работы проекта, относительно которых были приняты неверные допущения по длительности и стоимости выполнения;
- своевременно принимать адекватные управленческие решения, соответствующие реальному состоянию проекта;
- снизить негативное воздействие неблагоприятных для проекта событий на достижение его основных целей и результатов;
- обеспечить успешное завершение работ проекта в заданные сроки и в размере выделенного бюджета;
- накапливать корпоративные знания и практический опыт в управлении проектами.

Заключение

При выполнении любого проекта следует учитывать возможность наступления различных неблагоприятных событий, которые могут существенно повлиять на достижение основных целей и результатов проекта, привести к увеличению его сметной стоимости и несвоевременному завершению.

Для ликвидации негативных последствий отклонений при выполнении работ проекта на этапе его планирования создают специальные резервы по ресурсам, времени и стоимости. Обычно на формирование резервного фонда выделяют средства, величина которых может составлять 15-25 % от стоимости проекта. Однако финансовые ресурсы, выделяемые на создание таких фондов, в целом имеют низкую доходность и снижают экономическую эффективность проекта, а объем денежных средств резервного фонда не всегда соответствует величине возможных отклонений в проекте.

Для обеспечения эффективного выполнения проектов предприятия на основе модели иерархического управления проектами разработаны методы регулярного контроля длительности и стоимости проектных работ. Применение данных методов дает предприятию возможность с минимальными издержками успешно завершать свои проекты в заданные сроки и в размере установленного бюджета.

Дальнейшее развитие получила методология проектного менеджмента в части разработки методов

контроля выполнения работ проекта, направленных на своевременное принятие необходимых управленческих решений. Результаты данной публикации были использованы для управления проектом по созданию комплекса воздушного наблюдения, выполняемым конструкторским бюро «АВИА».

Литература

1. Попов Ю.И. Управление проектами / Ю.И. Попов, О. В. Яковенко. – М.: Инфра-М, 2008. – 208 с.
2. Лапыгин Ю.Н. Управление проектами: от планирования до оценки эффективности / Ю.Н. Лапыгин и др. – М.: Омега-Л, 2009. – 252 с.
3. Риск-менеджмент инвестиционного проекта / Под ред. М.В. Грачевой, А.Б. Секерины. – М.: Юнити, 2009. – 544 с.
4. Хэлдман К. Управление проектами / К. Хэлдман. – М.: ДМК Пресс, 2008. – 352 с.
5. Локир К. Управление проектами. Ступени высшего мастерства / К. Локир, Дж. Гордон. – М.: Гревцов Паблишер, 2008. – 352 с.
6. Дипроуз Д. Управление проектами / Д. Дипроуз. – М.: Эксмо, 2008. – 240 с.
7. A Guide to the project management body of knowledge (PMBOK). – USA: Project management Institute, 2004. – 421 p.
8. Старинская А.А. Гонка за эффективностью [Электронный ресурс] / А.А. Старинская. – Режим доступа: <http://www.intalev.com.ua>.
9. Старинская А.А. Проекты в ИТ-компаниях: типичные проблемы и ошибки [Электронный ресурс] / А.А. Старинская. – Режим доступа: <http://spiderproject.com.ua>.
10. Латкин М.А. Системная модель управления проектами предприятия / М.А. Латкин, Ю.Л. Прончаков, Олуреми Аекунле Фаишаде // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2009. – № 4 (38). – С. 126-130.
11. Латкин М.А. Оценка длительности и стоимости проектов с учетом негативного воздействия рисков / М.А. Латкин, В.М. Илюшко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 3(50). – С. 94-98.

Поступила в редакцию 17.09.10

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой финансов В.П. Божко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

МЕТОДИ КОНТРОЛЮ ВИКОНАННЯ РОБІТ ПРОЕКТУ

М.О. Латкін, А.В. Губа, Ю.Л. Прончаков

Розглянуто проблема спільного управління строками, вартістю та резервами в проектах. Для забезпечення ефективного виконання проектів підприємства треба розробити відповідні методи регулярного контролю тривалості та вартості проектних робіт. На основі моделі ієрархічного управління проектами підприємства розроблені методи контролю виконання робіт проекту, які враховують можливість настання різних несприятливих подій та спрямовані на своєчасне прийняття необхідних управлінських рішень. Застосування розроблених методів дає підприємству можливість успішно завершувати свої проекти, досягати їх основні цілі та результати з мінімальними витратами.

Ключові слова: управління проектами, контроль виконання проекту, методи управління тривалістю та вартістю проекту.

CONTROL METHODS OF PERFORMANCE OF PROJECTS WORK

M.A. Latkin, A.V.Guba, Yu.L. Pronchakov

The problem of a joint management by terms, cost and reserves in projects is considered. It is necessary to develop corresponding methods of the regular control of duration for maintenance of effective performance of projects of the enterprise and cost of project works. On the basis of model of hierarchical management enterprise projects develop a quality monitoring of performance of works of the project which consider possibility of approach of various adverse events and are directed on timely acceptance of necessary administrative decisions. Application of the developed methods gives the chance to the enterprise to finish successfully the projects, to reach their main objectives and results with the minimum costs.

Key words: projects management, control of performance of the project, management methods duration and cost in project.

