

УДК 629.7.023

В.Е. ГАЙДАЧУК, О.А. КАРПИКОВА, В.В. КИРИЧЕНКО, А.В. КОНДРАТЬЕВ

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

## ЗАВИСИМОСТЬ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ СОТОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ ТРАНСВЕРСАЛЬНОМ ОТРЫВЕ ОТ ТЕХНОЛОГИИ СКЛЕИВАНИЯ ОБШИВОК С ЗАПОЛНИТЕЛЕМ

*Проведен анализ несущей способности трехслойных конструкций летательных аппаратов, подверженных воздействию внутреннего давления, с сотовым наполнителем из алюминиевой фольги и полимерной бумаги, присоединенным к несущим обшивкам с помощью клеевой пленки или адресного нанесения клея на торцы сотов в широком диапазоне его физико-механических характеристик. Полученные результаты свидетельствуют о существенной зависимости уровня несущей способности клеевой галтели от глубины проникновения торцов сотов в клей. Показана возможность экономии энергетических ресурсов, расходуемых в процессе сборки-склейки конструкций исследуемого вида.*

**Ключевые слова:** трехслойные конструкции, внутренне давление, трансверсальный отрыв обшивок, сотовый наполнитель, клеевая пленка, адресное нанесение клея, клеевая галтель, несущая способность, сборка-склейка.

### Состояние проблемы

Трехслойные сотовые конструкции широко применяются в агрегатах авиакосмической техники вследствие высокого весового совершенства и других преимуществ по сравнению с другими конструктивно-технологическими решениями [1 – 4].

Однако их несущая способность при трансверсальном отрыве обшивок от сотового заполнителя (СЗ) существенно зависит от технологии их склеивания.

Существует два различных способа нанесения клеевого слоя на обшивки. Чаще всего клей наносится напылением из раствора или расплава на торцы СЗ, а также используются готовые клеевые пленки [1, 5]. В зависимости от технологии нанесения клеевая пленка или слой имеют различную толщину, что позволяет получить трехслойные конструкции с различной поверхностной массой.

Вторым весьма перспективным способом является нанесение клея на торцы сотов [6 – 8].

Снижение поверхностной массы является одним из важнейших средств повышения совершенства трехслойных конструкций, в особенности космического назначения: панелей солнечных батарей [9] и других агрегатов. Однако уменьшение наноса клея приводит к снижению несущей способности изделия. Поэтому необходимы надежные расчетные методы и методики определения несущей способности трехслойных конструкций при условиях отрыва обшивок, предшествующие испытаниям образцов, аналогичные существующим для случая нанесения

клея на торцы сотов [6, 7]. В связи с этим представляется актуальной задача определения несущей способности клеевого соединения СЗ с обшивками в трехслойных конструкциях. В процессе производства соединений СЗ с обшивками жидкими или пленочным клеем толщиной  $\eta_{кл}$  в зависимости от давления формования панели имеет место различная относительная глубина проникновения торцов граней СЗ в клеевую пленку  $\bar{\eta} = \eta^* / \eta_{кл}$  ( $0 \leq \bar{\eta} \leq 1$ ) (рис. 1, а).

В работе [6], а затем в обобщающей ее работе [7] были представлены методики анализа несущей способности клеевых соединений с нанесенным на торцы СЗ клеем. Однако предложенные в [6] и [7] аналитические методики построены на реализации приближенных математических моделей, основанных на определении максимальных эквивалентных напряжений  $\sigma_v^{\max}$  по Мизесу при использовании их средних составляющих, действующих на нормальной площадке клеевой галтели единичной ширины.

Анализ результатов наших исследований [10, 11] показал, что использование средних напряжений при определении несущей способности по аналитическим математическим моделям в аналогичных соединениях с непрерывным клеевым слоем (или пленкой) приводит к существенным погрешностям в сторону их занижения по сравнению с рассчитанными в пакете методом конечных элементов (МКЭ). Кроме этого использование МКЭ позволило выявить влияние и глубины проникновения торцов граней СЗ в клеевой слой на несущую способность

соединения и тем самым исследовать возможность определенной экономии энергетических ресурсов, расходуемых в процессе сборки-склейки конструкций рассматриваемого типа [9, 10].

В связи с изложенным выше в данной статье будет приведен поверочный расчет клевого соединения СЗ с несущими обшивками при адресном нанесении клея на торцы сотов в пакете МКЭ (рис. 1, б).

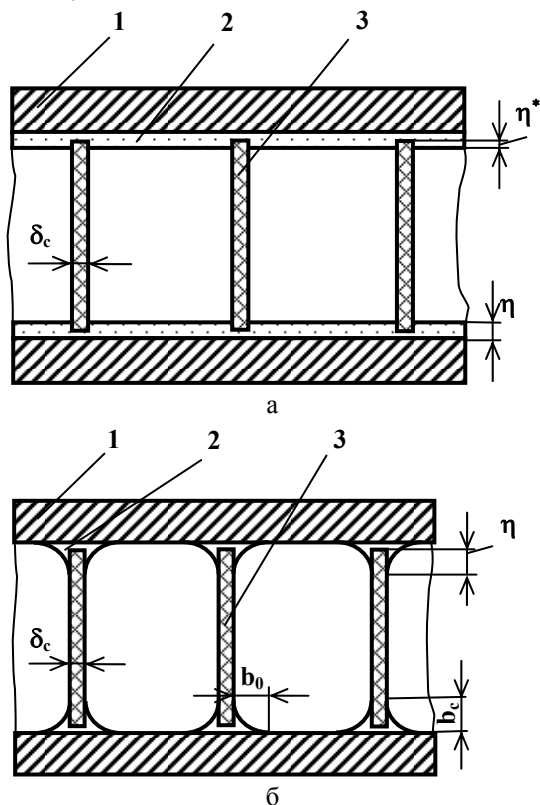


Рис. 1. Соединение СЗ с обшивками трехслойной конструкции с помощью клеевой пленки (а) и клея, нанесенного на торцы сотов (б): 1 – обшивка, 2 – клеевая пленка (слой); 3 – грани сотов

### Результаты исследований

Рассмотрим первый способ нанесения клевого слоя (рис. 1, а).

Как и в работах [10, 11], в основу расчета положен типовой элемент сотового блока (рис. 2)

Площадь типowego элемента сотового блока  $F_{сб}$  равна

$$F_{сб} = 4a^2k(k \cos \beta + 1) \sin \beta. \quad (1)$$

На торцы фольги действует сила внутреннего давления  $p_{вн}$  (или отсоса), равная

$$P_{сб} = F_{сб} p_{вн}. \quad (2)$$

Под действием силы  $P_{сб}$  в гранях СЗ возникают напряжения

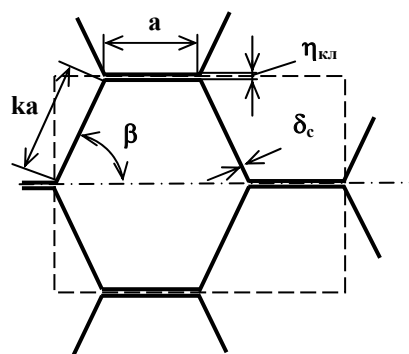


Рис. 2. Типовой элемент сотового блока с ячейкой неправильной шестиугольной формы

$$\sigma_{СЗ} = \frac{P_{сб}}{\delta_c l_{клш}}, \quad (3)$$

где  $l_{клш}$  – периметр клевого шва в пределах сотоблока

$$l_{клш} = 4a(k+1). \quad (4)$$

С учетом (1), (2) и (4)  $\sigma_{СЗ}$  будет равно

$$\sigma_{СЗ} = \frac{p_{вн} a k (k \cos \beta + 1) \sin \beta}{(k+1) \delta_c}. \quad (5)$$

Из формулы (5) видно, что  $\sigma_{СЗ}$  тем больше, чем больше сторона ячейки СЗ при неизменных остальных параметрах. Для постоянного значения параметра  $\frac{\sigma_{СЗ} \delta_c}{p_{вн} a}$  при любом значении угла раскрытия ячейки  $\beta$  наблюдается рост этого параметра при  $k > 1$  (вытянутая ячейка) и его снижение при  $k < 1$  (сплюснутая ячейка).

Из формулы (5) также следует, что предельное значение внутреннего давления получается при достижении предела прочности материала СЗ при растяжении

$$p_{вн\text{ пред}} = \frac{\sigma_{СЗ} \delta_c (k+1)}{a k (k \cos \beta + 1) \sin \beta} \quad (6)$$

или при исчерпании несущей способности клея.

Исследования проводились для СЗ из алюминиевой фольги и полимерной бумаги NOMEX.

Деформированное состояние области соединения граней алюминиевой фольги с клеевой пленкой представляет собой сложную картину распределения деформаций, выявляемых с помощью конечно-элементной модели в пакете МКЭ (рис. 3).

В связи с этим анализ напряженно-деформированного состояния (НДС) по средним напряжениям растяжения  $\sigma_{усп}$  и сдвига  $\tau_{хусп}$  не может привести к удовлетворительным по точности результатам.

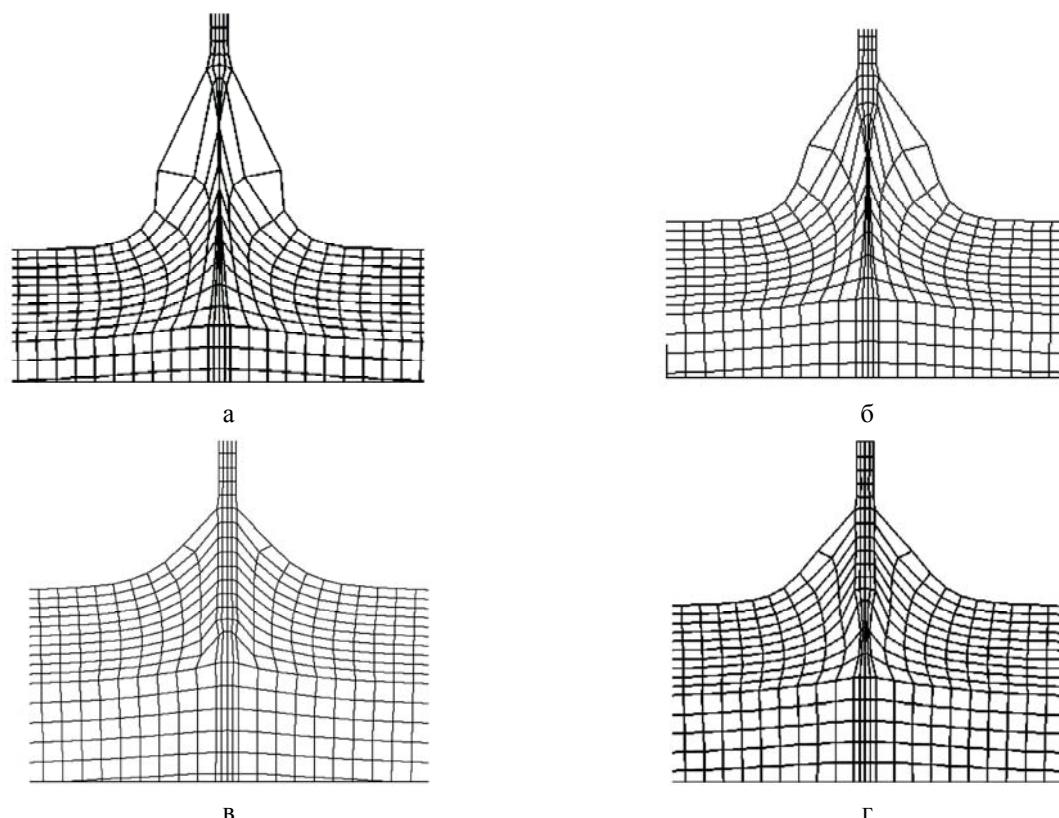


Рис. 3. Деформирование конечноэлементной модели фрагмента типового элемента сотового блока при нагружении внутренним давлением и параметрах:  $\delta_\phi = 0,03$  мм;  $\eta_{кл} = 0,12$  мм;  $\delta_{общ} = 0,5$  мм;  $b = 2$  мм;

$h = 1$  мм;  $E_\phi = 70$  ГПа;  $E_\eta = 7$  ГПа;  $\sigma_\phi = 1$  МПа;

а –  $\bar{\eta}^* = 0,1$ ; б –  $\bar{\eta}^* = 0,3$ ; в –  $\bar{\eta}^* = 0,7$ ; г –  $\bar{\eta}^* = 0,9$

Поэтому в дальнейшем было проведено исследование НДС клеевого соединения с целью выявления уровня максимальных эквивалентных напряжений по условию Мизеса

$$\sigma_v^{\max} = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2 + 6\tau_{xy}^2} \quad (7)$$

Исследование проводилось в пакете МКЭ для плоской деформации при напряжениях в фольге  $\sigma_\phi = 1$  МПа для алюминиевой фольги толщиной  $\delta_\phi = 30$  мкм с модулем упругости  $E = 70$  ГПа при коэффициентах Пуассона фольги и клея  $\mu_\phi = \mu_\eta = 0,3$  для клеев с модулями упругости  $E_{\eta 1} = 3,5$  ГПа,  $E_{\eta 2} = 7$  ГПа и  $E_{\eta 3} = 15,6$  ГПа и толщинах клеевого слоя  $\eta = 0,05, 0,12, 0,2$  мм.

Распределение  $\bar{\sigma}_v^{\max} = f(\bar{\eta}^*)$  при напряжениях в фольге  $\sigma_\phi = 1$  МПа соответственно для  $E_{\eta 1}$ ,  $E_{\eta 2}$  и  $E_{\eta 3}$  приведены в табл. 1 и показаны на рис. 4, где сплошной линией показана аппроксимация точек

$\bar{\eta}^* = 0,1; 0,3; 0,5; 0,7$  и  $0,9$  полиномом третьей степени.

Таблица 1

Распределение максимальных эквивалентных напряжений  $\bar{\sigma}_v^{\max}$  при различных значениях относительной глубины проникновения торцов граней фольги в клеевой слой для разных модулей упругости и толщин клея

| $\eta, \bar{\eta}^*$<br>мм | 0,1   | 0,3   | 0,5   | 0,7   | 0,9   | $E_\eta$ ,<br>ГПа |
|----------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------------------|
| 0,05                       | 0,477 | 0,420 | 0,394 | 0,373 | 0,386 | 7                 |
| 0,12                       | 0,415 | 0,327 | 0,286 | 0,264 | 0,265 |                   |
| 0,2                        | 0,346 | 0,264 | 0,220 | 0,196 | 0,191 |                   |
| 0,05                       | 0,463 | 0,444 | 0,407 | 0,381 | 0,362 | 15,6              |
| 0,12                       | 0,412 | 0,331 | 0,278 | 0,242 | 0,229 |                   |
| 0,2                        | 0,352 | 0,253 | 0,212 | 0,204 | 0,200 |                   |
| 0,12                       | 0,739 | 0,335 | 0,291 | 0,273 | 0,279 | 3,5               |

При низком модуле упругости наносимого (жидкого) клея типа ВК-32-200 и ВК-3, равном 7 ГПа и малом пределе прочности на разрыв

$\sigma_{в\eta}=15$  МПа аналитическая аппроксимация максимальных эквивалентных напряжений  $\bar{\sigma}_v^{\max}$  соответствующих  $\sigma_{\phi}=1$  МПа, для СЗ из алюминиевой фольги выражается формулами

$$\bar{\sigma}_{v\eta=0,05}^{\max} = 0,344\bar{\eta}^3 - 0,364\bar{\eta}^2 - 0,025\bar{\eta}^* + 0,453;$$

$$\bar{\sigma}_{v\eta=0,12}^{\max} = -0,250\bar{\eta}^3 + 0,727\bar{\eta}^2 - 0,687\bar{\eta}^* + 0,476; (8)$$

$$\bar{\sigma}_{v\eta=0,2}^{\max} = -0,260\bar{\eta}^3 + 0,707\bar{\eta}^2 - 0,664\bar{\eta}^* + 0,405.$$

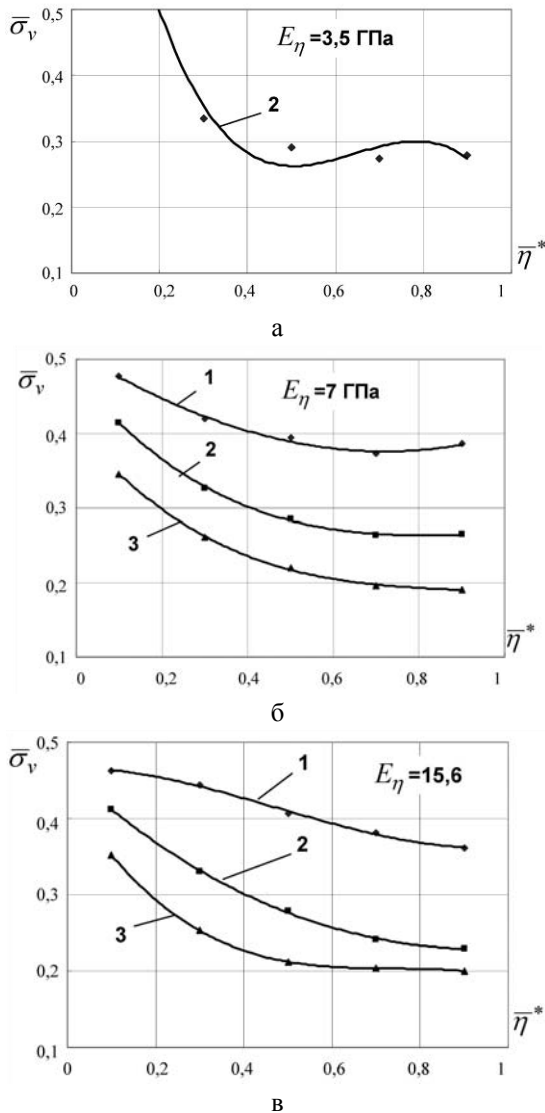


Рис. 4. Зависимость  $\bar{\sigma}_v^{\max} = f(\bar{\eta}^*)$ :

1 –  $\eta=0,05$  мм; 2 –  $\eta=0,12$  мм; 3 –  $\eta=0,2$  мм  
для клеевых соединений СЗ из алюминиевой фольги с различными модулями упругости:  
а –  $E_{\eta}=3,5$  ГПа; б –  $E_{\eta}=7$  ГПа; в –  $E_{\eta}=15,6$  ГПа

При высоком модуле упругости жесткого пленочного клея тина ВК-36, равном 15,6 ГПа и пределе прочности на разрыв  $\sigma_{в\eta}=50$  МПа для этой же

фольги аппроксимации  $\bar{\sigma}_v^{\max}$  выражаются формулами

$$\bar{\sigma}_{v\eta=0,05}^{\max} = 0,260\bar{\eta}^3 - 0,371\bar{\eta}^2 + 0,008\bar{\eta}^* + 0,466;$$

$$\bar{\sigma}_{v\eta=0,12}^{\max} = -0,252\bar{\eta}^3 + 0,351\bar{\eta}^2 - 0,533\bar{\eta}^* + 0,462; (9)$$

$$\bar{\sigma}_{v\eta=0,2}^{\max} = -0,563\bar{\eta}^3 + 1,242\bar{\eta}^2 - 0,920\bar{\eta}^* + 0,432.$$

Анализ графиков зависимостей (8) и (9) (рис. 4) позволяет сделать следующие выводы.