Латкин Матвей Алексеевич – д-р техн. наук, доцент, профессор кафедры производства радиоэлектронных систем летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Губа Анатолий Викторович – первый заместитель начальника Харьковского ПГЗ-НКАУ, Украина.

Прончаков Юрий Леонидович – аспирант кафедры производства радиоэлектронных систем летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 658.52

Л.Н. ЛУТАЙ

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

ОЦЕНКА РИСКА ПРОЕКТА ПО СОЗДАНИЮ НОВОГО ОБРАЗЦА АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРЕЦЕДЕНТНОГО ПОДХОДА

Ставится и решается задача практического применения разработанного метода определения агрегированной оценки итогового риска научно-технического проекта по созданию нового образца авиационной техники с использованием прецедентного подхода. Для практического применения разработанного метода определения оценки итогового риска разработана информационная технология, которая учитывает сложность и новизну проектов по созданию новых образцов летательных аппаратов. Определение оценки итогового риска проекта, по разработанному методу, осуществляется исходя из степени новизны работ проекта с применением теории нечетких множеств.

Ключевые слова: степень новизны работ, важность фактора риска, авиастроительный проект, факторы риска, планирование, практическое применение метода.

Введение

Многие решения в процессе планирования проектов по созданию новой техники принимаются в условиях риска, то есть при возможной опасности потерь материального, временного, финансового характера. Это связано с наличием различных неопределённостей, присутствующих на этапе планирования. Под неопределённостью понимаются процессы и явления, не поддающиеся анализу и измерению со сколь угодно большой точностью [1].

В качестве индикатора неопределённости часто выступает экономическая категория риска. В отличие от неопределённости, риск является измеримой величиной. Под риском понимается вероятность (угроза) потери части своих ресурсов, недополучения доходов или появления дополнительных расходов в результате осуществления проектной деятельности в условиях неопределённости [2]. В особенности риску подвержены сложные научно-технические авиастроительные проекты. Реализуемость таких проектов зависит от множества рискообразующих факторов, наиболее точный анализ и оценка которых, являются очень значимыми для менеджеров проекта.

Таким образом, оценка риска в процессе планирования сложных авиастроительных проектов является актуальной научно-прикладной задачей.

1. Постановка задачи исследования

В предыдущей работе [3] разработан усовершенствованный метод определения агрегированной оценки итогового риска научно-технического

проекта исходя из степени новизны работ по разработке компонент для нового образца авиационной техники.

Разработанный метод позволяет определять оценку итогового риска авиастроительного проекта, планирование которого осуществляется с использованием прецедентного подхода.

В основе метода лежит теория нечётких множеств с использованием экспертной информации, а также оценка степени новизны работ проекта по разработке компонент для нового образца авиационной техники.

Практическое применение разработанного метода позволит снизить негативное влияние рисков проекта и наиболее точно определять возможное увеличение стоимости научно-технического проекта из-за величины риска. Применение метода определения итогового риска научно-технического авиастроительного проекта на практике требует создания информационной технологии, так как оценка риска проекта такой сложности и масштабы, каким является проект по созданию нового образца летательного аппарата (ЛА), предполагает множество трудоёмких проектных действий.

Целью данной статьи является практическое применение усовершенствованного метода определения агрегированной оценки итогового риска научно-технического проекта исходя из степени новизны работ по разработке компонент для нового образца авиационной техники.

Расчет оценки риска конкретного авиастроительного проекта осуществляется с помощью разработанной информационной технологии, схема работы которой представлена на рис. 1.

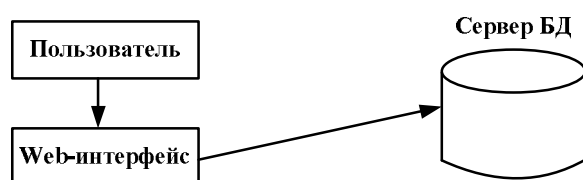


Рис. 1. Схема работы информационной технологии для расчёта оценки итогового риска проекта

2. Расчет агрегированной оценки итогового риска авиастроительного проекта, на основании степени новизны работ

Разработанная, в рамках данной работы, информационная технология и представленная в виде пакета прикладных программ, используя Web-доступ, позволяет рассчитать оценку итогового риска научно-технического проекта. Расчёт производится в зависимости от количества лингвистических переменных и их значений, заданных пользователем для оценки уровня риска фактора и важности фактора риска. База данных разработанной информационной технологии состоит из двух таблиц, в одной из которых, хранится перечень базовых групп факторов рисков и их внутригрупповые факторы, имеющие воздействие на определённый научно-технический авиастроительный проект. Вторая таблица содержит информацию о дереве работ рассматриваемого проекта.

Рассмотрим пример расчёта общего риска авиастроительного проекта по методу агрегированной оценки общего риска научно-технического проекта на основании степени новизны работ по проектированию компонент нового ЛА [3].

Шаг 1. В настоящий момент исчерпывающей и одновременно общепринятой классификации рисков еще не разработано. Это связано со спецификой каждого конкретного проекта. Кроме того, существует очень большое число различных проявлений рисков, при этом один и тот же вид риска может обозначаться разными терминами, а зачастую оказывается весьма сложным разграничить отдельные виды рисков [2].

В рамках данной работы был составлен перечень базовых групп рисков с выявлением внутригрупповых факторов при проектировании нового ЛА. Фрагмент перечня приведен в табл. 1 [4 – 9].

Шаг 2. На этапе композиции проекта по созданию ЛА было сформировано дерево работ нового проекта с использованием существующих стандартов и норматив [10 - 12]. Фрагмент дерева работ представлен в табл. 2.

Шаг 3. Выберем количество значений лингвистических переменных для оценки уровня риска и важности фактора риска равное 5 ($k=5$): V_1 – очень низкий, V_2 – низкий, V_3 – средний, V_4 – высокий, V_5 – очень высокий (табл. 3). Такое терм-множество значений является достаточно полным и вполне приемлемым [13 - 16].

Таблица 1

Фрагмент перечня базовых групп факторов рисков и их внутригрупповые факторы проекта

Номер фактора риска	Базовая группа риска (базовая группа рискообразующих факторов)	Внутригрупповой фактор риска
4	Социально-экономический риск	Инфляция, рост цен на обеспечивающие ресурсы
5	Социально-экономический риск	Колебания валютных курсов
11	Социально-экономический риск	Повышение тарифов на грузовые перевозки
13	Организационный риск	Ошибки планирования и проектирования
14	Организационный риск	Недостаток координации работ
17	Ресурсный риск	Нехватка материалов
20	Ресурсный риск	Поставка комплектующих недостаточного качества
21	Научно-технический риск	Недостижение запланированных технических параметров в ходе конструкторских и технологических разработок
24	Научно-технический риск	Недоверенность прогнозной информации
26	Научно-технический риск	Несоответствие кадров профессиональным требованиям проекта
30	Производственно-технический риск	Сбои и поломки оборудования
35	Производственно-технический риск	Ошибки технологического процесса
37	Производственно-технический риск	Производственный брак
38	Финансово экономический риск	Превышение фактических затрат над запланированными
39	Финансово экономический риск	Несвоевременное финансирование

Ввод номеров значений лингвистических переменных

Таблица 2

Фрагмент дерева работ проекта

Код работы	Наименование работы	Содержание работы	Код группы работы по критерию степени новизны компонент	Расшифровка
2.5.1	Фюзеляж	Проектирование фюзеляжа	1	Группа работ, принадлежащих прототипу
2.5.1.1	Обшивка	Выбор материалов для обшивки	1	Группа работ, принадлежащих прототипу
2.5.1.4	Продольный силовой набор	Проектирование продольного силового набора	1	Группа работ, принадлежащих прототипу
2.5.2	Крыло	Проектирование крыла	2	Группа работ по адаптации компонент заимствованных из изделий не являющихся прототипом
2.5.2.1	Лонжероны	Проектирование лонжерон	2	Группа работ по адаптации компонент заимствованных из изделий не являющихся прототипом
2.5.2.2	Нервюры	Проектирование нервюр	2	Группа работ по адаптации компонент заимствованных из изделий не являющихся прототипом
2.5.2.3	Стрингеры	Проектирование стрингеров	2	Группа работ по адаптации компонент заимствованных из изделий не являющихся прототипом
2.5.3	Оперение горизонтальное и вертикальное	Проектирование оперения горизонтального и вертикального	3	Группа работ, связанная с проектированием новых компонент
2.5.3.5	Стыковые узлы	Выбор стыковых узлов	3	Группа работ, связанная с проектированием новых компонент
2.5.3.6	Руль высоты	Проектирование руля высоты	3	Группа работ, связанная с проектированием новых компонент
2.5.3.7	Руль направления	Проектирование руля направления	3	Группа работ, связанная с проектированием новых компонент

Таблица 3

Лингвистические переменные уровней риска и важности факторов риска

Номер значения лингвистической переменной	Значения лингвистических переменных, описывающих уровень (степень) риска фактора (r) и уровень важности фактора (s)	Обозначения	Нечёткое треугольное число N, отображающее значение лингвистической переменной
1	Очень низкий	он	$\langle 0; 0; 0,25 \rangle$
2	Низкий	н	$\langle 0; 0,25; 0,5 \rangle$
3	Средний	с	$\langle 0,25; 0,5; 0,75 \rangle$
4	Высокий	в	$\langle 0,5; 0,75; 1,00 \rangle$
5	Очень высокий	ов	$\langle 0,75; 1,00; 1,00 \rangle$

Функции принадлежности значений $V_f, f=1..k$ для обоих лингвистических переменных представляются выражениями [14]:

а) при $f=1, V_1=\langle 0; 0; 0,25 \rangle$;

$$\mu_{V_f}(u) = \begin{cases} 1 - 4 \cdot u; & 0 \leq u \leq 0,25; \\ 0; & 0,25 \leq u \leq 1; \end{cases} \quad (1)$$

б) при $f=2,3,4, V_f = \left\langle \frac{(f-2)}{4}; \frac{(f-1)}{4}; \frac{f}{4} \right\rangle$;

$$\mu_{V_f}(u) = \begin{cases} 0; & u \leq \frac{(f-2)}{4}; \\ 4 \cdot u - (f-2); & \frac{(f-2)}{4} \leq u \leq \frac{(f-1)}{4}; \\ f - 4 \cdot u; & \frac{(f-1)}{4} \leq u \leq \frac{f}{4}; \\ 0; & \frac{f}{4} \leq u \leq 1,0; \end{cases} \quad (2)$$

в) при $f=5, V_5=\langle 0,75; 1,0; 1,0 \rangle$;

$$\mu_{V_f}(u) = \begin{cases} 0; & 0 \leq u \leq 0,75; \\ 4 \cdot u - 3; & 0,75 \leq u \leq 1,0. \end{cases} \quad (3)$$

Следует отметить, что функция принадлежности $\mu_{V_f}(u)$ на некоторых интервалах универсального множества U принимает значение 0.