1. Как для низко модульных (рис. 4, а, б), так и для высоко модульных клеев максимальные эквивалентные напряжения имеют нелинейно убывающий характер по мере увеличения относительной глубины проникновения торцов сотов  $\bar{\eta}^*$  в клеевой слой.\*)

2. Относительное убывание составляет на участке  $0,1 \leq \bar{\eta}^* \leq 0,7$  от  $\Delta=18...22$  % для самого тонкого клеевого слоя до  $\Delta=42...43$  % для предельно толстого, где  $\Delta = \frac{\bar{\eta}_{0,1}^* - \bar{\eta}_{0,7}^*}{\bar{\eta}_{0,1}^*} \cdot 100$  % и практически

слабо зависит от модуля упругости клея.

3. Из п. 2 следует, что обеспечение заглубления торцов сотов в клеевую пленку соответствующими технологическими параметрами (температурой и (или) давлением в процессе склеивания СЗ с обшивками панели) позволяет повысить прочность на равномерный отрыв несущих слоев панели от сотов в среднем на 20 % для самых тонких клеевых пленок и на 42 % – для самых толстых клеевых пленок.

4. При назначении режима склеивания панели рационально выбирать уровень температуры и (или) давления, которые обеспечивают несущую способность изделия при глубине проникновения торцов сотов в клей не более чем  $(0,5...0,6) \bar{\eta}^*$ , что соответственно понижает энергозатраты технологического процесса.

5. Графики рис. 4 и табл. 1 позволяют прогнозировать характер истощения несущей способности соединения СЗ с обшивками (по клею или по сотам) в зависимости от предела прочности клея  $\sigma_{в\eta}$ .

Последний пункт нуждается в пояснении. Рассмотрим случай, когда напряжения в фольге достигают предела ее прочности при растяжении, что со-

\*) Исключение составляют кривые для низко модульных клеев, соответствующие толщинам клеевого слоя  $\eta=0,12$  мм при  $E_{\eta}=3,5$  ГПа и  $\eta=0,05$  мм при  $E_{\eta}=7$  ГПа, которые имеют тенденцию к слабому возрастанию при  $\bar{\eta}^*=0,7$ . Объяснение этому факту требует дополнительного анализа.

ответствует внутреннему давлению в сотоблоке, определяемому формулой (6).

В силу решения задачи МКЭ в линейной постановке значения максимальных эквивалентных напряжений из таблицы или в формулах (8) и (9), которые получены при напряжениях в фольге  $\sigma_\phi = 1$  МПа, необходимо умножить на величину, определяемую формулой (5).

Для обеспечения несущей способности клеевого соединения полученные значения  $\sigma_v^{\max}$  должны быть меньше или равны пределу прочности клея при растяжении  $\sigma_{v\eta}$ .

В качестве примера рассмотрим СЗ из алюминиевой фольги А5Т с характеристиками  $\sigma_{v\phi} = 120$  МПа,  $E_\phi = 70$  ГПа,  $\delta_\phi = 0,03$  мм, размером ячейки  $a = 6$  мм, углом раскрытия  $\beta = 60^\circ$  и  $k = 1$ , приклеиваемой клеем ВК-36 с пределом прочности на растяжение  $\sigma_{v\eta} = 50$  МПа, модулем упругости  $E_\eta = 7$  ГПа с различными толщинами клеевой пленки 0,05; 0,12 и 0,2 мм.

В соответствии с табл. 1 получим для  $\bar{\eta}^* = 0,5$ :

– при  $\eta = 0,05$  мм

$$\sigma_v^{\max} = \bar{\sigma}_v^{\max} \cdot \sigma_{v\phi} = 0,394 \cdot 120 = 47,2 < \sigma_{v\eta} = 50 \text{ МПа};$$

– при  $\eta = 0,12$  мм

$$\sigma_v^{\max} = 0,286 \cdot 120 = 34,3 < \sigma_{v\eta};$$

– при  $\eta = 0,2$  мм

$$\sigma_v^{\max} = 0,22 \cdot 120 = 26,4 < \sigma_{v\eta}.$$

Таким образом, при толщинах клея  $0,12 \leq \eta \leq 0,2$  мм разрушение клеевого соединения произойдет в результате разрыва фольги при внутреннем давлении или отсосе, равном в соответствии с (6)  $p_{вн} = 0,92$  МПа. При  $\eta = 0,05$  мм возможно одновременное или смешанное разрушение панели,

так как  $\sigma_v^{\max} = 47,2$  МПа в пределах разброса свойств близко к  $\sigma_{v\phi} = 50$  МПа.

Таким образом приведенная выше методика позволяет с достаточной для практики точностью прогнозировать характер разрушения трехслойных конструкций с СЗ из алюминиевой фольги в зависимости от параметров ячейки, клеевого слоя и ФМХ клея для заданной температуры и давления склеивания, определяющих ту или иную относительную глубину проникновения торцов СЗ в клеевой слой.

Для анализа несущей способности клеевого соединения СЗ из полимерной бумаги NOMEX при трансверсальном растяжении с помощью численного эксперимента в пакете МКЭ были использованы характеристики бумаги NOMEX, приведенные в паспорте фирмы-производителя Du Pont (табл. 2).

Как и ранее, исследование напряженно-деформированного состояния клеевого соединения проводилось путем вычисления максимального уровня эквивалентных напряжений по условию Мизеса для плоской деформации при напряжениях в фольге  $\sigma_\phi = 1$  МПа по формуле (7).

Исследования проводились в пакете МКЭ для бумаги NOMEX толщиной  $\delta_c = 0,056$  мм с модулем упругости  $E_{\text{nomex}} = 0,84$  ГПа при коэффициентах Пуассона бумаги и клея  $\mu_\phi = \mu_\eta = 0,3$  для двух клеев с модулями упругости  $E_{\eta 1} = 15,6$  ГПа,  $E_{\eta 2} = 7$  ГПа и толщинах клеевого слоя  $\eta_1 = 0,05$  мм,  $\eta_2 = 0,12$  мм и  $\eta_3 = 0,2$  мм.

Распределение  $\bar{\sigma}_v^{\max} = f(\bar{\eta}^*)$  при напряжениях в фольге  $\sigma_\phi = 1$  МПа для  $E_{\eta 1}$  и  $E_{\eta 2}$  приведены в табл. 2 и показаны на рис. 5, где сплошная линия соответствует аппроксимация точек  $\bar{\eta}^* = 0,1; 0,3; 0,5; 0,7$  и  $0,9$  полиномом третьей степени.

Таблица 2

Характеристики полимерной бумаги NOMEX BRANDT 412/0,05 мм

| Свойства                             | max   | min   | средние | Метод испытаний ASTM |
|--------------------------------------|-------|-------|---------|----------------------|
| Толщина бумаги, мм                   | 0,065 | 0,047 | 0,056   | D 374                |
| Базовый вес, г/м <sup>2</sup>        | 44,1  | 35,9  | 40      | D 646                |
| Плотность, г/см <sup>3</sup>         | 0,9   | 0,5   | 0,7     | D 646                |
| Погонная прочность при разрыве, Н/см |       |       |         |                      |
| - вдоль волокон                      | 54,8  | 36,2  | 45,5    | D 828                |
| - поперек волокон                    | 26,3  | 12,3  | 19,3    |                      |
| Удлинение при разрыве, %             |       |       |         |                      |
| - вдоль волокон                      | 13,3  | 6,1   | 9,7     | D 828                |
| - поперек волокон                    | 9,9   | 3,5   | 6,7     |                      |

Таблица 3  
Распределение максимальных эквивалентных напряжений  $\bar{\sigma}_v^{\max}$  (МПа) при различных значениях относительной глубины проникновения торцов граней полимерной бумаги в клеевой слой для разных модулей упругости

| $\bar{\eta}^*$<br>$\eta$ , мм | 0,1   | 0,3   | 0,5   | 0,7   | 0,9   | $E_\eta$ , ГПа |
|-------------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|----------------|
| 0,05                          | 1,320 | 1,328 | 1,285 | 1,252 | 1,452 | 7              |
| 0,12                          | 0,688 | 0,839 | 0,941 | 0,975 | 1,000 |                |
| 0,2                           | 0,650 | 0,920 | 0,941 | 0,946 | 0,955 |                |
| 0,05                          | 2,080 | 2,180 | 2,110 | 1,986 | 2,330 | 15,6           |
| 0,12                          | 0,738 | 1,050 | 1,048 | 1,043 | 1,061 |                |
| 0,2                           | 0,995 | 1,061 | 1,044 | 1,026 | 1,335 |                |

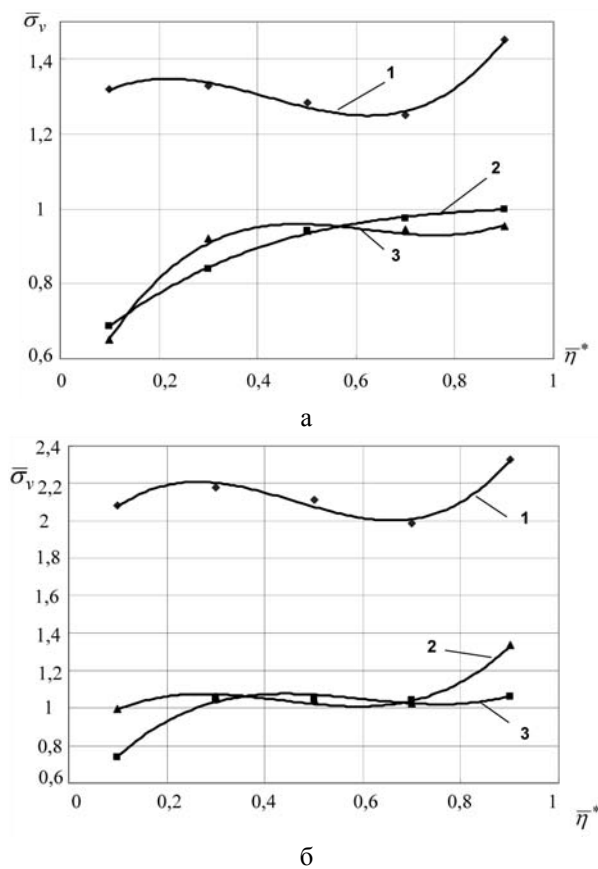


Рис.5. Зависимость  $\bar{\sigma}_v^{\max} = f(\bar{\eta}^*)$ :

1 –  $\eta=0,05$  мм; 2 –  $\eta=0,12$  мм; 3 –  $\eta=0,2$  мм для клеевых соединений СЗ из полимерной бумаги NOMEX с различными модулями упругости:  
а –  $E_\eta=7$  ГПа; б –  $E_\eta=15,6$  ГПа

Анализ графиков рис. 5 позволяет сделать следующие выводы.

1. В отличие от клеевых соединений СЗ из алюминиевых сплавов в случае сотов из полимерной бумаги NOMEX, как для низко модульных, так и для высоко модульных клеев, максимальные эквивалентные напряжения имеют возрастающий характер

до относительной глубины проникновения торцов сотов в клеевой слой  $\bar{\eta}^*=0,3\dots 0,5$  с последующим слабым или достаточно высоким градиентом возрастания от  $\bar{\eta}^*=0,7$  до  $\bar{\eta}^*=0,9$ . Исключение составляет график изменения  $\bar{\sigma}_v^{\max} = f(\bar{\eta}^*)$  для толщины клея  $\eta=0,12$  мм с низким модулем упругости.

2. Отмеченный в п. 1 типовой характер изменения  $\bar{\sigma}_v^{\max} = f(\bar{\eta}^*)$  свидетельствует о рациональности формирования панелей с малой относительной глубиной проникновения торцов граней сотов в клеевой слой или во всяком случае выдерживания этого параметра на уровне не выше  $\bar{\eta}^*=0,7$  за исключением соединения с  $\eta=0,12$  мм и  $E_\eta=7$  ГПа.

3. Представляются весьма нерациональными по несущей способности соединения с предельно тонким клеевым слоем  $\eta=0,05$  мм как на низко модульном ( $E_\eta=7$  ГПа), так и на высоко модульном клее ( $E_\eta=15,6$  ГПа), для которых графики  $\bar{\sigma}_v^{\max} = f(\bar{\eta}^*)$  во всем диапазоне  $0,1 \leq \bar{\eta}^* \leq 0,9$  лежат в области  $1,3 \leq \bar{\sigma}_v^{\max} \leq 2,3$ .

4. Так как графики  $\bar{\sigma}_v^{\max} = f(\bar{\eta}^*)$  практически для всего диапазона клеев и толщин клеевого слоя, за исключением узкого диапазона  $0,1 \leq \bar{\eta}^* \leq 0,3$  с  $E_\eta=7$  ГПа и  $0,1 \leq \bar{\eta}^* \leq 0,2$  с  $E_\eta=15,6$  ГПа, лежат в области  $\bar{\sigma}_v^{\max} > 1$ , то разрушение соединения всегда будет иметь место по клеевому слою вследствие того, что  $\sigma_{v\eta}^{\max} = \bar{\sigma}_v^{\max} \cdot \sigma_{v\text{номех}} \geq 1,81$  МПа, то есть существенно выше как предела прочности на отрыв слабого клея ( $\sigma_{v\eta}=15$  МПа), так и сильного ( $\sigma_{v\eta}=50$  МПа).

Таким образом, клеевые соединения трехслойных панелей с СЗ из полимерной бумаги NOMEX с приведенными выше ее характеристиками всегда будут разрушаться в случае равномерного отрыва обшивок при внутреннем давлении  $p_{вн}$  СЗ с правильной шестигранной ячейкой ( $k=1$ ,  $\beta=60^\circ$ ,  $a=6$  мм,  $\delta_{\text{номех}}=0,056$  мм), равном  $p_{вн}=0,485$  МПа при  $\sigma_{v\eta}=15$  МПа и  $p_{вн}=0,72$  МПа при  $\sigma_{v\eta}=50$  МПа.

5. При значениях  $k > 1$ , как отмечалось выше, параметр  $\frac{\sigma_{\text{номех}} \delta_c}{p_{вн} a}$  будет увеличиваться, т.е. при  $\delta_c/p_{вн} a = \text{const}$  будет расти максимальное эквивалентное напряжение, соответствующее условию

Мизеса, что усиливает реализацию разрушения соединения панели по клею.

При значениях  $k < 1$  при прежних условиях возможность реализации характера разрушения соединения панели по клею несколько снижается, а при малых значениях угла раскрытия ячейки СЗ и малых  $k$ , по-видимому, возможно достижение одновременного разрушения соединения по полимерной бумаге и клею.

6. Полимерная бумага NOMEX является ортотропным материалом (см. табл. 2). Проведенный выше числовой анализ выполнен для случая формирования граней ячеек СЗ из бумаги NOMEX вдоль волокон, прочность которой на разрыв при пересечении с погонной, равной 45,5 Н/см на предел прочности составляет  $\sigma_{\text{в номех}} = 81$  МПа, а модуль ее упругости, определенный как

$$E_{\text{номех}} = \frac{\sigma_{\text{номех}}}{\varepsilon_{\text{пред}}} = 840 \text{ МПа.}$$

Если же формирование граней ячейки СЗ производится поперек волокон бумаги, то реализуются характеристики бумаги  $\sigma_{\text{в номех}} = 34$  МПа и модуль упругости  $E_{\text{номех}} = 507$  МПа.

При этих значениях ФМХ вполне возможно разрушение клеевого соединения по СЗ.

7. Как следует из табл. 2, поставляемая полимерная бумага имеет существенный разброс свойств относительно их среднего значения по толщинам (32%),  $\sigma_{\text{в номех}}$  (12...40%),  $\varepsilon_{\text{пред}}$  (74...96%) и  $E_{\text{номех}}$  (66...129%).

При столь больших разбросах существует реальная возможность существенных погрешностей при определении в пакете МКЭ максимальных эквивалентных напряжений в различных зонах клеевого соединения, и, как следствие, в ошибке прогноза характера его разрушения в соответствии с п. 4.

8. Практический интерес представляет также решение задачи выбора параметров технологического режима склеивания трехслойной конструкции, при которых с приемлемой точностью обеспечивается оптимальная глубина проникновения торцов граней СЗ в клеевой слой заданной толщины, давления склеивания и температуры, которые позволили бы реализовать данный режим с заданной скоростью протекания процесса склейки.

Решение данной задачи видится в применении математической модели и ее реализации, предложенной в работе [12].

Перейдем теперь к случаю нанесения клея на торцы граней СЗ.

Объем клея на единичной ширине торца грани соты в момент склеивания СЗ с обшивками, остава-

ясь постоянным, обретет в общем случае форму, показанную на рис. 6.

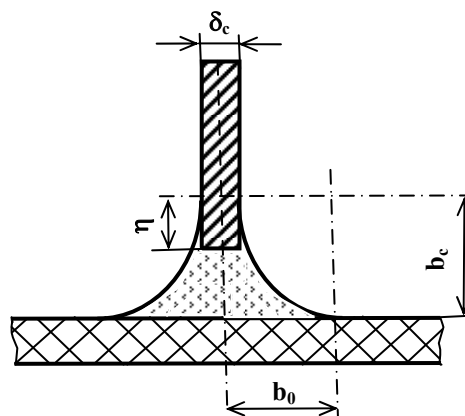


Рис. 6. Клеевая галтель в соединении СЗ и обшивки из различных материалов:  
 $b_c$  – клеевой катет на границе грани СЗ;  
 $b_0$  – клеевой катет на границе обшивки

В [7] форма стекания капли клея с торца соты на поверхность обшивки в момент склеивания соединения из различных материалов принята в виде четверти эллипса, а соотношение катетов  $b_0$  и  $b_c$  равным\*)

$$\frac{b_c}{b_0} = \frac{\sigma_{\text{к-о}}(T_{\text{скл}}) \cdot \mu(T_{\text{скл}}) \cdot l_0(T_{\text{скл}})}{\sigma_{\text{к-с}}(T_{\text{нк}}) \cdot \mu(T_{\text{нк}}) \cdot l_{\text{сз}}(T_{\text{нк}})} = \zeta_{\sigma, \mu}, \quad (10)$$

где  $\sigma_{\text{к-с}}(T_{\text{нк}})$ ,  $\sigma_{\text{к-о}}(T_{\text{скл}})$  – поверхностное натяжение клея на границе «клей – сота» при температуре нанесения клея на торцы сотов и на границе «клей – обшивка» при температуре склеивания соединения;

$\mu(T_{\text{скл}})$ ,  $\mu(T_{\text{нк}})$  – вязкость клея при температуре склеивания соединения и при температуре нанесения клея на торцы сотов;

$l_0(T_{\text{скл}})$ ,  $l_{\text{сз}}(T_{\text{нк}})$  – периметры смачивания – линии, ограничивающие поверхность раздела фаз «клей – обшивка» при  $T_{\text{скл}}$  и «клей – сота» при  $T_{\text{нк}}$ .