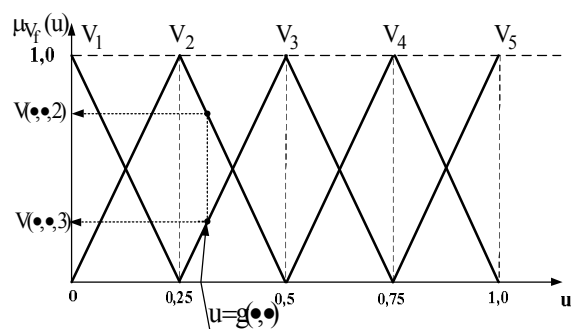


Рис. 2. Функция принадлежности значений V_f лингвистической переменной V на универсальном множестве $U=[0;1]$

Шаг 4. Определяем важность фактора риска s_j^i в зависимости от степени новизны работ по проектированию компонент нового ЛА. Воздействие рисков, обусловленных рискообразующими факторами, на первую группу работ было оценено как очень низкое. Группа работ по адаптации компонент заимствованных из изделий не являющихся прототипом в наибольшей степени подвержена воздействию со-

циально-экономического риска, а также ресурсного и финансово-экономического рисков. Влияние организационного, научно-технического и производственно-технического рисков на третью группу работ будет наиболее значительным (табл. 4).

Шаг 5. Составляем табл. 5 для оценивания уровня риска каждого рискообразующего фактора r_j^i по всем работам проекта.

Таблица 4

Определение важности фактора риска s_j^i в зависимости от степени новизны работ по проектированию компонент нового ЛА

		Уникальные номера рискообразующих факторов (см. табл. 1)														
		4	5	11	13	14	17	20	21	24	26	30	35	37	38	39
Группы работ по критерию степени новизны компонент	Группа работ, принадлежащих прототипу	он	он	он	он	он	он	он	он	он	он	он	он	он	он	он
	Группа работ по адаптации компонент заимствованных из изделий не являющихся прототипом	ов	в	в	н	н	с	с	он	он	он	с	н	н	в	в
	Группа работ, связанная с проектированием новых компонент	ов	в	с	в	в	с	с	в	в	с	с	в	н	с	с

i – индекс базовой группы риска;

j – индекс внутригруппового рискообразующего фактора i -го риска.

Таблица 5

Определение уровня риска фактора r_j^i

		Уникальные номера факторов риска (см. табл. 1)														
		4	5	11	13	14	17	20	21	24	26	30	35	37	38	39
Номера значений лингвистической переменной уровня риска фактора r_j^i	1		+					+					+			
	2			+			+								+	
	3					+				+		+				
	4				+						+			+		+
	5	+							+							

Шаг 6. Проводим процедуру дефазификации и определяем при помощи центроидного метода все значения $g(r, s)$ для всех возможных сочетаний пар r и s [3]:

$$g(r, s) = \frac{\int_a^c u \cdot \mu_{N_r \cdot N_s}(u) du}{\int_a^c \mu_{N_r \cdot N_s}(u) du}. \quad (4)$$

Рассмотрим примеры расчётов центроидов.

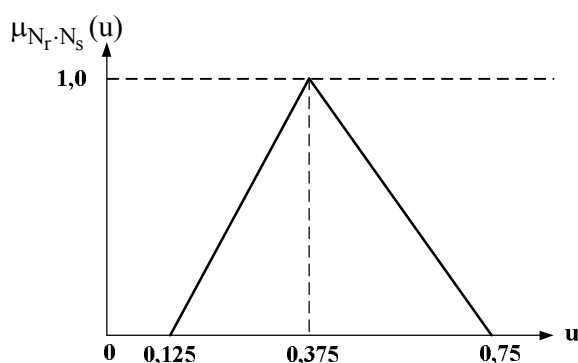
Первый случай:

r – средний уровень (степень) риска фактора;

s – высокий уровень важности фактора риска;

$N_3 = \langle 0,25; 0,5; 0,75 \rangle$, $N_4 = \langle 0,5; 0,75; 1,00 \rangle$.

$N_3 \cdot N_4 = \langle 0,125; 0,375; 0,75 \rangle$.

Рис. 3. Вид функции принадлежности $\mu_{N_3 \cdot N_4}(u)$

По формуле (4) рассчитаем значения центроидов для заданных значений лингвистических переменных:

$$\begin{cases} 0,125 \cdot q_1 + k_1 = 0; \\ 0,375 \cdot q_1 + k_1 = 1; \end{cases}$$

$$k_1 = -0,125 \cdot q_1;$$

$$0,375 \cdot q_1 - 0,125 \cdot q_1 = 1;$$

$$0,125 \cdot q_1 = 1; q_1 = 4; k_1 = -0,5;$$

$$\begin{cases} 0,375 \cdot q_2 + k_2 = 1; \\ 0,75 \cdot q_2 + k_2 = 0; \end{cases}$$

$$k_2 = -0,375 \cdot q_2; 0,75 \cdot q_2 - 0,375 \cdot q_2 + 1 = 0;$$

$$0,375 \cdot q_2 = -1; q_2 \approx -2,667; k_2 = 2;$$

$$g(N_3, N_4) = \frac{g'^* + g'}{g''^* + g''};$$

$$g'^* = \int_{0,125}^{0,375} x \cdot (4 \cdot x - 0,5) dx = \int_{0,125}^{0,375} 4 \cdot x^2 - 0,5 \cdot x dx =$$

$$= \frac{4}{3} \cdot x^3 - \frac{0,5}{2} \cdot x^2 \Big|_{0,125}^{0,375} \approx 0,0364;$$

$$g' = \int_{0,375}^{0,75} x \cdot (-2,667 \cdot x + 2) dx =$$

$$= \int_{0,375}^{0,75} (-2,667 \cdot x^2 + 2 \cdot x) dx = -\frac{2,667}{3} \cdot x^3 + x^2 \Big|_{0,375}^{0,75} \approx$$

$$\approx 0,09438;$$

$$g''^* = \int_{0,125}^{0,375} 4 \cdot x - 0,5 dx = 2 \cdot x^2 - 0,5 \cdot x \Big|_{0,125}^{0,375} \approx 0,124625$$

$$g'' = \int_{0,375}^{0,75} (-2,667 \cdot x + 2) dx = -\frac{2,667}{2} \cdot x^2 + 2 \cdot x \Big|_{0,375}^{0,75} \approx$$

$$\approx 0,1875.$$

В результате расчетов получим:

$$g(3, 4) = \frac{0,0364 + 0,09438}{0,124625 + 0,1875} \approx 0,41899.$$

Второй случай:

г – очень низкий; s – низкий;

$$N_1 = \langle 0; 0; 0,25 \rangle, N_2 = \langle 0; 0,25; 0,5 \rangle.$$

$$N_1 \cdot N_2 = \langle 0; 0; 0,125 \rangle \text{ (рис. 4).}$$

В результате расчетов получим:

$$g(1, 2) = \frac{0,0026}{0,0625} \approx 0,0417.$$

Третий случай:

г – очень низкий; s – очень высокий;

$$N_1 = \langle 0; 0; 0,25 \rangle, N_5 = \langle 0,75; 1,00; 1,00 \rangle.$$

$$N_1 \cdot N_5 = \langle 0; 0; 0,25 \rangle \text{ (рис. 5).}$$

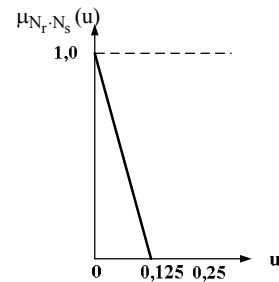


Рис. 4. Вид функции принадлежности $\mu_{N_1 \cdot N_2}(u)$

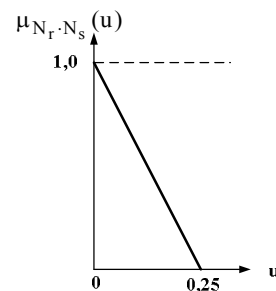


Рис. 5. Вид функции принадлежности $\mu_{N_1 \cdot N_5}(u)$

В результате расчетов получим:

$$g(1, 5) = \frac{0,0104}{0,125} \approx 0,08336.$$

Полученные значения всех возможных значений центроидов приведены в табл. 6.

Далее составляем расчетную таблицу (табл. 7) с работами проекта и рискообразующими факторами, и заполняем её значениями уровней рисков факторов с учётом их важностей, определённых на основании степени новизны работ проекта, $g_j^i(r_j^i, s_j^i)$ при помощи информации представленной в табл. 6.

Шаг 7. Информация, представленная в таблице 6 позволяет рассчитать Н - нечёткую матрицу пересечений всех возможных значений уровней рисков факторов с учётом их важностей $g(r, s)$ (всех элементов таблицы 6) с функциями принадлежности треугольных чисел $\mu_{V_\varphi}(u)$ и $\mu_{V_{\varphi+1}}(u)$ [3].