Так как объем клея с момента его нанесения на

\*) Установить параметры, входящие в формулу (10), экспериментально достаточно сложно. Кроме того, на соотношение клеевых катетов  $b_c/b_0$  могут влиять и другие факторы, не отраженные формулой (10). Поэтому, по-видимому, более надежным является экспериментальный замер под микроскопом непосредственно этих катетов для конкретного клея и материалов обшивки и сотов, постулируя, как и при обосновании зависимости (10) в [7], постоянство коэффициента пропорциональности  $\zeta_{\sigma, \mu}$  между размерами катетов и соответствующими им параметрами поверхностного натяжения, вязкости клея и периметра смачивания. Этот путь представляется и более продуктивным для установления формы стекания капли, принятой здесь в виде четверти эллипса.

торцы сотов до окончательного формообразования соединения остается постоянным, то его значение в пределах типового сотового блока будет равно

$$V_{\text{клсб}} = 2F_{\text{клгал}}L_{\text{кш}}, \quad (11)$$

где  $F_{\text{клгал}}$  - площадь клеевой галтели (рис. 6);

$L_{\text{кш}}$  - периметр клевого шва с учетом выделенного типового сотового блока. Коэффициент 2 в формуле (11) отражает факт нанесения клея на две поверхности торцов сотов.

$$L_{\text{кш}} = 2a(2k+1); \quad (12)$$

$$\begin{aligned} F_{\text{клгал}} &= 2 \left[ \left( b_0 + \frac{\delta_c}{2} \right) b_c - \frac{\pi b_c b_0}{4} - \frac{\delta_c}{2} (b_c - \eta) \right] = \\ &= 2 \left[ 0,43b_0 b_c + \frac{\delta_c}{2} (b_c - \eta) \right]. \end{aligned} \quad (13)$$

Масса клея в пределах сотового блока равна

$$\begin{aligned} m_{\text{клсб}} &= V_{\text{клсб}} \rho_{\text{кл}} = \\ &= 3,44 \rho_{\text{кл}} (2k+1) \left[ b_c b_0 + 1,16 \delta_c (\eta_c - \eta) \right], \end{aligned} \quad (14)$$

где  $\rho_{\text{кл}}$  - плотность клея.

Поверхностная масса клея, нанесенного на обе стороны СЗ, выражается соотношением

$$\begin{aligned} \bar{m}_{\text{кл}} &= \frac{m_{\text{клсб}}}{F_{\text{сб}}} = \\ &= \frac{1,72 \rho_{\text{кл}} (2k+1) \left[ b_c b_0 + 1,16 \delta_c (\eta_c - \eta) \right]}{ak(1+2k \cos \beta) \sin \beta}. \end{aligned} \quad (15)$$

Подставляя в (15) соотношение (10) и разрешая его относительно катета  $b_0$ , получим после преобразований

$$\begin{aligned} b_0 &= 0,58 \delta_c \times \\ &\times \left( 1 + \frac{1}{\zeta_{\sigma, \mu} \delta_c^2} \left[ \frac{1,73 \bar{m}_{\text{кл}} ak(2k \cos \beta + 1) \sin \beta}{\rho_{\text{кл}} (2k+1)} + \right] \right)^{\frac{1}{2}} - \\ &- 0,58 \delta_c. \end{aligned} \quad (16)$$

Соответственно  $b_c$  будет равно

$$\begin{aligned} b_c &= 0,58 \delta_c \zeta_{\sigma, \mu} \times \\ &\times \left( 1 + \frac{1}{\zeta_{\sigma, \mu} \delta_c^2} \left[ \frac{1,73 \bar{m}_{\text{кл}} ak(2k \cos \beta + 1) \sin \beta}{\rho_{\text{кл}} (2k+1)} + \right] \right)^{\frac{1}{2}} - \\ &- 0,58 \delta_c \zeta_{\sigma, \mu}. \end{aligned} \quad (17)$$

После установления размеров катетов клеевой галтели прежде, чем переходить к определению в ней напряженного состояния и несущей способности клея, необходимо установить ширину площади

сечения справа и слева от оси симметрии соединения QN, переходящую в QM при устремлении торцов граней СЗ к контакту с обшивкой, то есть при  $\eta \rightarrow 0$  (рис. 7), на которой действуют максимальные эквивалентные напряжения, определяемые в соответствии с принятой теорией прочности [13].

Приняв для клея энергетическую теорию прочности, в соответствии с которой максимальные эквивалентные напряжения  $\sigma_v$  равны  $\sqrt{\sigma_{\text{кш}}^2 + 3\tau_{\text{кш}}^2}$  получим

$$\sigma_v^{\text{max}} = \sqrt{\sigma_{\text{кш}}^2 + 3\tau_{\text{кш}}^2} \leq \sigma_{\text{вкл}}, \quad (18)$$

где  $\sigma_{\text{вкл}}$  - предел прочности клея при растяжении.

Иными словами необходимо определить угол наклона ширины площадки ОМ к оси  $x \gamma$ , при котором проекции силы  $\frac{P_{\text{сб}}}{2}$  от полной силы  $P_{\text{сб}}$ , разнесенной середины левой и правой стороны галтели, дадут составляющие, порождающие напряжения

$$\sigma_{\text{кш}} = \frac{P_{\text{сб}} \cos \gamma}{2c_{\text{max}} l_{\text{кш}}}, \quad \tau_{\text{кш}} = \frac{P_{\text{сб}} \sin \gamma}{2c_{\text{max}} l_{\text{кш}}}, \quad (19)$$

где  $c_{\text{max}}$  - ширина площадки клеевой галтели, на которой действуют максимальные эквивалентные напряжения (18).

С этой целью сначала необходимо определить координаты точки М в системе  $хоу$  (рис. 7).

Уравнение эллипса, часть которого является образующей галтели клея, имеет вид

$$\left( \frac{x - b_0}{b_0} \right)^2 + \left( \frac{y - b_c}{b_c} \right)^2 - 1 = 0. \quad (20)$$

Уравнение прямой ОК, на которой лежит точка М, замыкающая отрезок ОМ ширины площадки с, запишем в виде

$$y = x \operatorname{tg} \gamma. \quad (21)$$

Решая совместно уравнения (20) и (21), определим координату точки их пересечения М -  $x_M$ ,  $y_M$ .

После ряда преобразований получим координаты точки М:

$$\begin{aligned} x_M &= \frac{b_0 b_c}{b_c^2 + b_0^2 \operatorname{tg}^2 \gamma} (b_c + b_0 \operatorname{tg} \gamma - \sqrt{2b_0 b_c \operatorname{tg} \gamma}); \\ y_M &= \frac{b_0 b_c \operatorname{tg} \gamma}{b_c^2 + b_0^2 \operatorname{tg}^2 \gamma} (b_c + b_0 \operatorname{tg} \gamma - \sqrt{2b_0 b_c \operatorname{tg} \gamma}). \end{aligned} \quad (22)$$

Тогда длина отрезка ОМ определится как

$$\begin{aligned} OM = c &= \sqrt{x_M^2 + y_M^2} = \frac{b_0 b_c}{b_c^2 + b_0^2 \operatorname{tg}^2 \gamma} \times \\ &\times \sqrt{[(b_c + b_0 \operatorname{tg} \gamma) - \sqrt{2b_0 b_c \operatorname{tg} \gamma}]^2 (1 + \operatorname{tg}^2 \gamma)}. \end{aligned} \quad (23)$$

или с учетом (10)

$$c = \frac{b_0 \zeta_{\sigma, \mu}}{\zeta_{\sigma, \mu}^2 + \operatorname{tg}^2 \gamma} \left[ (\zeta_{\sigma, \mu} + \operatorname{tg} \gamma) - \sqrt{2 \zeta_{\sigma, \mu} \operatorname{tg} \gamma} \right] \sqrt{(1 + \operatorname{tg}^2 \gamma)}. \quad (24)$$

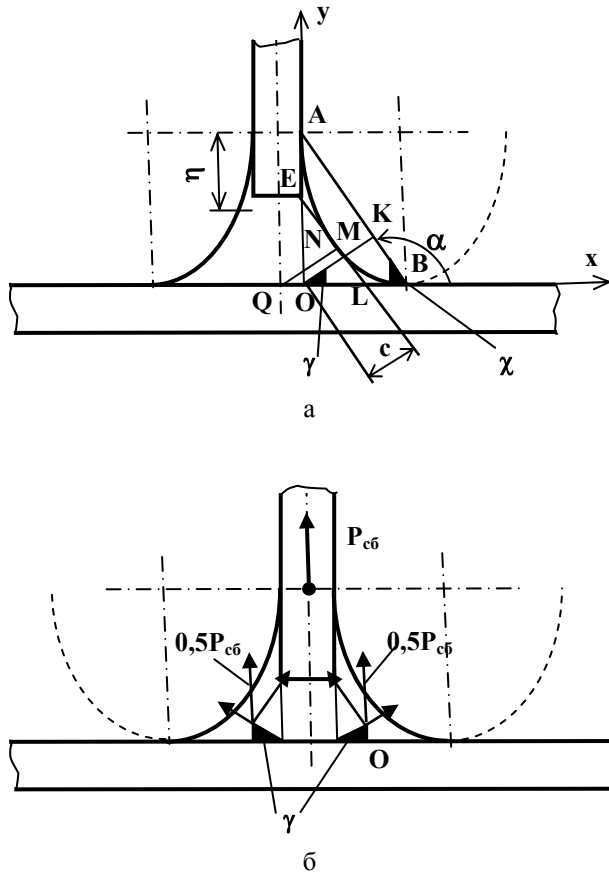


Рис. 7. Геометрические параметры клеевой галтели:  
а – геометрические параметры;  
б – перенос силы  $P_{c6}$  на площадку галтели  
и разложение ее на составляющие

Для нахождения  $c_{\max}$  в общем случае необходимо найти производную от (24) по  $\gamma$  (или  $\operatorname{tg} \gamma$ ) и, приравняв ее нулю, определить угол наклона ширины площадки, соответствующей максимальному эквивалентному напряжению (18) по компонентам (19).

Для случая, когда материал сотов и обшивки одинаков и условия нанесения клея на торцы сотов и склеивания соединения идентичны температуре и давлению

$$b_0 = b_c = b, \quad \zeta_{\sigma, \mu} = 1,$$

тогда

$$c = \frac{b_0}{1 + \operatorname{tg}^2 \gamma} \left[ (1 + \operatorname{tg} \gamma) - \sqrt{2 \operatorname{tg} \gamma} \right] \sqrt{(1 + \operatorname{tg}^2 \gamma)}. \quad (25)$$

На рис. 8 представлены значения  $\sigma_v$  с точностью до константы

$$A = \frac{P_{c6}}{2l_{\text{кш}} b},$$

посчитанной по формуле (18) с учетом выражений (19) и (24)\*.

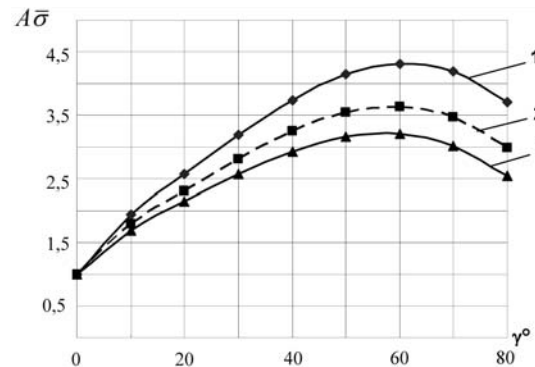


Рис. 8. Зависимость эквивалентных напряжений  $A\bar{\sigma}_v$  от угла наклона площадки приложенной силы  $\gamma$  клеевой галтели для различных соотношений свойств материалов сотов и обшивки  $\zeta_{\sigma, \mu}$ :  
1 –  $\zeta_{\sigma, \mu} = 0,75$ ; 2 –  $\zeta_{\sigma, \mu} = 1$ ; 3 –  $\zeta_{\sigma, \mu} = 1,25$

Основным недостатком аналитического расчета является не только приближенный характер используемых в нем математических моделей, но и невозможность с их помощью оценить несущую способность клеевой галтели при различном относительном уровне проникновения торцов граней СЗ в клеющую галтель  $\eta/b_0$  (рис. 6), как уже отмечалось выше в начале данной статьи.

В связи с этим ниже проведен анализ возможности уточнения несущей способности клеевых галтелей при различном относительном уровне проникновения в нее торцов граней СЗ с помощью конечноэлементных математических моделей. Эти модели позволяют выявить максимальные эквивалентные напряжения  $\bar{\sigma}_v^{\max}$  по неосредненным их компонентам с помощью зависимости (7). Выявляемый с помощью МКЭ весьма сложный характер распределения деформаций и напряжений в зоне клеевой галтели (рис. 9) демонстрирует высокую степень приближенности определения

\*) Как видно из рис. 8,  $\bar{\sigma}_v$  соответствуют углу наклона площадки  $\gamma = 60^\circ$ , что, вообще говоря, расходится с прогнозом работы [7], в которой априори принято  $\gamma = 45^\circ$ , хотя в диапазоне углов  $50^\circ \leq \gamma \leq 75^\circ$  имеет место пологий максимум относительно угла  $\gamma = 60^\circ$ . Относительное отклонение значения  $A\bar{\sigma}_v$  при  $\gamma = 60^\circ$  от этой величины при  $\gamma = 50^\circ$  составляет 1,6...2,2 %, а от  $\gamma = 70^\circ$  - 3,5...6 %. Это свидетельствует о том, что выбор площадки приложения нагрузки в диапазоне углов  $45^\circ \leq \gamma \leq 70^\circ$  не приведет при  $0,75 \leq \zeta_{\sigma, \mu} \leq 1,25$  к заметной погрешности в определении максимальных эквивалентных напряжений.

$\sigma_v^{\max}$  по их средним компонентам (19), действующим на нормальной площадке  $\sigma_{\max}$ .

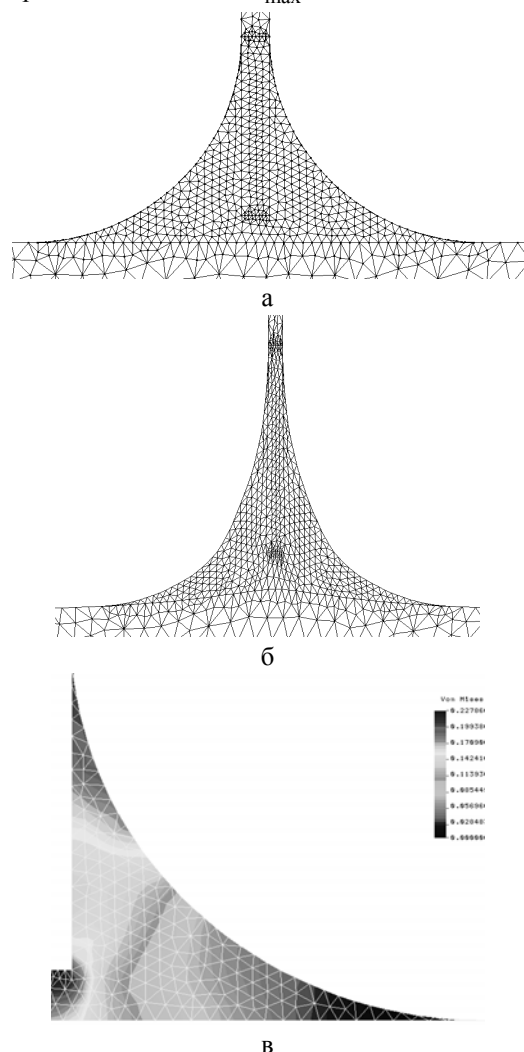


Рис. 9. Картина распределения деформаций и эквивалентных напряжений в клеевой галтели: а, б – распределение деформаций при различной относительной глубине погружения торцов граней СЗ в клеевую галтель; в – картина распределения эквивалентных напряжений

В то же время общеизвестна зависимость результатов расчета МКЭ от выбора размера конечных элементов, степени нерегулярности зоны определения напряжений в конкретной решаемой задаче [14]. В связи с этим в качестве примера в табл. 4 приведены результаты определения относительного максимального напряжения в клеевой галтели для двух клеев, имеющих модули упругости  $E_1=7$  ГПа и  $E_2=15,6$  ГПа, охватывающих практически весь диапазон встречающихся в практике клеевых композиций [1, 2].

Расчет проведен для случая  $\bar{\sigma}_v^{\max}$  для нормальных и касательных компонент напряжений  $\bar{\sigma}_{yi}$  и

$\bar{\tau}_{xyi}$ , полученных при  $\sigma_{C3}=1$  МПа. При этом исследовался случай одинакового материала СЗ и обшивки  $\zeta_{\sigma,\mu}=1$  и двустороннего нанесения клея на торцы сотов  $\bar{m}_\eta=1,2 \cdot 10^{-3}$  г/см<sup>2</sup>. Исследована алюминиевая фольга АМг2-Н:  $E_\phi=70$  ГПа;  $\sigma_{в\phi}=50$  МПа;  $\delta_\phi=0,03$  мм правильной шестигранной формы со стороной  $a=5$  мм.

Исходный размер катета клеевой галтели, определенный по формулам (15) – (17) при  $\bar{\eta}=1$ , равен  $b=0,234$  мм. Расчет проводился при трех размерах трехузловых конечных элементов  $r_{a1}=12$  мкм,  $r_{a2}=6$  мкм и  $r_{a3}=3$  мкм с целью проследить характер и динамику изменения результатов расчета  $\bar{\sigma}_v$  от этих размеров.

Таблица 4

Зависимость  $\bar{\sigma}_v^{\max} = f(\bar{\eta})$  для клеевой галтели от степени проникновения торцов граней СЗ в клей

| $b_0$                    | 0,205                        | 0,210                 | 0,219                 | 0,229                 | 0,234                 | $E_\eta$ , ГПа |
|--------------------------|------------------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|----------------|
| $\bar{\eta}$             | 0,131                        | 0,285                 | 0,589                 | 0,869                 | 1                     |                |
| $\bar{\sigma}_v(r_{a1})$ | <u>0,654</u><br>1322         | <u>0,476</u><br>1278  | <u>0,281</u><br>1212  | <u>0,224</u><br>1170  | <u>0,202</u><br>1446  | 15,6           |
|                          | <u>0,738</u><br>5236         | <u>0,519</u><br>4864  | <u>0,305</u><br>4744  | <u>0,228</u><br>4630  | <u>0,206</u><br>5806  |                |
|                          | <u>0,765</u><br>20472        | <u>0,581</u><br>19926 | <u>0,335</u><br>18820 | <u>0,243</u><br>18426 | <u>0,240</u><br>23088 |                |
|                          | $\bar{\sigma}_{v\text{апр}}$ | 0,782                 | 0,670                 | 0,380                 | 0,267                 | 0,295          |
|                          | $\bar{\sigma}_v(r_{a1})$     | 0,640                 | 0,478                 | 0,285                 | 0,238                 | 0,098          |
| $\bar{\sigma}_v(r_{a2})$ | 0,745                        | 0,507                 | 0,328                 | 0,255                 | 0,137                 | 7              |
|                          | $\bar{\sigma}_v(r_{a3})$     | 0,783                 | 0,604                 | 0,368                 | 0,284                 | 0,210          |
|                          | $\bar{\sigma}_{v\text{апр}}$ | 0,811                 | 0,756                 | 0,420                 | 0,327                 | 0,319          |
|                          |                              |                       |                       |                       |                       |                |

В табл. 4 обозначено: в строках  $\bar{\sigma}_v^{\max} = f(\bar{\eta})$  для  $E_\eta=15,6$  ГПа числители столбцов – значения  $\bar{\sigma}_v(r_{a1})$ ; знаменатели столбцов – число конечных элементов при моделировании клеевой галтели в соответствующей математической модели;  $\bar{\sigma}_{v\text{апр}}$  – значения  $\bar{\sigma}_v$  при аппроксимации зависимости  $\bar{\sigma}_v^{\max} = f(\bar{\eta})$  квадратичной функцией.

На рис. 10 приведены соответствующие зависимости  $\bar{\sigma}_v^{\max} = f(\bar{\eta})$  для различных размеров конечных элементов при аппроксимации полиномом третьей степени.

На рис. 11 приведены графики аппроксимации зависимости  $\bar{\sigma}_v = f(\bar{\eta})$  для различных клеев полиномом третьей степени для предельной величины конечных элементов в сравнении с результатами расчета по аналитической модели.

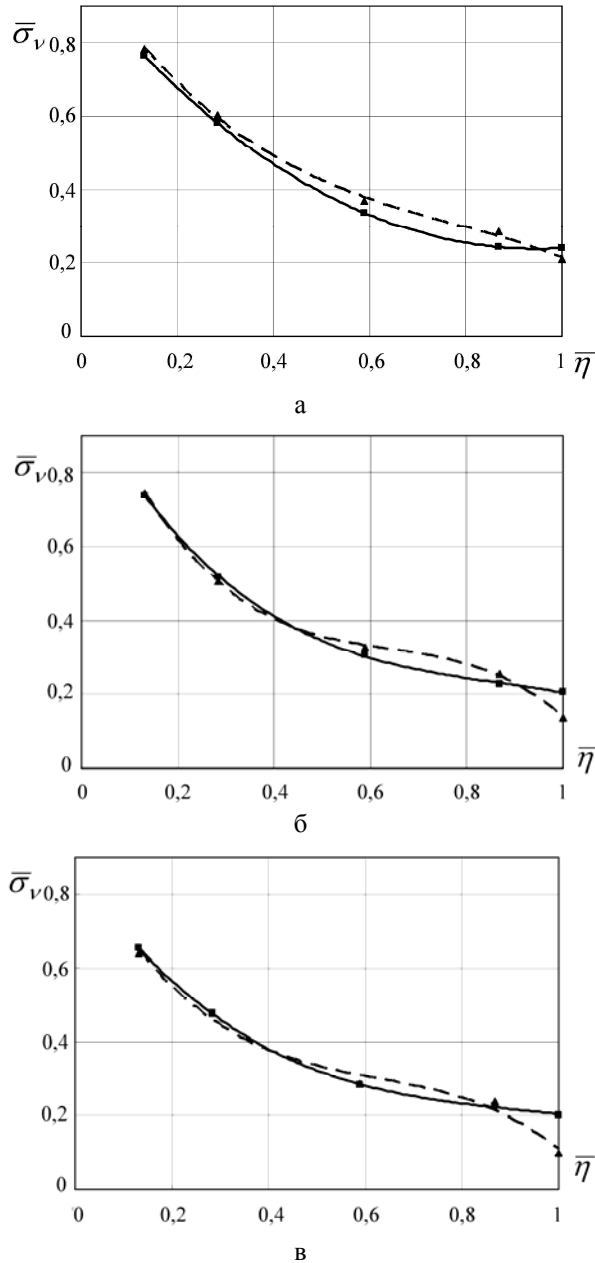


Рис. 10. Зависимость  $\bar{\sigma}_v = f(\bar{\eta})$  для различных размеров конечных элементов:  
а –  $r_a = 12$  мкм, б –  $r_a = 6$  мкм, в –  $r_a = 3$  мкм.  
— —  $E_\eta = 15,6$  ГПа; — — —  $E_\eta = 7$  ГПа

Рис. 12 демонстрирует пример зависимости

$$\bar{\sigma}_v = -0,0006r_a^2 - 0,004r_a + 0,782, \quad (26)$$

полученной обработкой данных столбцов  $\bar{\sigma}_v$  табл. 4 для различных размеров конечных элементов, соответствующей  $\bar{\eta} = 0,131$  и  $b_0 = 0,205$ , из которой следует, что при  $r_a \rightarrow 0$   $\bar{\sigma}_v = 0,782$ , что является «абсолютно точным» значением при данных размерах клеевой галтели.

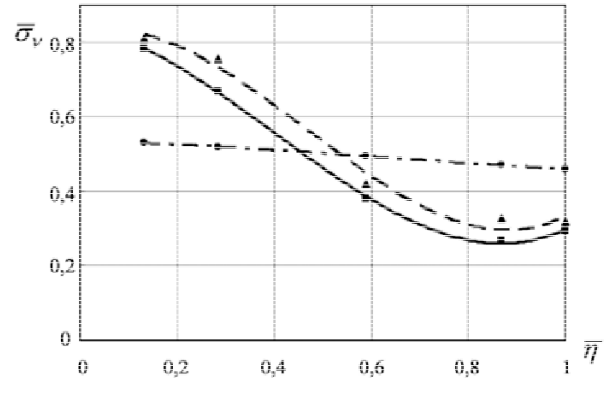


Рис. 11. Зависимость  $\bar{\sigma}_v = f(\bar{\eta})$  для различных клеев

при  $r_a \rightarrow 0$ :

— —  $E_\eta = 15,6$  ГПа; — — —  $E_\eta = 7$  ГПа;  
- · - - аналитическая зависимость

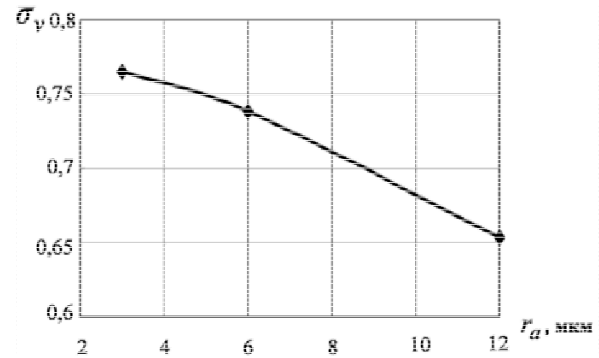


Рис. 12. Зависимость  $\bar{\sigma}_v = f(\bar{\eta})$

для клеевой галтели с параметрами:

$E_\eta = 15,6$  ГПа;  $\bar{\eta} = 0,131$ ;  $b_0 = 0,205$  мм (пример)

Из этого графика можно сделать качественный вывод о том, что для задач рассматриваемого класса при заданной точности результата, например 5 %, необходимо выбрать размер конечного элемента исходя из относительной погрешности

$$\frac{0,782 - \bar{\sigma}_v(r_a)}{0,782} \cdot 100\% = 5\%,$$

т.е.  $\bar{\sigma}_v(r_a) = 0,746$  и  $r_a = 5$  мкм.

Для сравнения результатов расчета по МКЭ с аналитической математической моделью по средним компонентам напряжений в соответствии с зависимостями (1) – (5) для случая  $\zeta_{\sigma,\mu} = 1$ ;  $\delta_c = 5$  мм;  $k = 1$ ;  $\beta = 60^\circ$  были определены максимальные эквивалентные напряжения  $\bar{\sigma}_{v \text{ анал}}^{\max}$  на площадке под углом  $\gamma = 60^\circ$  при напряжениях в фольге  $\bar{\sigma}_{C3} = 1$  МПа. Ширина площадки, определенная по формуле (24), составляла  $c_{60} = 0,435b_0$ . Результаты вычислений приведены в табл. 5 и показаны на графике рис. 11.

Таблица 5

Сравнение результатов расчета максимальных эквивалентных напряжений в клеевой галтели МКЭ и по аналитической математической модели

|                                                     |                        |       |       |       |       |       |
|-----------------------------------------------------|------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|
| $\bar{\eta}$                                        |                        | 0,131 | 0,285 | 0,589 | 0,869 | 1     |
| $b_0$ , мм                                          |                        | 0,205 | 0,210 | 0,289 | 0,229 | 0,234 |
| $\bar{\sigma}_{\text{v МКЭ}}^{\text{max}}$ ,<br>МПа | $E_{\eta}=7$<br>ГПа    | 0,811 | 0,756 | 0,420 | 0,327 | 0,319 |
|                                                     | $E_{\eta}=15,6$<br>ГПа | 0,782 | 0,670 | 0,380 | 0,267 | 0,295 |
| $\bar{\sigma}_{\text{v анал}}^{\text{max}}$ , МПа   |                        | 0,530 | 0,520 | 0,495 | 0,470 | 0,460 |

### Выводы

Проведенные выше исследования позволяют сделать следующие предварительные выводы.

1. Сравнение единичных (при  $\sigma_{C3}=1$  МПа) максимальных эквивалентных напряжений в клеевой галтели, полученных МКЭ в точке, где составляющие этих напряжений максимальны, и на основе аналитической математической модели для средних составляющих напряжений на наклонной площадке, позволяет сделать вывод об их качественной сопоставимости на всем интервале относительных глубин проникновения торцов граней C3 в клеевую галтель. Различие в относительной степени расхождения сравнительных результатов составляет при малых значениях  $\bar{\eta}$  35...32 %, а при полной глубине проникновения  $\bar{\eta}=1$  - 44...56 % (см. рис. 11) для различных значений модулей упругости клея, к которым результаты расчета МКЭ имеют сильную чувствительность в отличие от полученных аналитическим методом (см. табл. 2).

2. Результаты, полученные МКЭ, свидетельствуют о существенной зависимости уровня несущей способности клеевой галтели от глубины проникновения торцов C3 в клей. Так относительное различие в несущей способности в начале ( $\bar{\eta}=0,131$ ) и в конце ( $\bar{\eta}=1$ ) этого интервала составляет 60...62 % при разных модулях упругости клея.

3. Исходя из результата п. 2, по-видимому, следует рекомендовать производить склеивание панели с адресным нанесением клея на торцы C3 при технологическом режиме, по температуре и давлению обеспечивающем глубину проникновения торцов C3 в клей  $\bar{\eta} \geq 0,5$ .

4. Для более обоснованных рекомендаций, касающихся несущей способности клеевых галтелей при адресном нанесении клея на торцы сотов, представляется необходимым проведение дальнейших широких численных экспериментов, подкрепленных испытаниями представительных серий реальных образцов соединений исследуемого вида.

### Литература

1. Берсудский, В.Е. Технология изготовления сотовых авиационных конструкций [Текст] / В.Е. Берсудский, В.Н. Крысин, С.И. Лесных. – М.: Машиностроение, 1975. – 296 с.
2. Ендогур, А.И. Сотовые конструкции. [Текст] / А.И. Ендогур, М.В. Вайнберг, К.М. Иерусалимский. – М.: Машиностроение, 1986. – 200 с.
3. Двейрин, А.З. Сотовые конструкции в самолетах АНТК им. Антонова: опыт применения и перспективы [Текст] / А.З. Двейрин, В.С. Петропольский, А.М. Баранников // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов III Междунар. науч.-практ. конф. – Днепропетровск, 2009. – С. 98 – 104.
4. Сливинский, В.И. Объективные предпосылки эффективного применения сотовых конструкций [Текст] / В.И. Сливинский, Г.В. Ткаченко, А.Н. Колоскова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 25(2). – Х., 2001. – С. 109 – 115.
5. Концепция теоретического обеспечения технологии изготовления суперлегких панелей солнечных батарей космического назначения [Текст] / В.Е. Гайдачук, А.И. Грошевой, В.В. Кириченко, В.И. Сливинский // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. Харьк. авиац. ин-та им. Н.Е. Жуковского за 1997 г. – Х., 1998. – С. 322 – 327.
6. Огурек, О.Н. О выборе параметров клея для сотовых конструкций [Текст] / О.Н. Огурек, Л.М. Старики, В.Г. Бондарь // Вопросы оптимизации тонкостенных силовых конструкций: сб. науч. тр. Харьк. авиац. ин-та. – Вып. 3. – Х., 1977. – С. 73 – 79.
7. Создание рационального клеевого соединения сотовых заполнителей с обшивками в конструкциях авиационно-космического назначения [Текст] / В.Е. Гайдачук, Г.В. Ткаченко, О.А. Карпикова, В.И. Сливинский // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов III Междунар. науч.-практ. конф. – Днепропетровск, 2009. – С. 148 – 155.
8. Анализ альтернативных методов определения несущей способности сотовых конструкций при нанесении клея на торцы граней сотового заполнителя [Текст] / В.Е. Гайдачук, О.А. Карпикова, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов IV Межд. науч.-практ. конф. – Днепропетровск, 2011. – С. 60 – 75.
9. Технология производства панелей солнечных батарей космических аппаратов из полимерных композиционных материалов с сотовым заполнителем [Текст] / В.Е. Гайдачук, С.И. Весельский, В.В. Кириченко, В.И. Сливинский, Х.А. Эрнандес Тамayo // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов II Междунар. науч.-практ. конф. – Днепропетровск, 2007. – С. 81 – 86.

10. Несущая способность клеевого соединения сотовых заполнителей из алюминиевой фольги с обшивками в трехслойных конструкциях летательных аппаратов [Текст] / В.Е. Гайдачук, О.А. Карпикова, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев, С.М. Мельников // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов IV Междунар. науч.-практ. конф. – Днепропетровск, 2011. – С. 83 – 90.

11. Несущая способность трехслойных конструкций с сотовым заполнителем из полимерной бумаги при трансверсальном отрыве обшивок [Текст] / В.Е. Гайдачук, О.А. Карпикова, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической тех-

ники: сб. материалов IV Междунар. науч.-практ. конф. – Днепропетровск, 2011. – С. 76 – 82.

12. Гайдачук, В.Е. Выбор оптимального давления при формовании конструкций из полимерных композиционных материалов [Текст] / В.Е. Гайдачук, М.А. Сидоренкова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 16(3). – Х., 1999. – С. 25 – 37.

13. Беляев, Н.М. Сопротивление материалов [Текст] / Н.М. Беляев. – М.: Наука, 1976. – 608 с.

14. Каплун, А.Б. ANSYS в руках инженера: Практическое руководство [Текст] / А.Б. Каплун, Е.М. Морозов, М.А. Олферьева. – Едиториал УРСС, 2003. – 272 с.

Поступила в редакцию 14.02.2012

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

### ЗАЛЕЖНІСТЬ НЕСУЧОЇ ЗДАТНОСТІ СТІЛЬНИКОВИХ КОНСТРУКЦІЙ ПРИ ТРАНСВЕРСАЛЬНОМУ ВІДРИВІ ВІД ТЕХНОЛОГІЇ СКЛЕЮВАННЯ ОБШИВОК ІЗ ЗАПОВНЮВАЧЕМ

*В.Є. Гайдачук, О.О. Карпикова, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьєв*

Проведено аналіз несучої здатності тришарових конструкцій літальних апаратів, що піддані впливу внутрішнього тиску, зі стільниковим заповнювачем з алюмінієвої фольги та полімерного папери, приєднаним до несучих обшивок за допомогою клейової плівки або адресного нанесення клею на торці стільників у широкому діапазоні його фізико-механічних характеристик. Отримані результати свідчать про істотну залежність рівня несучої здатності клейовий галтелі від глибини проникнення торців стільників у клей. Показана можливість економії енергетичних ресурсів, що витрачаються в процесі збирання-склеювання конструкцій досліджуваного виду.

**Ключові слова:** тришарові конструкції, внутрішній тиск, трансверсальний відрив обшивок, стільниковий заповнювач, клейова плівка, адресне нанесення клею, клейова галтель, несуча здатність, збірка-склеювання.

### DEPENDENCE OF CARRYING CAPACITY OF CELLULAR STRUCTURES AT TRANSVERSALLY BREAK FROM GLUING TECHNOLOGY CLADDING WITH FILLER

*V.E. Gajdachuk, O.A. Karpikova, V.V. Kyrychenko, A.V. Kondratyev*

The analysis of the bearing capacity of sandwich structures of aircraft subjected to impact-charged internal pressure, a honeycomb of aluminum foil and the polymer of paper attached to the bearing casing by means of adhesive film deposition, or the address of glue on the ends of the honeycomb in a wide range of its physical and mechanical characteristics. The results indicate a strong dependence of the carrier level ability glue fillets on the depth of penetration of the ends of the comb in the glue. The possibility of saving energy resources expended in the process of assembling and bonding structures of the investigated species.

**Key words:** three-layer structure, internal pressure, transverse separation of skins, honeycomb, adhesive tape, the address adhesive, adhesive fillet, bearing capacity, the build-gluing.

**Гайдачук Віталій Євгеньєвич** – д-р техн. наук, проф., зав. каф. проектування ракетно-космічних апаратів, Національний аэрокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, e-mail: k403@d4.khai.edu.

**Карпикова Оксана Александровна** – аспірант каф. проектування ракетно-космічних апаратів, Національний аэрокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, e-mail: honeycom@ua.fm.

**Кириченко Валерій Васильєвич** – канд. техн. наук, доцент, проф. каф. проектування ракетно-космічних апаратів, Національний аэрокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, e-mail: v\_kyrychenko@mail.ru.