Таблица 6

Уровень риска фактора с учётом его важности $g(r, s)$

		Уровень важности фактора, s				
		1	2	3	4	5
Уровень риска фактора, r	1	0,0208	0,0417	0,0625	0,0833	0,0833
	2	0,0417	0,0938	0,1667	0,2292	0,2500
	3	0,0625	0,1667	0,2917	0,4167	0,4792
	4	0,0833	0,2292	0,4167	0,6042	0,7083
	5	0,0833	0,2500	0,4792	0,7083	0,8542

Таблица 7

Уровни рисков факторов с учётом их важностей в зависимости от группы работ
по критерию степени новизны компонент нового ЛА

Код работы	Содержание работы	4	5	11	13	14	17	20	21	24	26	30	35	37	38	39
2.5.1	Проектирование фюзеляжа	0.0833	0.0208	0.0417	0.0833	0.0625	0.0417	0.0208	0.0833	0.0625	0.0833	0.0625	0.0208	0.0833	0.0417	0.0833
2.5.1.1	Выбор материалов для обшивки	0.0833	0.0208	0.0417	0.0833	0.0625	0.0417	0.0208	0.0833	0.0625	0.0833	0.0625	0.0208	0.0833	0.0417	0.0833
2.5.1.4	Проектирование продольного силового набора	0.0833	0.0208	0.0417	0.0833	0.0625	0.0417	0.0208	0.0833	0.0625	0.0833	0.0625	0.0208	0.0833	0.0417	0.0833
2.5.2	Проектирование крыла	0.6875	0.0833	0.2292	0.2292	0.1667	0.1667	0.0625	0.0833	0.0625	0.0833	0.2917	0.0417	0.2292	0.2292	0.6042
2.5.2.1	Проектирование лонжерон	0.6875	0.0833	0.2292	0.2292	0.1667	0.1667	0.0625	0.0833	0.0625	0.0833	0.2917	0.0417	0.2292	0.2292	0.6042
2.5.2.2	Проектирование нервюр	0.6875	0.0833	0.2292	0.2292	0.1667	0.1667	0.0625	0.0833	0.0625	0.0833	0.2917	0.0417	0.2292	0.2292	0.6042
2.5.2.3	Проектирование стрингеров	0.6875	0.0833	0.2292	0.2292	0.1667	0.1667	0.0625	0.0833	0.0625	0.0833	0.2917	0.0417	0.2292	0.2292	0.6042
2.5.3	Проектирование оперения горизонтального и вертикального	0.6875	0.0833	0.1667	0.6042	0.4167	0.1667	0.0625	0.6250	0.4167	0.4167	0.2917	0.0833	0.2292	0.1667	0.4167
2.5.3.5	Выбор стыковых узлов	0.6875	0.0833	0.1667	0.6042	0.4167	0.1667	0.0625	0.6250	0.4167	0.4167	0.2917	0.0833	0.2292	0.1667	0.4167
2.5.3.6	Проектирование руля высоты	0.6875	0.0833	0.1667	0.6042	0.4167	0.1667	0.0625	0.6250	0.4167	0.4167	0.2917	0.0833	0.2292	0.1667	0.4167
2.5.3.7	Проектирование руля направления	0.6875	0.0833	0.1667	0.6042	0.4167	0.1667	0.0625	0.6250	0.4167	0.4167	0.2917	0.0833	0.2292	0.1667	0.4167

Полученные значения матрицы H используем для определения нечёткой матрицы пересечений уровней рисков факторов с учётом их важностей $g_j^i(r_j^i, s_j^i)$ и функций принадлежности треугольных чисел по каждой из работ проекта (табл. 8). V_f - представляет собой значение пересечения уровня

риска фактора с учётом его важности $g_j^i(r_j^i, s_j^i)$ по определённому рискообразующему фактору для конкретной работы проекта и функций принадлежности треугольных чисел $\mu_{V_f}(u)$.

Шаг 8. Получаем нечёткую оценку итогового риска с учётом всех факторов риска для каждой работы проекта (табл. 9) [3].

Таблица 8

Фрагмент нечёткой матрицы пересечений уровней рисков факторов с учётом их важностей и функций принадлежности треугольных чисел по каждой из работ проекта

Код работы	Содержание работы	Номер фактора риска	Внутригрупповой фактор риска	V1	V2	V3	V4	V5
2.5.1	Проектирование фюзеляжа	4	Инфляция, рост цен на обеспечивающие ресурсы	0.6667	0.3333	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1	Проектирование фюзеляжа	5	Колебания валютных курсов	0.9167	0.0833	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1	Проектирование фюзеляжа	11	Повышение тарифов на грузовые перевозки	0.8333	0.1667	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1	Проектирование фюзеляжа	13	Ошибки планирования и проектирования	0.6667	0.3333	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1	Проектирование фюзеляжа	14	Недостаток координации работ	0.7500	0.2500	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1	Проектирование фюзеляжа	17	Нехватка материалов	0.8333	0.1667	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1	Проектирование фюзеляжа	20	Поставка комплектующих недостаточного качества	0.9167	0.0833	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1	Проектирование фюзеляжа	21	Недостижение запланированных технических параметров в ходе конструкторских и технологических разработок	0.6667	0.3333	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1	Проектирование фюзеляжа	24	Недостовность прогнозной информации	0.7500	0.2500	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1	Проектирование фюзеляжа	26	Несоответствие кадров профессиональным требованиям проекта	0.6667	0.3333	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1	Проектирование фюзеляжа	30	Сбои и поломки оборудования	0.7500	0.2500	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1	Проектирование фюзеляжа	35	Ошибки технологического процесса	0.9167	0.0833	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1	Проектирование фюзеляжа	37	Производственный брак	0.6667	0.3333	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1	Проектирование фюзеляжа	38	Превышение фактических затрат над запланированными	0.8333	0.1667	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1	Проектирование фюзеляжа	39	Несвоевременное финансирование	0.6667	0.3333	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1.1	Выбор материалов для обшивки	4	Инфляция, рост цен на обеспечивающие ресурсы	0.6667	0.3333	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1.1	Выбор материалов для обшивки	5	Колебания валютных курсов	0.9167	0.0833	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1.1	Выбор материалов для обшивки	11	Повышение тарифов на грузовые перевозки	0.8333	0.1667	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1.1	Выбор материалов для обшивки	13	Ошибки планирования и проектирования	0.6667	0.3333	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1.1	Выбор материалов для обшивки	14	Недостаток координации работ	0.7500	0.2500	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1.1	Выбор материалов для обшивки	17	Нехватка материалов	0.8333	0.1667	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1.1	Выбор материалов для обшивки	20	Поставка комплектующих недостаточного качества	0.9167	0.0833	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1.1	Выбор материалов для обшивки	21	Недостижение запланированных технических параметров в ходе конструкторских и технологических разработок	0.6667	0.3333	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1.1	Выбор материалов для обшивки	24	Недостовность прогнозной информации	0.7500	0.2500	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1.1	Выбор материалов для обшивки	26	Несоответствие кадров профессиональным требованиям проекта	0.6667	0.3333	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1.1	Выбор материалов для обшивки	30	Сбои и поломки оборудования	0.7500	0.2500	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1.1	Выбор материалов для обшивки	35	Ошибки технологического процесса	0.9167	0.0833	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1.1	Выбор материалов для обшивки	37	Производственный брак	0.6667	0.3333	0.0000	0.0000	0.0000

Таблица 9

Нечёткая матрица оценивания по всем группам рисков для каждой работы проекта

Код работы	Содержание работы	V1	V2	V3	V4	V5
2.5.1	Проектирование фюзеляжа	11.5000	3.5000	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1.1	Выбор материалов для обшивки	11.5000	3.5000	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.1.4	Проектирование продольного силового набора	11.5000	3.5000	0.0000	0.0000	0.0000
2.5.2	Проектирование крыла	5.3333	7.5000	1.0000	1.1667	1.1111
2.5.2.1	Проектирование лонжерон	5.3333	7.5000	1.0000	1.1667	1.1111
2.5.2.2	Проектирование нервюр	5.3333	7.5000	1.0000	1.1667	1.1111
2.5.2.3	Проектирование стрингеров	5.3333	7.5000	1.0000	1.1667	1.1111
2.5.3	Проектирование оперения горизонтального и вертикального	3.1667	6.0000	4.1667	1.6667	2.5000
2.5.3.5	Выбор стыковых узлов	3.1667	6.0000	4.1667	1.6667	2.5000
2.5.3.6	Проектирование руля высоты	3.1667	6.0000	4.1667	1.6667	2.5000
2.5.3.7	Проектирование руля направления	3.1667	6.0000	4.1667	1.6667	2.5000

Шаг 9. Определяем агрегированную нечёткую оценку итогового риска с учётом совокупности всех факторов риска по всем работам проекта (табл. 10) [3].

Таблица 10

Агрегированная нечёткая оценка общего риска по совокупности всех факторов риска по всем работам проекта

V1	V2	V3	V4	V5
68.5000	64.5000	20.6667	11.3333	14.4444

Шаг 10. Рассчитываем окончательную агрегированную оценку итогового риска проекта по разработке нового ЛА [3]. В результате всех расчетов получаем окончательное значение итогового риска приблизительно равное 0,287 (рис. 6.).

Окончательная агрегированная оценка общего риска проекта по разработке нового ЛА: 0.28699690402477

Рис. 6. Фрагмент формы вывода оценки итогового риска авиастроительного проекта

Заключение

В работе поставлена и решена задача практического применения разработанного усовершенствованного метода агрегированной оценки научно-технического проекта с учётом степени новизны работ по проектированию компонент летательного аппарата.

В рамках данной работы была разработана информационная технология и программный продукт (ПП). Усовершенствованный метод дал возможность автоматизировано учитывать риски проектов. Полученный ПП, разработан на языке сценариев RNR с использованием системы управления реляционными базами данных MySQL. Разработанное программное обеспечение является гибким и позволяет менять наборы рискообразующих факторов, изменять дерево работ проекта, а также работать с раз-

личным количеством значений лингвистических переменных для оценки уровня риска и важности фактора риска.

Разработанный ПП позволяет рассчитывать и оценивать риск конкретного авиастроительного проекта с учётом степени новизны работ по проектированию компонент летательного аппарата.

В результате проведённых расчетов была получена агрегированная оценка итогового риска авиастроительного проекта по совокупности выделенных рискообразующих факторов, что может привести к возможному увеличению стоимости проекта на 28,7%.