**Кондратьєв Андрій Валерьєвич** – канд. техн. наук, доцент каф. проектування ракетно-космічних апаратів, Національний аэрокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, e-mail: kondratyev\_a\_v@mail.ru.

УДК 624.318

Ю.В. БАТЫГИН, А.В. ГНАТОВ, Е.А.ЧАПЛЫГИН, Т.В. ГАВРИЛОВА

*Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Украина*

# ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ВОЗБУЖДЕНИЯ ВИХРЕВЫХ ТОКОВ В МАССИВНЫХ ПРОВОДНИКАХ ПОЛЕМ «РАЗОМКНУТОГО» ВИТКА

*В рамках статьи проведено описание экспериментальных исследований пространственного распределения вихревых токов, возбуждаемых полем плоского «разомкнутого» кругового витка в индукторных системах с немагнитными идеально проводящими металлическими объектами. В ходе экспериментальных исследований использовались круговые индукторы без разреза и с разрезом 90°. Полученные экспериментальные зависимости радиального распределения азимутальной составляющей индуцированного тока и азимутального распределения радиальной составляющей индуцированного тока сопоставлены с расчетными данными.*

**Ключевые слова:** магнитно-импульсная обработка металлов, индукторная система, напряжённость магнитного поля, электромагнитные процессы, индуцированный ток, вихревые токи.

## Введение

Магнитно-импульсная обработка металлов широко используется в современной промышленности. Основными операциями, которые используют данную технологию, являются магнитно-импульсная штамповка, «холодная» сварка, рихтовка металлических элементов обшивки автомобилей и самолетов. Например фирмы «Boeing», «Electroimpact» и «Fluxtronic» активно используют магнитно-импульсные технологии для восстановления корпусных элементов самолетов (рис. 1).

Широко распространённые инструменты магнитно-импульсной обработки металлов – это плоские одновитковые соленоиды. В известных публикациях по электродинамическим расчётам последние представляются замкнутыми круговыми контурами, что позволяет ввести условие аксиальной симметрии и существенно упростить решение задачи о поле изолированного витка на поверхности металлического объекта (это может быть и проводящее полупространство, и тонкая пластина) [1].

В действительности виток не является замкнутым круговым контуром, поскольку он является элементом, последовательно включаемым в цепь источника мощности. То есть, реально, в качестве инструмента магнитно-импульсного метода имеет место виток «с разрезом» или «разомкнутый» виток. Очевидно, что нарушение аксиальной симметрии формы источника поля (индуктора) ведёт к искажению силового воздействия на обрабатываемый объект. Последний фактор может объяснить многие неудачные применения электромагнитных полей для решения насущных технологических задач.



Рис. 1. Магнитно-импульсный комплекс фирмы «Boeing»

Теоретическому анализу электромагнитных процессов индукторной системе с «разомкнутым витком», расположенным над поверхностью идеально проводящего металла, посвящена работа [2]. Здесь классическим методом выполнено аналитическое решение соответствующей электродинамической задачи, проведены численные оценки, построены наглядные графические зависимости, на-

глядно иллюстрирующие влияние разреза в витке на распределение возбуждаемых полей и токов.

Однако, любые, пусть даже самые строгие, теоретические исследования должны апробироваться на предмет адекватности описываемым процессам. Степень достоверности полученных результатов устанавливается измерениями основных характеристик исследуемых явлений.

**Цель настоящей работы** – экспериментальные исследования пространственного распределения вихревых токов, возбуждаемых полем плоского «разомкнутого» кругового витка в индукторных системах с немагнитными идеально проводящими металлическими объектами.

### Постановка задачи исследования

Схема эксперимента представлена на рис. 2, где показаны выделенные линии, вдоль которых с помощью датчиков индукционного типа (рис. 3, [3]) проводились измерения тангенциальной и азимутальной составляющих напряжённости магнитного поля (взаимно перпендикулярные оси – XX и YY).

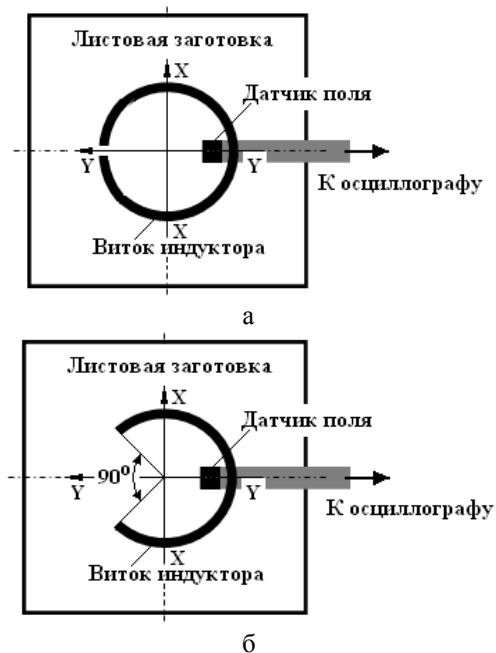


Рис. 2. Схема эксперимента (токопроводы подключения витков к генератору токовых импульсов – перпендикулярны к их плоскости):

- а – виток индуктора «без разреза» ( $\sim 6^\circ$ );
- б – виток индуктора «с разрезом» ( $\sim 90^\circ$ )

Витки с разрезами разной величины в терминах азимутального угла составляли  $\sim 6^\circ$  и  $\sim 90^\circ$  были выполнены из медной проволоки диаметром  $\sim 0.001$  м (рис.4).

Источником токовых импульсов служил генератор низковольтного напряжения, описанный в работе [4]. В качестве «идеально» проводящего объ-

екта была взята достаточно толстая медная пластина толщиной  $\sim d \approx 0,01$  м. Расстояние от витка до её плоскости составляло  $\sim h \approx 0,0025$  м. При рабочей частоте  $\sim f \approx 30$  кГц эффективная глубина проникновения поля будет равна  $\sim \Delta \approx 0,000375$  м. Если учесть эту величину в качестве поправки к расстоянию между витком и пластиной  $\sim (h + \Delta) \approx 0,002875$  м, то металл последней можно считать «идеально» проводящим.



Рис. 3. Система для измерения тангенциальной компоненты напряжённости магнитного поля – плотности тока, индуцированного в металле массивного проводника, а – конструктивное исполнение с выводом к осциллографу; б – собственно индукционный датчик, катушка индуктивности

В этом случае на поверхности объекта исследования (медной пластины) тангенциальная составляющая модуля вектора напряжённости магнитного поля будет равна модулю вектора плотности азимутальной компоненты индуцированного тока. А модуль азимутальной составляющей вектора напряжённости будет равен радиальной компоненте вектора плотности возбуждаемого тока. В полярной системе координат, привязанной в исследуемой индукторной системе это означает, что  $H_r \approx j_\phi$  и  $H_\phi \approx j_r$ .

Типичная осциллограмма измеряемого сигнала показана на рис. 5.

Для обработки результатов измерений выпишем из работы [2] необходимые зависимости для компонент вектора плотности индуцированного тока:

а) азимутальная составляющая, нормированная на максимум,

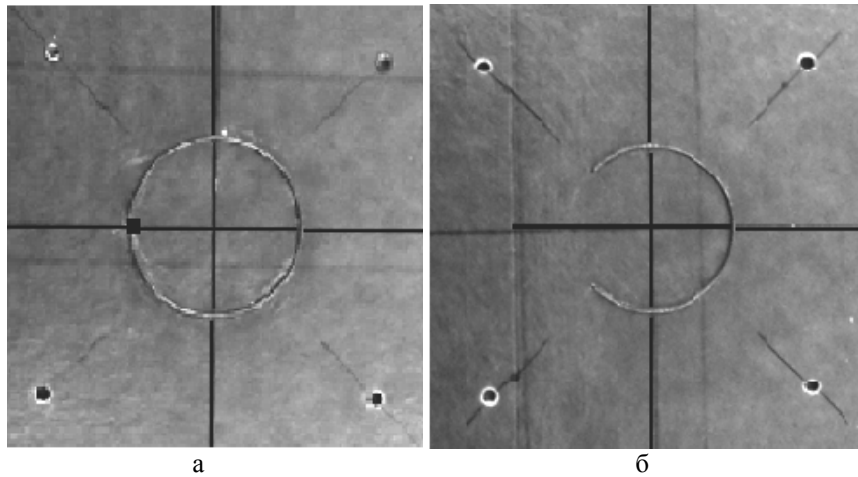


Рис. 4. Экспериментальные образцы витков с «разрезами»:  
а – виток индуктора «без разреза» ( $\sim 6^\circ$ ); б – виток индуктора «с разрезом» ( $\sim 90^\circ$ )

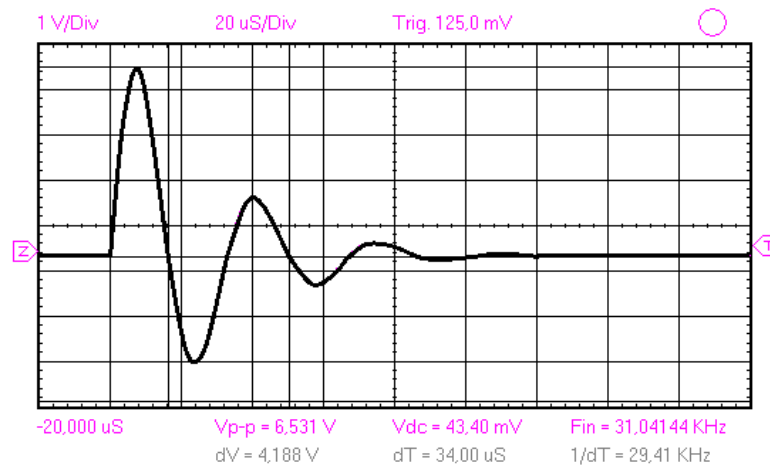


Рис. 5. Типичная осциллограмма тока, индуцированного в металле медной пластины

$$j_{\varphi-\text{отн}}\left(\frac{r}{R}, \varphi\right) = \sum_{n=0}^{\infty} F_n(\varphi_0) \cos(n\varphi) \left[ \int_0^{\infty} f_n(x) \times \right. \\ \left. \times \left( J_{n-1}\left(x \frac{r}{R}\right) - J_{n+1}\left(x \frac{r}{R}\right) \right) e^{-x \cdot \frac{h}{R}} dx \right], \quad (1)$$

б) радиальная составляющая, нормированная на максимум,

$$j_{r-\text{отн}}\left(\frac{r}{R}, \varphi\right) = \sum_{n=1}^{\infty} n \cdot F_n(\varphi_0) \cdot \sin(n\varphi) \cdot \left[ \int_0^{\infty} f_n(x) \times \right. \\ \left. \times \frac{J_n\left(x \frac{r}{R}\right)}{\left(\frac{r}{R}\right)} \cdot \frac{e^{-x \cdot \frac{h}{R}}}{x} dx \right], \quad (2)$$

$$\text{где } F_n(\varphi_0) = \begin{cases} \left( -\frac{2 \cdot \sin(n \cdot \varphi_0)}{\pi \cdot n} \right), & n \neq 0, \\ \left( 1 - \frac{\varphi_0}{\pi} \right), & n = 0, \end{cases}$$

$$f_n(x) = \frac{x}{4} \cdot [J_{n-1}(x) - J_{n+1}(x)].$$

### Экспериментальные и расчетные данные

Результаты измерений и расчётные данные, вычисленные с помощью формул (1) и (2), оформленные в виде графических зависимостей в относительных единицах с нормировкой на соответствующие максимумы, представлены на рис. 6, 7, 8 (нормировка на максимум, расчёт по формуле (1, 2)).

Анализ полученных результатов приводит к следующим выводам.

1. В зоне под разрезом в витке действительно имеет место существенное нарушение однородности пространственного распределения плотности индуцированных токов и снижение их амплитудных значений, что делает недопустимым приближение аксиальной симметрии в расчётах одновитковых индукторных систем.

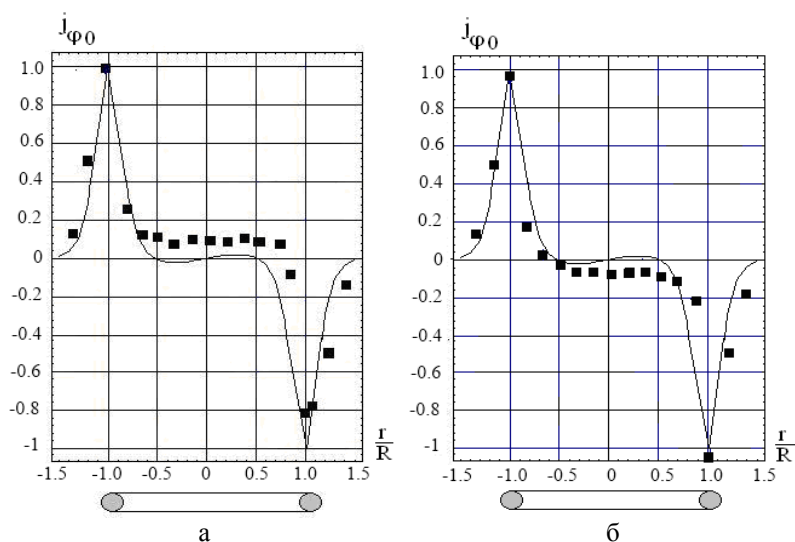


Рис. 6. Радиальные распределения азимутальной составляющей тока, индуцированного в металле массивного медного образца, вдоль оси XX: ■ – измерения; — – расчет, а – виток индуктора «без разреза» ( $\sim 60^\circ$ ); б – виток индуктора «с разрезом» ( $\sim 90^\circ$ )

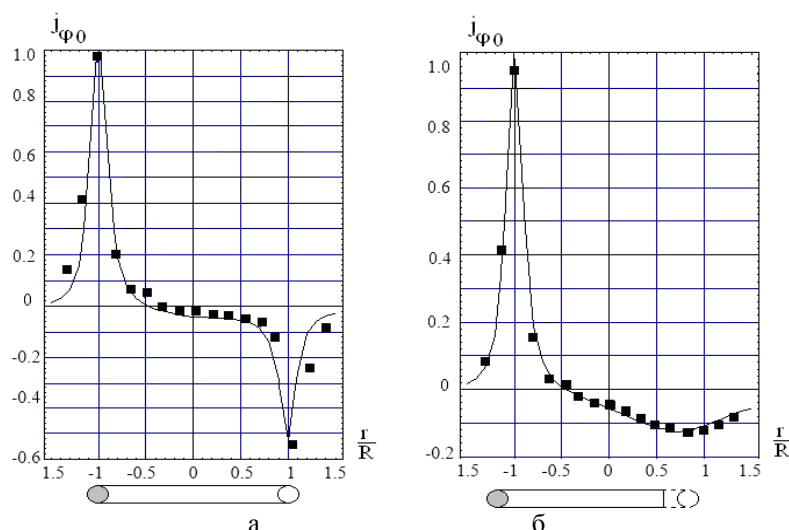


Рис. 7. Радиальные распределения азимутальной составляющей тока, индуцированного в металле массивного медного образца, вдоль оси YY: ■ – измерения; — – расчет, а – виток индуктора «без разреза» ( $\sim 60^\circ$ ); б – виток индуктора «с разрезом» ( $\sim 90^\circ$ )

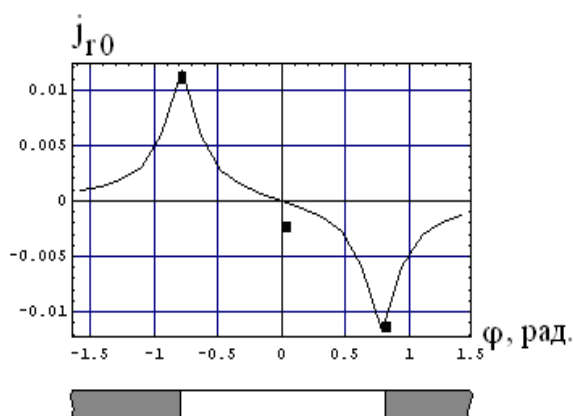


Рис. 8. Азимутальное распределение радиальной составляющей тока, индуцированного в металле массивного медного образца, витком «с разрезом» ( $\sim 90^\circ$ ): ■ – измерения; — – расчет

2. Нарушение аксиальной симметрии (виток с разрезом) есть причина появления радиальной составляющей индуцированного тока, пространственные максимумы радиальных токов располагаются вблизи краёв разреза в витке и имеют разные знаки, что говорит об их протекании в противоположных направлениях.

3. В целом, сравнение графиков различных компонент вектора плотности индуцированных токов показывает, что пространственная форма полного индуцированного тока формируется, в основном, вкладом азимутальной составляющей.

## Выводы

1. Проведены экспериментальные исследования процессов электродинамического возбуждения вихревых токов полем цилиндрического витка с

радиальным разрезом в металле с высоким значением удельной электропроводности.

2. Показано, что:

– в зоне под разрезом в витке имеет место существенное нарушение однородности пространственного распределения плотности индуцированных токов, делающее недопустимым аксиальное приближение в расчётах одновитковых индукторных систем для магнитно-импульсной обработки металлов;

– интегральная величина вектора плотности индуцированного тока формируется, в основном, вкладом его азимутальной составляющей.

### Литература

1. Батыгин, Ю.В. Импульсные магнитные поля для прогрессивных технологий [Текст]/ Ю.В. Ба-

тыгин, В.И. Лавинский, Л.Т. Хименко; под ред. Ю.В. Батыгина. – 2-е изд. – Харьков: МОСТ-Торнадо, 2003. – Т.1. – 284 с.

2. Батыгин, Ю.В. Цилиндрический виток конечной ширины с разрезом над идеально проводящим массивным проводником [Текст]/ Ю.В. Батыгин, А.В. Гнатов, Д.О. Смирнов // *Электротехника і електромеханіка*. – 2011. – №2. – С. 56 – 60.

3. Батыгин, Ю.В. Магнитно-импульсная обработка тонкостенных металлов [Текст]/ Ю.В. Батыгин, В. И. Лавинский. – Харьков: МОСТ-Торнадо, 2002. – Т.2. Импульсные магнитные поля для прогрессивных технологий. – 288с.

4. Бондаренко, А.Ю. Низковольтный генератор импульсов тока широкого частотного диапазона для физического моделирования [Текст]/ А.Ю. Бондаренко, Г.С. Сериков, Е.А. Чаплыгин // *Электротехніка і електромеханіка*. – 2007. – №6. – С. 66–69.

Поступила в редакцию 27.01.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, профессор, профессор каф. технологий производства летательных аппаратов М.Е. Тараненко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

### ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОЦЕСІВ ЗБУДЖЕННЯ ВИХРОВИХ СТРУМІВ У МАСИВНИХ ПРОВІДНИКАХ ПОЛЕМ «РОЗІМКНУТОГО» ВИТКА

*Ю.В. Батигін, А.В. Гнатов, Є.О. Чаплигін, Т.В. Гаврилова*

У рамках статті проведено опис експериментальних досліджень просторового розподілу вихрових струмів, що збуджуються полем плоского «розімкнутого» кругового витка в індукторних системах з немагнітними ідеально провідними металевими об'єктами. У ході експериментальних досліджень використовувалися кругові індуктори без розрізу й з розрізом 90°. Отримані експериментальні залежності радіального розподілу азимутальної складової індукованого струму та азимутального розподілу радіальної складової індукованого струму зіставлені з розрахунковими даними.

**Ключові слова:** магнітно-імпульсна обробка металів, індукторна система, напруженість магнітного поля, електромагнітні процеси, індукований струм, вихрові струми.

### EXPERIMENTAL RESEARCHES OF PROCESSES OF EXCITATION OF VORTICAL CURRENTS IN MASSIVE CONDUCTORS THE FIELD OF THE "OPENED" COIL

*Yu. V. Batygin, A. V. Gnatov, E. A. Chaplygin, T. V. Gavrilova*

This article contains the description of experimental researches of spatial distribution vortical currents induced by field of flat "open-ended" circular coil in inductor systems with nonmagnetic metal objects having perfect conductivity. During experimental researches circular inductor were used without a branch cut and with a branch cut 90°. The experimental dependences of radial distribution of an azimuth component of the induced current and azimuth distribution of a radial component of the induced current have been obtained. These dependences are compared to calculation data.

**Key words:** Magnetic-pulse processing of metals, inductor system, intensity of a magnetic field, the electromagnetic processes, the induced current, the vortical currents.

**Батыгин Юрий Викторович** – д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой физики, Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Харьков, Украина.

**Гнатов Андрей Викторович** – канд. техн. наук, доц., докторант каф. автомобильной электроники, Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Харьков, Украина.

**Чаплыгин Евгений Александрович** – канд. техн. наук, доц., доцент кафедры физики, Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Харьков, Украина.

**Гаврилова Татьяна Владимировна** – канд. физ.-мат. наук, доц., доцент кафедры физики, Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Харьков, Украина.

УДК 621.793

Г.И. КОСТЮК, Н.В. РУДЕНКО

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

## ЛАЗЕРНОЕ УПРОЧНЕНИЕ ЛЕГИРОВАННЫХ СТАЛЕЙ

*В работе предложены исследования влияния параметров лазерной закалки на глубину упрочненного слоя, его структуру и твердость. С этой целью была подвергнута лазерной обработке низкоуглеродистая сталь (0,1 % С), микролегированная ниобием в количестве 0,02 %. Лазерному упрочнению также подвергались стали с 0,3...0,4 % С, легированные хромом, никелем, молибденом. Из числа низколегированных сталей лазерному упрочнению были подвергнуты стали Х, 9ХГ и ХВГ, а также среднелегированная сталь ХВ4. Особо следует остановиться на лазерном упрочнении стали ШХ15. Лазерному упрочнению подвергали уже готовый инструмент, прошедший окончательную термическую обработку, изготовленный из различных марок стали – Р18, Р9, Р6М5, а также более сложнолегированных Р9К5, Р6М5К5, Р9М4К8, Р9М4К8Ф, Р12Ф514. Среди коррозионных сталей лазерному упрочнению подвергали хромистые стали мартенситного класса 20Х13, 30Х13, 40Х13, 95Х18, а также относящуюся к этому классу жаропрочную сталь 11Х12Н2В2МФ. Данные исследования являются актуальными в условиях современной тенденции улучшения эксплуатационных характеристик деталей авиационной техники.*

**Ключевые слова:** лазерный нагрев, поверхностный слой, структура зоны нагрева, глубина зоны нагрева, твердость зоны нагрева, микротвердость зоны нагрева.

### Введение

С точки зрения использования лазерного излучения для поверхностной обработки с целью упрочнения материалов представляют интерес три основных процесса:

- лазерный нагрев поверхностного слоя материала до температуры, не превышающей температуру плавления, выдержка при этой температуре и последующее охлаждение;
- нагрев материала до температур, превышающих температуру плавления, кристаллизация расплава и охлаждение закристаллизовавшегося материала;
- нагрев материала до температур, превышающих температуру его испарения, пластическая деформация за счет ударной волны, нагрев поверхностного слоя плазмой, образующейся при взаимодействии лазерного излучения с материалом.

Эти три режима лазерного нагрева и сопровождающие их физические явления лежат в основе методов поверхностного упрочнения.

### Постановка задачи и цель исследования

Особенностью лазерного нагрева является его локальный и импульсный характер. Еще одной особенностью лазерной обработки, обусловленной ее локальностью, является сопровождающая данный процесс автозакалка объемов изделия, нагретых до температур, выше критических точек сплава. Вследствие высокой теплопроводности металлов и спла-

вов, обрабатываемых лазерным излучением [1], скорость отвода тепла оказывается выше критической скорости закалки не только для среднеуглеродистых и высокоуглеродистых сталей, но и для сталей с низким содержанием углерода. Автозакалка является одним из существенных преимуществ лазерного упрочнения сталей, чугунов и других сплавов. Поэтому вопросы, связанные с возможностью управления термическими процессами, протекающими в поверхностном слое инструментальных и конструкционных материалов при облучении, являются одним из актуальных направлений на сегодняшний день.

Таким образом, целью данной работы является:

- исследование химического состава обрабатываемого сплава – содержание в нем легирующих элементов, а для сталей также содержание углерода и примесей;
- выявление исходной структуру обрабатываемого материала, степень ее стабильности, дисперсность, формы и размеры зерен;
- анализ атмосферы, в которой производится лазерная обработка;
- выделение покрытий и других способов повышения поглощательной способности обрабатываемой поверхности [2].

### Решение проблемы

Несмотря на постоянно возрастающее применение лазерного упрочнения в технике, конструкционные легированные стали и изделия из них занимают здесь достаточно скромное место. Объясняет-

ся это тем, что одно из достоинств лазерного нагрева – его локальность – применительно к деталям авиационной техники превращается в недостаток.

При исследовании влияния параметров лазерной закалки на глубину упрочненного слоя, его структуру и твердость на низкоуглеродистой стали (0,1 % С), микролегированной ниобием в количестве 0,02 % [3], установлено, что при удельной мощности 10...100 МДж/м<sup>2</sup> и скорости перемещения луча 2...30 мм/с структура зоны нагрева представляет собой смесь мартенсита и феррита. Твердость мартенсита повышалась по мере удаления от поверхности, что объясняется только уменьшением размеров кристаллов аустенита по мере понижения максимальной температуры нагрева при удалении от облучаемой поверхности и соответствующим измельчением кристаллов мартенсита. Твердость феррита практически не изменяется по глубине зоны нагрева.

Несколько шире перечень среднеуглеродистых легированных сталей. К их числу относятся стали 40Х, 30ХН3А, 37ХН3А и 20ХГСН14. За рубежом лазерному упрочнению также подвергались стали с 0,3...0,4 % С, легированные хромом, никелем, молибденом.

Как правило, поверхностные слои нагревались вплоть до оплавления, которое рассматривается как полезное явление, приводящее к заплавлению микротрещин и уменьшению шероховатости поверхности, что в свою очередь приводит к повышению усталостной прочности изделия. В этом состоит одно из главных целей лазерной термической обработки легированных конструкционных сталей.

Внешний слой зоны нагрева подвергается автозакалке из жидкого состояния и имеет характерную дендритную структуру, состоящую из мартенсита и небольшого количества остаточного аустенита. Второй, внутренний слой нагревался до температур, лежащих в интервале от температуры солидуса  $T_s$  до нижней критической точки  $A_{c1}$ .

Из числа низколегированных сталей лазерному упрочнению чаще других подвергаются стали Х, 9ХГ и ХВГ [4], а также среднелегированная сталь ХВ4 [4, 5]. В большинстве случаев использовались импульсные лазерные установки. Здесь в отличие от углеродистых сталей скоростная кристаллизация не дает четко выраженной дендритной структуры. Высокая температура нагрева способствует растворению карбидов, переходу всех легирующих элементов в аустенит и сильному повышению устойчивости последнего. При автозакалке фиксируется структура, состоящая из сравнительно крупноиглычатого мартенсита и значительного количества остаточного аустенита до 50 – 60 % [4].

Повышенное содержание остаточного аустенита в слое I нагрева приводит к тому, что твердость

(рис. 1) этого слоя оказывается ниже, чем у следующего за ним слоя II. В это же время, в следствие сильной легированности аустенита и в результате его фазового наклепа слой I зоны нагрева по твердости превосходит исходную структуру стали после закалки и низкого отпуска (слой IV).

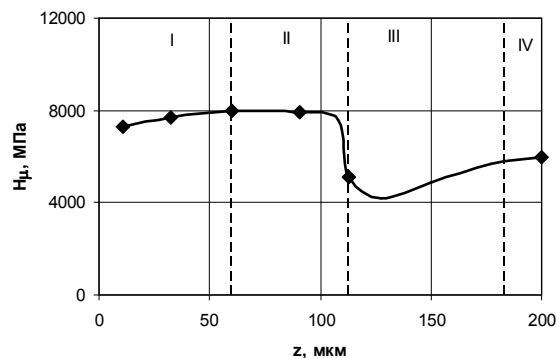


Рис. 1. Твердость зоны нагрева стали ХВГ

Количество остаточного аустенита быстро уменьшается при удалении от поверхности (рис. 2) и уже на глубине 50...60 мкм не превышает его содержание в данной стали при ее обычной объемной закалке (слой II). Для слоя II характерен мелкоиглычатый мартенсит. Все это приводит к тому, что твердость слоя II значительно выше, чем слоя I.

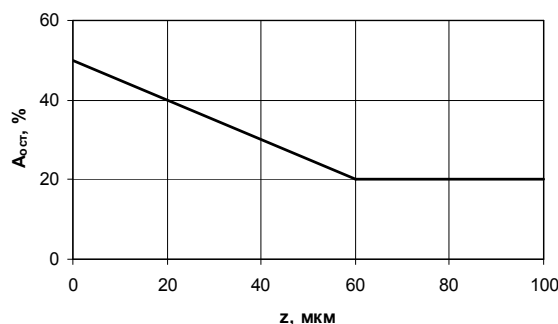


Рис. 2. Распределение остаточного аустенита по глубине зоны нагрева (сталь ХВГ)

Если лазерному упрочнению подвергается предварительно закаленная и отпущенная сталь в зоне нагрева различается также слой III скоростного лазерного отпуска, расположенного там где температура нагрева превышает температуру предварительного отпуска, но была ниже критической точки  $A_{c1}$ . По всей глубине слоя III фиксируется высокодисперсная ферритно-карбидная смесь типа троостита.

Пониженная твердость слоя I нагрева не позволяет максимально использовать преимущества лазерного упрочнения. Однако положение может быть исправлено двумя способами. Первый из них [3] заключается в подборе таких параметров лазерного излучения, которые исключают оплавление поверх-

ностных слоев. Другой способ повышения твердости слоя I заключается в использовании обработки холодом, то есть дальнейшее охлаждение стали после лазерной закали до криогенных температур.

Особо следует остановиться на лазерном упрочнении стали ШХ15, содержащей в соответствии с ГОСТ 5950-73 0,95...1,10 % C; 0,15...0,35 % Si; 0,15...0,4 % Mn и 1,30...1,65 % Cr. Лазерное упрочнение данной стали с помощью установок как импульсного, так и непрерывного действия получило широкое распространение [3, 4, 6, 7].

Зона нагрева на отожженной стали ШХ15 с исходной структурой зернистого перлита, как и у других сталей этого класса, состоит из двух слоев (рис. 3). Первый, закаленный из жидкого состояния, имеет мартенситно-аустенитную структуру, а его микротвердость лежит в пределах 7500...8000 МПа.

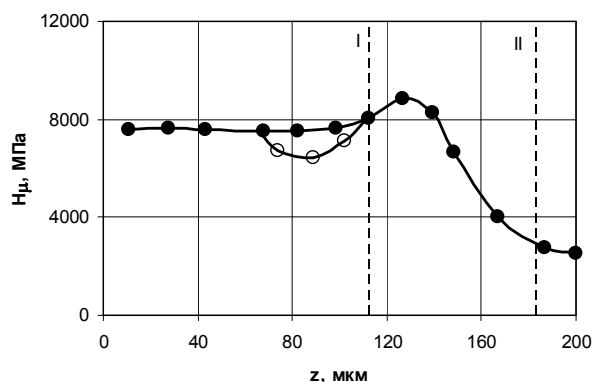


Рис. 3. Микротвердость зоны нагрева на стали ШХ15

Для слоя II характерны мелкоигльчатый мартенсит, небольшое количество остаточного аустенита и многочисленные карбиды, равномерно распределенные по всему его объему. Поэтому твердость этого слоя выше, чем слоя I, и достигает 9000...9500 МПа. Если в слое I количество остаточного аустенита доходит до 55...60 %, то в слое II оно быстро падает по мере удаления от поверхности с 40 % до нуля.

Образцы из стали ШХ15 стандартного химического состава (1,02 %; 1,5 % Cr) были подвергнуты объемной закалке от 850 °С в масло, затем часть образцов была отпущена при температурах 200, 400 и 600 °С в течение 2 часов. Таким образом, лазерному нагреву подвергалась сталь ШХ15 с пятью различными исходными структурами: зернистый перлит (отожженные образцы); сорбит отпуска (улучшенные образцы); троостит отпуска; отпущенный аустенит, мартенсит и карбиды (образцы после лазерной закали и низкого отпуска); мартенсит, остаточный аустенит и карбиды (закаленные образцы).

Проведенный подробный анализ структуры, фазового состава и микротвердости зон нагрева по-

казали, что все эти характеристики не зависят от исходной структуры стали при лазерном нагреве с оплавлением поверхности.

Глубина зоны лазерного нагрева [7] определяется степенью дисперсности исходной структуры стали. Графически это выражается как зависимость глубины зоны от температуры предварительного отпуска (рис. 4).

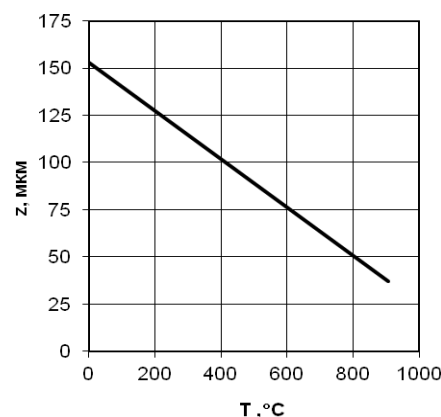


Рис. 4. Глубина зоны нагрева в зависимости от исходной структуры стали

При скоростном нагреве стали положение нижней критической точки  $A_{c1}$ , и скорость образования аустенита из перлита зависят от исходной структуры стали [7]. Чем меньше степень дисперсности структуры, тем ниже скорость образования аустенита при одной и той же скорости нагрева.

При лазерном нагреве стали температура быстро понижается при удалении от поверхности в глубину образца.

Широко применяется лазерная обработка таких популярных инструментальных сталей, как быстрорежущие [5, 7]. Дополнительное повышение теплостойкости этих сталей с помощью лазерного облучения позволяет существенно увеличить ресурс работы режущего инструмента и получить тем самым значительный экономический эффект. Как известно, теплостойкость инструментальных сталей можно увеличить за счет повышения температуры аустенизации при закалке, обеспечивающего большую насыщенность твердого раствора легирующими элементами. При лазерной обработке опасность охрупчивания стали маловероятна. Более того, лазерная закалка дает более мелкое зерно по сравнению с обычной закалкой.

Лазерному упрочнению подвергают чаще всего уже готовый инструмент, прошедший окончательную термическую обработку, изготовленный из различных марок стали – Р18 [7], Р9 [3], наиболее популярной в настоящее время быстрорежущей стали Р6М5 [6, 7] и ее зарубежных аналогов [3, 4], а также более сложнолегированных Р9К5, Р6М5К5, Р9М4К8,

P9M4K8Ф, P12Ф514 [7]. Для этой цели используются лазеры как импульсного, так и непрерывного действия, режимы облучения в одних случаях предусматривают оплавление тонкого поверхностного слоя, а в других исключают оплавление.

В первом варианте твердость слоя I зоны нагрева в результате полного растворения карбидов, повышения степени легированности аустенита и его устойчивости, может оказаться ниже, чем твердость исходной структуры стали, сформированной в процессе отпуска (рис. 5). В тоже время твердость слоя II, структура которого состоит из мелкоигольчатого мартенсита, небольшого количества остаточного аустенита и многочисленных карбидов, оказывается значительно выше и превосходит твердость не только слоя I, но и исходной структуры стали. Слой III представляет собой дисперсную ферритно-карбидную структуру, образовавшуюся в результате нагрева стали в интервале температур  $T_{\text{отп}} - A_c$ , где  $T_{\text{отп}}$  – температура предварительного печного отпуска. Твердость этого слоя несколько ниже, чем у исходной структуры стали.

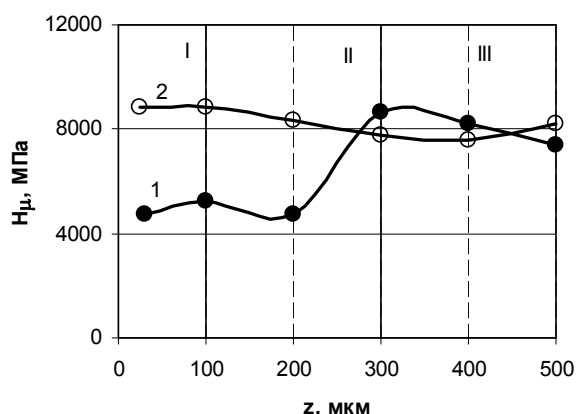


Рис. 5. Твердость стали P18:  
1 – лазерная закалка, 2 – дополнительный отпуск

Как отмечалось, лазерное упрочнение зависит от ряда факторов, среди которых далеко не последнее место принадлежит содержанию углерода и легирующих элементов.

В частности [4], для углеродистых сталей содержание углерода может рассматриваться как надежный критерий лазерной упрочняемости сталей. Но для легированных инструментальных сталей, имеющих близкое содержание углерода, но разное количество легирующих элементов, необходимо ввести так называемый углеродный эквивалент  $C_{\text{э}}$ , учитывающий влияние различных легирующих элементов на степень лазерного упрочнения. Значения  $C_{\text{э}}$  для некоторых широко используемых легированных сталей приведены в табл. 1.