Литература

1. Блюмин С.Л. Модели и методы принятия решений в условиях неопределённости: моногр. / С.Л. Блюмин, И.А. Шуйкова. – Липецк: ЛЭГИ, 2001. – 138 с.
2. Филин С. Неопределённость и риск. Место инновационного риска в классификации рисков / С. Филин // Управление риском. – 2000. – №4. – С. 25-30.
3. Яшина Е.С. Метод агрегированной оценки риска научно-технического проекта, учитывающий степень новизны работ / Е.С. Яшина, Л.Н. Лутай // Радиоелектронні і комп'ютерні системи. – 2010. – № 3 (44). – С. 153-158.
4. Розанова Е. Управление рисками – начинаем и выигрываем [Электронный ресурс] / Е. Розанова, материалы сайта: Energy Consulting. – Режим доступа: <http://www.ec-group.ru/press/press/detail.php?ID=247>.
5. Методы оценки риска инновационных проектов [Электронный ресурс] / материалы сайта: Market journal. – Режим доступа: <http://www.market-journal.com/ekonomikaupravlenija/58.html>.
6. Глухов В.В. Экономика знаний: учеб. пособие для вузов / В.В. Глухов, С.Б. Коробко, Т.В. Маринина. – СПб.: Питер, 2003. – 530 с.
7. Отрасль: промышленные предприятия [Электронный ресурс] / материалы сайта финансово-страхового консультанта: «Планета страхова-

ния». - Режим доступа: <http://www.i-planet.ru/index/corporate/departments/making/>.

8. Адамчук Н. Управление риском на предприятии и страхование / Н. Адамчук, Д. Алёшин // Управление риском. – 2001. – №1. – С. 32-39.

9. Цветкова Л. И. Методологические основы управления инвестиционными рисками / Л. И. Цветкова, В. В. Иванов // Управление риском. – 2004. – №4. – С. 55-63.

10. Ребрин Ю.И. Основы экономики и управления производством: конспект лекций / Ю.И. Ребрин; Таганрогский гос. радиотехнический ун-т. – Таганрог: Изд-во ТРТУ, 2000. – 145 с.

11. Иванько А.Ф. Автоматизация проектирования систем и средств управления: учебное пособие / А.Ф. Иванько, М.А. Иванько, В.Г. Сидоренко, Г.Б. Фалк. – М.: Изд-во МГУП, 2001. – 148 с.

12. ГОСТ 15.101.98. Система разработки и постановки продукции на производство. Порядок выполнения научно-исследовательских работ. – Взамен

ГОСТ 15.101–80; введ. 01.07.2000. – М.: Изд-во стандартов, 2003. – 11 с.

13. Nedosekin A. Fuzzy Financial management: monogr. / A. Nedosekin. – Moscow: AFA Library, 2003. – 184 с.

14. Демидов Б.А. Методический подход к оцениванию риска модернизации образцов вооружения и военной техники в условиях нестохастической неопределённости / Б.А. Демидов, М.В. Науменко, О.А. Хмелевская // Радиоэлектронні і комп'ютерні системи. – 2009. – № 3. – С. 127-135.

15. Секерин А. Б. Нечётко-множественная модель управления риском экономической несостоятельности производственного предприятия / А.Б. Секерин, С.П. Строев, В.Д. Селютин // Управление риском. – 2008. – №2. – С. 28 – 35.

16. Курчеева Г.И. Анализ рисков малого предприятия с учётом состояния отрасли / Г.И. Курчеева, Л.Н. Стребкова // Управление риском. – 2007. – № 3. – С. 21-25.

Поступила в редакцию: 10.09.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., ведущий научный сотрудник научно-исследовательского отдела Б.А. Демидов, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

ОЦІНКА РИЗИКУ ПРОЕКТУ ПО СТВОРЕННЮ НОВОГО ЗРАЗКА АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ З ВИКОРИСТАННЯМ ПРЕЦЕДЕНТНОГО ПІДХОДУ

Л.М. Лутай

Ставиться та вирішується задача практичного застосування розробленого методу визначення агрегованої оцінки підсумкового ризику науково-технічного проекту по створенню нового зразка авіаційної техніки з використанням прецедентного підходу. Для практичного застосування розробленого методу визначення оцінки підсумкового ризику розроблена інформаційна технологія, котра враховує складність і новизну проектів по створенню нових зразків літальних апаратів. Визначення оцінки підсумкового ризику проекту, за розробленим методом, здійснюється виходячи з новизни робіт проекту з використанням теорії нечітких множин.

Ключові слова: степінь новизни робіт, важливість фактору ризику, авіабудівний проект, фактори ризику, планування, практичне застосування методу.

ESTIMATION OF RISK OF THE PROJECT ON CREATION OF THE NEW SAMPLE OF AVIATION TECHNICS WITH USE OF THE CASE APPROACH

L.M. Lutay

The problem of practical application of the developed method of definition of the aggregated estimation of total risk of the scientific and technical project on creation of the new sample of aviation technics with use of the case approach is put and dares. The information technology which considers complexity and novelty of projects on creation of new samples of flying machines is developed for practical application of the developed method of definition of an estimation of total risk. Definition of an estimation of total risk of the project, on the developed method, is carried out proceeding from degree of novelty of works of the project with application of the theory of indistinct sets.

Keywords: degree of novelty of works, importance of a risk factor, the aviabuilding project, risk factors, planning, practical application of a method.

Лутай Людмила Николаевна – аспирант кафедры информационных управляющих систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Lutay_L_N@mail.ru.