Среди коррозионных сталей наиболее часто лазерному упрочнению подвергали хромистые стали

мартенситного класса 20X13, 30X13, 40X13, 95X18 и аналогичные им стали, а также относящуюся к этому классу жаропрочную сталь 11X12H2B2МФ [3, 4, 6, 7].

Таблица 1  
Значение углеродного эквивалента  $C_{\text{э}}$

| № п/п | Сталь | $C_{\text{э}}$ |
|-------|-------|----------------|
| 1     | 9ХС   | 1,27           |
| 2     | ШХ15  | 1,39           |
| 3     | ХВГ   | 1,40           |
| 4     | P6М5  | 3,1            |
| 5     | X12М  | 4,05           |

Лазерная обработка сталей 20X13, 30X13 и 40X13 проводилась с помощью лазеров импульсного и непрерывного действия. При этом твердость стали 20X13 составляет 6900...7200 МПа, а стали 40X13 – 8000...8900 МПа. А в результате лазерного упрочнения с оплавлением твердость стали повышается до 4000 МПа. Еще на одной коррозионно-стойкой стали – шарикоподшипниковой стали 9X18 максимальная твердость, равная 10000...13000 МПа, достигается на границе слоев I и II зон нагрева, тогда как твердость у поверхности на 2000 МПа ниже.

Установлено [5], что лазерное облучение коррозионно-стойкой стали аустенитного класса 12X18H9Т не вызывает каких-либо существенных изменений в ее структуре. Как в оплавленном слое I, так и в слое II зоны нагрева наблюдается однофазная аустенитная структура с двойниками в отдельных зернах, характерная для исходной структуры стали. Микротвердость составляет около 2700 МПа, то есть лазерное облучение этой стали не приводит к ее упрочнению.

## Заключение

Однако целью термической обработки сталей не всегда является упрочнение. Лазерный нагрев можно применять для смягчения поверхности и повышения коррозионной стойкости других нержавеющей сталей. Оплавление поверхностного слоя может приводить к образованию в нем мягкого слоя ферритной нержавеющей стали. При всем том высокая коррозионная стойкость достигается только после многократного оплавления, когда поверхностный слой приобретает однородную ферритную структуру.

## Литература

1. Костюк, Г.И. Тепловые процессы в материалах при лазерном нагревании [Текст] / Г.И. Костюк, Н.В. Руденко // Наукowo-технічний та громадський часопис Президії Академії інженерних наук України "Вісті": сб. науч. тр. Інженерної академії України. – Вып. 3(33). – К., 2007. – С. 269-278.

2. Костюк, Г.И. Поглощение энергии лазерного излучения поверхностью обрабатываемого материала [Текст]/ Г.И. Костюк, Н.В. Руденко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(55). – Х., 2008. – С. 137 – 147.
3. Гранкин, В.П. Лазерное излучение [Текст]/ В.П. Гранкин. – М.: Воениздат, 1977. – 192 с.
4. Григорьянц, А.Г. Основы лазерного термоупрочнения сплавов [Текст]: учебное пособие / А.Г. Григорьянц, А.Н. Сафронов. – М.: Высшая школа, 1988. – 159 с.
5. Коваленко, В.С. Лазерная технология [Текст]/ В.С. Коваленко. – К.: Вища шк. головное изд-во, 1989. – 176 с.
6. Коваленко, В.С. Упрочнение и легирование деталей машин лучом лазера [Текст]/ В.С. Коваленко, Л.Ф. Головкин, В.С. Черненко. – К.: Техника, 1990. – 192 с.
7. Лахтин, Ю.М. Материаловедение [Текст]: учеб. для высш. техн. учеб. завед. / Ю.М. Лахтин, В.П. Леонтьева. – М.: Машиностр., 1990. – 528 с.
8. Коваленко, В.С. Справочник по технологии лазерной обработки [Текст] / В.С. Коваленко, В.П. Котляров, В.П. Дятел. – К.: Техника, 1985. – 167 с.

Поступила в редакцию 16.01.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Технологии производства авиационных двигателей» А.И. Долматов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

### ЛАЗЕРНЕ ЗМІЦНЕННЯ ЛЕГОВАНИХ СТАЛЕЙ

*Г.І. Костюк, Н.В. Руденко*

В роботі запропоновано дослідження впливу параметрів лазерної обробки на глибину зміцненого шару, його структуру і твердість. З цією метою була повергнута лазерній обробці низьковуглецева сталь (0,1 % С), мікролегована ніобієм в кількості 0,02 %. Лазерному зміцненню також піддавалися сталі з 0,3...0,4 % С, леговані хромом, нікелем, молібденом. З числа низьколегованих сталей лазерному зміцненню були піддані сталі Х, 9ХГ і ХВГ, а також середньолегована сталь ХВ4. Окремо варто зупинитися на лазерному зміцненні сталі ШХ15. Лазерному зміцненню піддавали вже готовий інструмент, який пройшов остаточну термічну обробку, виготовлений з різних марок сталі - Р18, Р9, Р6М5, а також більш складнолегованих Р9К5, Р6М5К5, Р9М4К8, Р9М4К8Ф, Р12Ф514. Серед корозійних сталей лазерному зміцненню піддавали хромисті сталі мартенситного класу 20Х13, 30Х13, 40Х13, 95Х18, а також відноситься до цього класу жароміцна сталь 11Х12Н2В2МФ. Дані дослідження є актуальними в умовах сучасної тенденції поліпшення експлуатаційних характеристик деталей авіаційної техніки.

**Ключові слова:** лазерний нагрів, поверхневий шар, структура зони нагріву, глибина зони нагріву, твердість зони нагріву, мікротвердість зони нагріву.

### LASER HARDENING ALLOY STEELS

*G.I. Kostyuk, N.V. Rudenko*

Suggested in the paper studies the influence of the parameters of laser hardening of the depth of the hardened layer, its structure and hardness. With this purpose was plunged laser processing of low-carbon steel (0,1 % C), micro-alloying niobium in the number of 0,02 %. Laser hardening also suffered from steel with 0,3 to 0,4 % C doped with chromium, nickel, molybdenum. From the number of low-alloyed steels, laser hardening were subjected to become X, 9XG and XVG, as well as medium alloy steel XB4. Special emphasis should be placed on a laser hardening steel SHX15. Laser hardening subjected to the ready tool, the last final heat treatment, made of different steel grades - P18, P9, R6M5, as well as more complex P9K5, P6M5K5, P9M4K8, P9M4K8F, P12F514. Among corrosive steels, laser hardening subjected to chrome steels martensitic class 20X13, 30X13, 40X13, 95X18, as well as belonging to the class of heat-resistant steel 11X12H2B2MF. The research data are relevant in the context of the modern trends improve the operational characteristics of aircraft parts.

**Key words:** laser heating of the surface, the structure of the heating zone, the depth of the heating zone, the hardness of the heating zone, microhardness of heating zones.

**Костюк Геннадий Игоревич** – д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

**Руденко Наталья Владимировна** – канд. техн. наук, доцент каф. «Теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: RudenkoNV@yandex.ru.

УДК 621.865.6

А.А. АНДРЕЕВ<sup>1</sup>, Г.И. КОСТЮК<sup>2</sup>, Н.А. МИНАЕВ<sup>2</sup><sup>1</sup> *Национальный научный центр «ХФТИ», Украина*<sup>2</sup> *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

## ЭФФЕКТИВНЫЕ НАНОСТРУКТУРНЫЕ МНОГОСЛОЙНЫЕ ПОКРЫТИЯ ДЛЯ РЕЖУЩИХ ИНСТРУМЕНТОВ И ДЕТАЛЕЙ МЕДИЦИНСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ, РАБОТАЮЩИХ В ДИНАМИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ

*Показано, что максимальные остаточные напряжения сжатия в многослойном покрытии TiN–Ti составляют более 7,5 ГПа (энергия ионов 200 эВ), а приближаются к 7 ГПа при энергии 70 эВ, что подтверждается теоретическими результатами. В многослойной системе TiN–Ti при слое титана менее 120 нм достигаются высокие: микротвердость  $H = 35\text{--}36$  ГПа и индекс пластичности  $H/E$  0,11...0,12. Толщины слоев Ti более 30 нм оказывается достаточной, чтобы развитие напряженно-деформированного состояния в слоях TiN проходило без их существенной релаксации. Проведён анализ влияния на структуру, упруго напряженно-деформированное состояние и механические характеристики многослойной системы Ti–TiN, толщины Ti подслоя (в интервале 30–250 нм) и величины потенциала смещения ( $U_n$ )*

**Ключевые слова:** метод рентгеновской тензометрии, микротвёрдость, эволюционные методы, вакуумно-дуговые покрытия, макронапряжения сжатия

### Введение

В изделиях авиационной техники практически на все металлические детали и узлы наносятся те или иные покрытия в целях защиты их от коррозии, действия высоких температур и придания требуемого декоративного вида. Для повышения жаростойкости жаропрочных материалов, используемых в авиационных двигателях при температурах выше 1000°C, применяются такие методы формирования покрытий, как электронно-лучевое напыление, термомодифицирующая обработка и некоторые другие.

Применение покрытий в производстве летательных аппаратах, на режущих инструментах в ответственных деталях машиностроения, и особенно в имплантантах конструкций в теле человека, где к ним предъявляются требования: высокая износостойкость, способность к многоциклового динамическому воздействию (сопротивлению динамическим нагрузкам), высокая третино-коррозионная стойкость при биологической индифферентности в агрессивной среде.

Многослойные покрытия Ti–TiN проявляют повышенное сопротивление разрушению по сравнению с однослойными (однофазными) TiN покрытиями в связи с более низким модулем упругости Ti по сравнению с TiN и торможением развития трещин в плоскости такого слоистого покрытия. Проведенные исследования показали, что в вакуумно-дуговых покрытиях с относительно большими тол-

щинами слоев в периоде многослойной системы наибольшую третиностойкость при сохранении большой твердости можно ожидать при толщине слоев Ti около 120–130 нм [1–3].

Влияние многослойности покрытия на релаксацию напряжений в слоях сказывается при очень малых периодах (с суммарной толщиной слоев в периоде менее 20–25 нм при отношении толщины слоев Ti к TiN не меньше ¼) [4]. Однако в случае приграничного перемешивания твердость таких многослойных систем относительно невысока. В этой связи следует отметить, что в случае использования вакуумно-дугового метода с высокой степенью ионизации и относительно высокой энергией осаждаемых частиц (что достигается при подаче потенциала смещения) в отличие, например, от термического или магнетронного метода нанесения, при малых толщинах слоев перемешанные в результате имплантации зоны будут перекрываться, и слои Ti будут обогащаться азотом, что приводит к потере преимуществ, связанных с пластичностью титановых слоев в таких многослойных системах. Это определяет минимальную толщину Ti слоя, используемого в работе для обеспечения не перемешанной титановой прослойки, которая составляла 30 нм. По максимальной толщине в работе было установлено ограничение – 250 нм титанового слоя, при превышении которой, по данным работ [1–3], происходит резкая потеря твердости покрытия.

Основной целью работы являлось проведение анализа влияния на структуру, упруго напряженно-деформированное состояние и механические характеристики многослойной системы Ti–TiN, толщины Ti подслоя (в интервале 30–250 нм) и величины потенциала смещения ( $U_n$ ) при достаточно толстых, обеспечивающих высокую твердость, слоях TiN.

### Методика проведения исследований

Покрытия осаждались на установках «Булат-6» с использованием в качестве испаряемого материала титана ВТ1-0. Подложки были расположены на расстоянии от испарителя 250 мм. В качестве базовых использовались полированные подложки из нержавеющей стали 12Х18Н9Т с размерами 20х20х3 мм и медной фольги толщиной 0,2 мм, которые предварительно промывали щелочным раствором в ультразвуковой ванне и затем нефрасом С2-80/120. Осаждение слоев титана производилось при давлении остаточных газов  $P = 2 \cdot 10^{-5}$  мм.рт.ст и слоев TiN при давлении азота  $5 \cdot 10^{-3}$  мм.рт.ст. Средняя скорость нанесения составляла 1 нм/с.

Число слоев при разной их толщине выбиралось таким образом, чтобы суммарная толщина покрытия составляла около 7 мкм.

Варьировалась величина отрицательного потенциала подложки: от «плавающего» потенциала (устанавливавшегося самосогласованно и составлявшего -3...-15 В до постоянной величины потенциала  $U_n = -40$  В, -70 В и -200 В,  $I_d = 85$ –90 А. Режимы получения покрытий приведены в табл. 1.

Фазовый состав и структурное состояние исследовалось методом рентгеновской дифракции на дифрактометре ДРОН-3М в излучении Cu–K $\alpha$  с использованием во вторичном пучке графитового монохроматора. Съемка дифракционного спектра для фазового анализа проводилась в схеме  $\theta$ –2 $\theta$  сканирования с фокусировкой по Брегу-Брентано в интервале углов от 25...90 град. Съемка осуществлялась в поточечном режиме с шагом сканирования  $\Delta(2\theta) = 0,05$ ...0,2 угловых градуса и длительностью накопления импульсов в каждой точке 20...40 с (в зависимости от ширины и интенсивности дифракционных максимумов). Для расшифровки дифрактограмм использовалась база дифракционных данных JCPDS. Размер кристаллитов определялся по уширению первых дифракционных линий (для наименьшего влияния микродеформации) из соотношения Селякова-Шеррера.

Остаточные макронапряжения в покрытиях TiN с кубической кристаллической решеткой определялись методом рентгеновской тензометрии (« $a - \sin^2\psi$ » - метод) и его модификацией в случае сильной текстуры аксиального типа. В последнем случае

измерение межплоскостных расстояний производилось от различных плоскостей при определенных, кристаллографически заданных углах наклона  $\psi$  образца [5]. В качестве базисных для определения упругой макродеформации помимо плоскостей текстуры использовались отражения под соответствующими к плоскостям текстуры кристаллографическими углами  $\psi$ .

Таблица 1  
Режимы получения и механические характеристики вакуумно-дуговых многослойных покрытий системы Ti–TiN

| № | $U_n$ , В        | Отношение времени осаждения 1 и 2 слоев, давление, Р, мм.рт.ст. | Число парных слоев | Твердость, Н, ГПа | Модуль упругости, Е, ГПа |
|---|------------------|-----------------------------------------------------------------|--------------------|-------------------|--------------------------|
| 1 | -210             | $2 \cdot 10^{-5}$<br>1/10<br>$5 \cdot 10^{-3}$                  | 20                 | 36                | 327,3                    |
| 2 | -70              | $2 \cdot 10^{-5}$<br>1/10<br>$5 \cdot 10^{-3}$                  | 20                 | 36                | 313                      |
| 3 | -45              | $2 \cdot 10^{-5}$<br>1/10<br>$5 \cdot 10^{-3}$                  | 20                 | 35                | 321                      |
| 4 | -4<br>...<br>-15 | $2 \cdot 10^{-5}$<br>1/10<br>$5 \cdot 10^{-3}$                  | 20                 | 39                | 326,6                    |
| 5 | -210             | $2 \cdot 10^{-5}$<br>1/10<br>$5 \cdot 10^{-3}$                  | 8                  | 34                | 314,8                    |
| 6 | -210             | $2 \cdot 10^{-5}$<br>1/10<br>$5 \cdot 10^{-3}$                  | 7                  | 25                | 312,5                    |
| 7 | -210             | $2 \cdot 10^{-5}$<br>1/10<br>$5 \cdot 10^{-3}$                  | 30                 | 24                | 268,8                    |

Наноиндентирование проводили с помощью индентора «МИКРОН-ГАММА» с пирамидой Берковича при нагрузке 50 Н с автоматически выполняемыми нагружением и разгрузением на протяжении 30 сек, а также записью диаграмм нагружения и разгрузки в координатах F(h) (F – нагрузка, h – перемещение индентора). Значения характеристик F,  $h_{max}$ ,  $h_p$ ,  $h_c$ ,  $H_{IT}$ ,  $E_{IT}$ ,  $E_{IT}^*$  определялись и вычислялись автоматически по стандарту ISO 14577-1:2002.

Остаточные напряжения покрытий определялись методом многократных наклонных съемок (« $a - \sin^2\psi$ » - методом). Анализ напряженного состояния в TiN слоях по углу наклона « $a - \sin^2\psi$ » - графиков свидетельствует о сжимающем характере напряжений развивающихся в покрытии. На рис. 1 а и б приведены зависимости остаточных напряжений в TiN слоях, толщиной около 300 нм, и периода TiN решетки в ненапряженном сечении « $a - \sin^2\psi$ » - графика (для  $\sin^2\psi_0 = 2\nu/(1+\nu)$ , где  $\nu$  – коэффициент Пуассона) от отрицательного потенциала смещения на подложке.

Видно, что сильная зависимость  $\sigma_{сж}(U_p)$  наблюдается до  $U_p = -70$  В. При большем  $U_p$  величина напряжений сжатия изменяется незначительно приближаясь к значению -7 ГПа.

Изменение периода решетки от величины  $U_p$  носит немонотонный характер: резкое возрастание при малых  $U_p$  с дальнейшим небольшим спадом (рис. 1,б)

Было проведено также сравнение структуры и напряженного состояния системы TiN–Ti при разной толщине (размерный фактор) слоя Ti (рис. 2). Из рис. 2 видно, что даже при наименьшей толщине TiN слоя (125 нм, обр. 7) происходит формирование текстуры с плоскостью (111) параллельной поверхности роста однако степень ее совершенства невысока. В слоях титана с гексагональной решеткой формируется текстура с базисной плоскостью (002) параллельной поверхности роста. Формирование такой текстуры в кристаллической решетке титана гексагонального типа может определяться положением титановых атомов в плоскости (111) гранецентрированной кубической решетки TiN слоев.

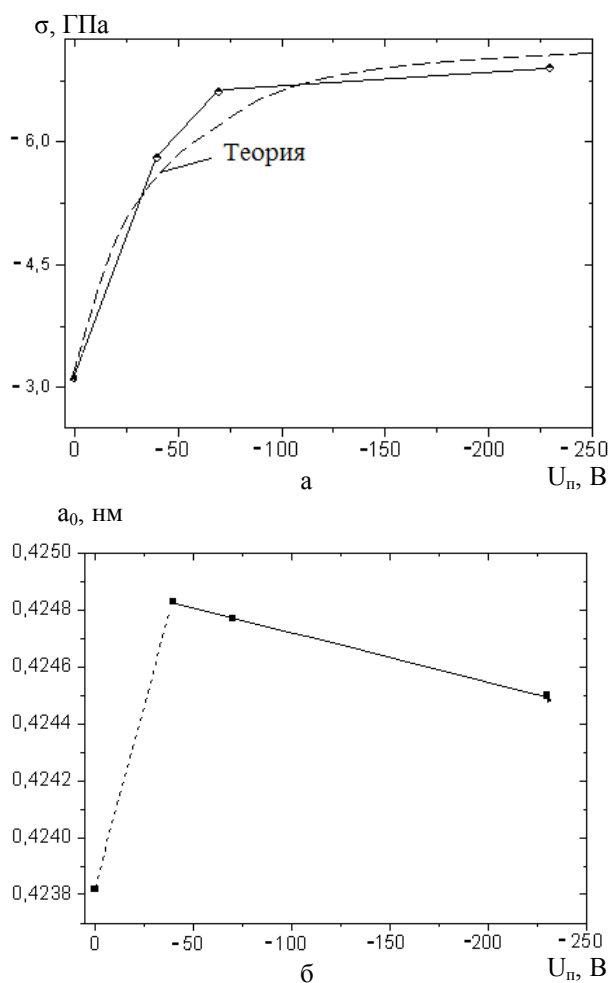


Рис. 1. Зависимости изменения остаточных напряжений от величины  $U_p$  для многослойной системы TiN(300 нм)/Ti(30 нм)

При этом период гексагональной решетки титана  $a = 0,29586$  нм, что близко к табличному значению, а период решетки титана  $c = 0,47249$  нм, что несколько превышает табличные значения. Увеличенный период решетки, по данным [3], свидетельствует о наличии в междоузлиях внедренных атомов, таких, как азот.

При более тонком слое титана 30 нм увеличенными являются как период решетки  $a = 0,29601$  нм, так и период  $c = 0,48344$  нм, что свидетельствует об очень высоком содержании в таком титановом слое примесных (азотных) атомов и развитии напряжений сжатия.

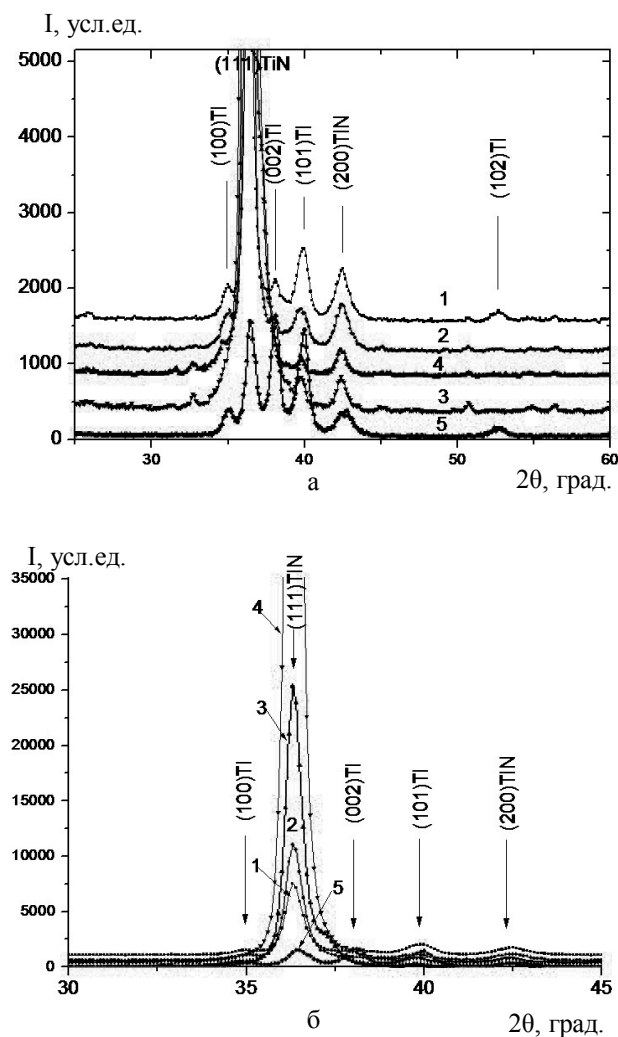


Рис. 2. Участки дифракционных спектров от многослойной системы TiN–Ti с разными толщинами слоев, полученной при  $U_p = -210$  В: 1 – образец №6, 2 – образец №5, 3 – образец №1, 4 – однослойный TiN, 5 – образец №7; а – общий вид участка спектра, б – область наиболее интенсивных рефлексов

Для относительно большого объемного содержания Ti (около 50 об.%) для многослойного покрытия №7, мы имеем сравнительно невысокую степень текстурированности TiN кристаллитов с плоскостью (111), параллельной поверхности роста, тогда как при увеличении толщины TiN слоя до 300 нм и малом объемном содержании Ti – 10% или при большей толщине TiN слоя (780 нм), но большем объемном содержании Ti составляющей 20 и 30 % текстура (111) TiN – усиливается. Степень текстурированности, показателем которой выступает отношение интегральных интенсивностей пиков от плоскостей (111) и (200) увеличивается от 4,1 нм для многослойной системы №7 до 10,7 нм для системы №6, 18,7 нм для системы №5 и до 59 нм для системы №1.

Рентгеновская тензометрия (« $a - \sin^2\psi$ » - метод) показала, что при наименьшей толщине TiN слоя 125 нм (удельный объем в многослойном покрытии около 50%, что эквивалентно толщине TiN слоя 3,5 мкм) напряжения сжатия при  $U_n = -200$  В составляют -5,5 ГПа, что несколько ниже, чем в более толстых слоях (300 нм). Таким образом, с увеличением толщины TiN слоя от 125 нм до 300 нм и повышению совершенства текстуры с плоскостью (111) параллельной поверхности роста, макронапряжения (т.е. скореллированное в макрообъеме изменение межплоскостного расстояния в кристаллических решетках) несколько увеличиваются и достигают, по-видимому, предельной для упругого деформирования сжатием кристаллической решетки вакуумно-дуговых TiN покрытий, величины около -7 ГПа, при дальнейшем увеличении толщины слоя TiN величина сжимающих макронапряжений при росте совершенства текстуры изменяется слабо.

Результаты измерения механических характеристик (твердость, Н и модуль упругости) покрытий наноиндентированием приведены в двух последних колонках табл. 1.

Видно, что наиболее высокой твердостью, относящей их к сверхтвердым материалам, обладают покрытия, полученные при времени осаждения 30 с при давлении остаточных газов  $2 \cdot 10^{-5}$  мм.рт.ст. и 300 с. при давлении азота  $5 \cdot 10^{-3}$  мм.рт.ст. При этом увеличение  $U_n$  сопровождающееся повышением средней энергии и размытием в результате действия радиационного фактора межслойных границ приводит к небольшому уменьшению твердости. Подобным образом изменяется и индекс пластичности.

Показано, что основу дифракционного спектра составляют рефлексы от TiN фазы. Подача потенциала смещения приводит к изменению преимущественной ориентации кристаллитов от перпендикулярной поверхности роста оси (100) при

низком потенциале смещения до (111) при высоком  $U_n$ . Таким образом, наблюдаемое изменение структуры в слоях TiN, толщиной 300 нм, при увеличении  $U_n$  аналогично наблюдаемым структурным изменениям в однослойных TiN покрытиях, толщиной 7...8 мкм [6].

Проведенное методом рентгеновской тензометрии (« $a - \sin^2\psi$ »-метод) исследование упруго напряженно-деформированного состояния многослойных покрытий показало, что повышение потенциала смещения от «плавающего» до -70В приводит к росту напряжений сжатия в фазе TiN от -3,1 ГПа при «плавающем» потенциале до -6,6 ГПа при  $U_n = -70$  В. При этом развитие высокой деформации сжатия в кристаллической решетке приводит к уменьшению среднего размера кристаллитов от 19 нм до 11,8 нм. Видимо деформация решетки 2,04...2,10%, что соответствует напряжениям сжатия - 6,6 ... - 6,8 ГПа является предельной для получаемой в нашем случае TiN фазы, т.к. дальнейшее увеличение  $U_n$  до -200В не приводит к существенному увеличению остаточных напряжений, а следствием такого высокоэнергетического воздействия является совершенствование текстуры (111) [7] при одновременном увеличении среднего размера кристаллитов в направлении падения пленкообразующих частиц (от 11,8 до 17 нм) и уменьшении величины периода решетки. Основной причиной формирования остаточных напряжений сжатия начиная с малых толщин слоев являются имплантационные процессы, сопровождающиеся как в толстых покрытиях, так и в относительно тонких слоях (300 нм) увеличением периода кристаллической решетки.

Это связано с тем, что высокая плотность ионного потока, характерная для вакуумно-дугового метода, определяет при имплантации ионов в приповерхностные слои увеличение периода решетки и формирование сжимающих напряжений в связанном с подложкой покрытии. При большой величине отрицательного потенциала смещения ( $U_n > -70$  В) вторичное распыление легких атомов (к которым в системе TiN можно отнести атомы азота) определяет уменьшение периода решетки при относительно небольшом изменении напряженного состояния сжатия, развитие которого определяется избытком атомов в междокристаллитной области.

Таким образом, немонокотное изменение периода решетки в ненапряженном сечении от  $U_n$  можно объяснить преимущественно имплантационными процессами («in situ» имплантацией в субповерхностные слои растущего покрытия на глубину до 1 нм) при невысоких значениях  $U_n$  и относительным обеднением покрытия по легким атомам азота в результате их распыления с поверхности роста при большом (-70В ... -200В) потенциале смещения.

Анализируя механические характеристики можно отметить, что при толщине слоя титана в многослойной системе TiN/Ti менее 125 нм достигаются достаточно высокие механические свойства (твердость 34...36 ГПа при индексе пластичности  $H/E^* = 0,11...0,12$ ), что при известном из литературе росте трещиностойкости таких покрытий [8–10] делает их перспективными для использования в условиях действия высокой знакопеременной нагрузки.

Также можно отметить не характерное для однослойных покрытий повышение твердости при понижении  $U_n$  вплоть до значений близких к нулевым. В случае многослойных систем такое повышение механических характеристик можно объяснить повышением планарности межслойных границ (меньшем перемешивании) при понижении  $U_n$  и соответственно увеличение толщины перемешанного слоя на границе при повышении  $U_n$  и, соответственно, средней энергии бомбардирующих растущее покрытие частиц.

### Заключение

1. Установлено, что в слоях нитрида титана, толщиной 300 нм и более при подаче потенциала смещения развивается текстура (111). Степень совершенства текстуры повышается с увеличением толщины слоя, что свидетельствует о ростовом характере зарождения такого типа текстуры, стимулированной радиационной бомбардировкой при осаждении вакуумно-дуговых покрытий.

2. Толщины слоев Ti более 30 нм оказывается достаточной, чтобы развитие напряженно - деформированного состояния в слоях TiN проходило без их существенной релаксации. Тоже проявляется и при более толстых титановых слоях: 125 нм и 250 нм.

3. При увеличении потенциала смещения происходит рост макронапряжений сжатия в TiN фазе. Причем выход на максимальное значение макронапряжений сжатия происходит уже при относительно невысоком  $U_n = -40...-70В$ , а при большем  $U_n$  при сохранении практически постоянного значения макронапряжений сжатия около -6,5 ГПа, происходит рост совершенства текстуры (приводит к повышению относительной интенсивности текстурных пиков) и обеднение по легким атомам (приводит к уменьшению периода в ненапряженном сечении).

4. При толщине слоя титана в многослойной системе TiN/Ti менее 125 нм достигаются достаточно высокие механические свойства (твердость 34...36 ГПа при индексе пластичности  $H/E^* = 0,11...0,12$ ).

### Литература

1. Костюк, Г.И. Эффективные покрытия и модифицированные упрочненные слои на режущих инструментах [Текст] / Г.И. Костюк. - К.: Изд-во Международной академии наук и инновационных технологий, 2012. - 728 с.
2. Костюк, Г.И. Наноструктуры и нанопокрyтия: перспективы и реальность [Текст] : учеб. пособие / Г.И. Костюк. - Х.: Харьк. авиац. ин-т, 2009. - 403 с.
3. Kostyuk, G.I. The effective cutting tools having the coating and hardened layers [Text]: Monograph-reference book / G.I. Kostyuk. - Kharkov: "KHAI", 2007. - 633 p.
4. Физико-механические характеристики плазменно-ионных нанопокрyтий Ti-TiN в медицине и в технике [Текст]: сб. науч. тр. / редкол.: Ю.В. Тимофеев и др. - Х.: Вестник Национального технического университета «ХПИ». - Вып. 27. - 2011. - 180 с.
5. Палатник, Л.С. Механизм образования и субструктура конденсированных пленок [Текст] / Л.С. Палатник, М.Я. Фукс, В.М. Косевич. - М.: Наука, 1972. - 320 с.
6. Broad beam source of fast atoms produced as a result of charge exchange collisions of ions accelerated between two plasmas [Text] / S.N. Grigoriev, Y.A. Melnik, A.S. Metel, V.V. Panin // Instruments and experimental techniques. - 2009. - Iss. 4. - P. 602-608.
7. Фромм, Е. Газы и углерод в металлах [Текст] / Е. Фромм, Е. Гебхард. - М.: Металлургия, 1980. - 593 с.
8. Genzel, C. A study of X-ray residual-stress gradient analysis in thin-layers with strong filer texture [Text] / C. Genzel, W. A. Reinmers // Phys. Stat. Solidi. - 1998. - Iss. 2. - P. 751-762.
9. Костюк, Г.И. Физико-технические основы нанесения покрытий ионной имплантации и ионного легирования, лазерной обработки и упрочнения, комбинированных технологий. Физические процессы плазменно-ионных, ионно-лучевых, плазменных, светолучевых и комбинированных технологий [Текст]: моногр. / Г.И. Костюк. - К.: Изд-во АИНУ, 2002. - Кн.1. - 587 с.
10. Костюк, Г.И. Физико-технические основы нанесения покрытий ионной имплантации и ионного легирования, лазерной обработки и упрочнения, комбинированных технологий. Справочник для расчета основных физических и технологических параметров, оценки возможностей, выбора типа технологий и оборудования [Текст]: моногр. / Г.И. Костюк. - К.: Изд-во АИНУ, 2002. - Кн.2. - 441 с.
11. Костюк, Г.И. Нанотехнологии: теория, эксперимент, техника, перспективы [Текст]: моногр. / Г.И. Костюк. - К.: Изд-во Межд. академии наук и инновационных технологий, 2012. - 648 с.

Поступила в редакцию 16.03.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., зав. каф. технологии производства авиационных двигателей летательных аппаратов А.И. Долматов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

**ЕФЕКТИВНІ НАНОСТРУКТУРНІ БАГАТОШАРОВІ ПОКРИТТЯ  
ДЛЯ РІЗУЧИХ ІНСТРУМЕНТІВ І ДЕТАЛЕЙ МЕДИЧНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ,  
ЩО ПРАЦЮЮТЬ В ДИНАМІЧНОМУ РЕЖИМІ**

*А.А. Андреев, Г.І. Костюк, М.О. Мінаєв*

Показано, що максимальна залишкова напруга стискування в багат шаровому покритті TiN – Ti складають більше 7,5 ГПа (енергія іонів 200 ЕВ), а наближаються до 7 ГПа при енергії 70 ЕВ, що підтверджується теоретичними результатами. У багат шаровій системі TiN – Ti при шарі титану менше 120 нм досягаються високі: мікротвердість  $H = 35\text{--}36$  ГПа і індекс пластичності  $N/E 0,11\text{...}0,12$ . Товщина шарів Ti більше 30 нм виявляється достатньою, щоб розвиток напружений-деформованого полягання в шарах TiN проходило без їх істотної релаксації. Проведений аналіз впливи на структуру, пружно напружений-деформований стан і механічні характеристики багат шарової системи TiN – Ti, товщину Ti підшару (у інтервалі 30–250 нм) і величини потенціала зсуву ( $U_n$ )

**Ключові слова:** метод рентгенівської тензометрії, мікротвердість, еволюційні методи, вакуумно-дугові покриття, макронапруги стискування.

**EFFECTIVE NANOSTRUKTURNYE MULTI-LAYERED COVERAGES FOR TOOLPIECES  
AND DETAILS OF MEDICAL SETTING, WORKINGS IN DYNAMIC MODE**

*A.A. Andreev, G.I. Kostyuk, N.A. Minaev*

Shows that the maximum residual voltage compression in multilayered coating TiN – Ti make up more than 7,5 HPa (energy ions 200 EV) and approaching 7 Hpa at 70 EV energy, as evidenced by the theoretical results. In the multi-layered system of Tin–ti at the layer of titan less than 120 nm is arrived at high: microhardness of  $N = 35\text{--}36$  GPa and index of plasticity of  $N/E 0,11\text{...}0,12$ . Thicknesses of layers of Ti more than 30 nm appears sufficient, that development of the tense-deformed consisting of layers of TiN passed without their substantial relaxation. Conducted ana-liz influences on a structure, resiliently tense-deformed state and mechanical kharakteri-stiki of the multi-layered system of Ti–tin, thicknesses of Ti of sublayer (in the interval of 30–250 nm) and potenciala relocation bias ( $U_n$ )

**Key words:** method of x-ray photography tenzometrii, micro hardness, evolutionary methods, vacuum-arc coverages, macrostresss of compression.

**Андреев Анатолий Афанасьевич** – д-р техн. наук, ведущий научный сотрудник Национального научного центра «Харьковский физико-технический институт», Харьков, Украина.

**Костюк Геннадий Игоревич** – д-р техн. наук, профессор, главный научный сотрудник каф. теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

**Минаев Николай Александрович** – аспирант каф. теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.7

А.В. ДЕГТЯРЕВ, В.А. КОВАЛЕНКО, А.В. ПОТАПОВ

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля»,  
Днепропетровск, Украина*

## ПРИМЕНЕНИЕ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ СОЗДАНИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ОБРАЗЦОВ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

*Проведен обзор применения полимерных композиционных материалов на Государственном предприятии «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля. Выделены основные направления использования композитов в изделиях отечественной ракетно-космической техники. Отмечается, что в ГП «КБ «Южное» накоплен большой практический опыт использования полимерных композиционных материалов, найден ряд оригинальных конструкторско-технологических решений, применены уникальные технологические процессы, позволившие создать конструкции высокого весового совершенства.*

**Ключевые слова:** полимерный композиционный материал, ракетно-космическая техника, силовые конструкции, РДТТ, ЖРД, отсек.

### Введение

За годы своего существования ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля создало несколько поколений стратегических ракет-носителей (РН) и космических аппаратов (КА). Требования к их высокому весовому совершенству предопределили применение в них новых высокопрочных и высокомодульных полимерных композиционных материалов (ПКМ). В зависимости от назначения к создаваемым конструкциям ракетно-космических комплексов предъявляются также требования по высокой точности выходных геометрических параметров и стабильности прочностных характеристик. Они должны быть теплостойкими, герметичными, защищенными от коррозии. Указанные требования решаются на этапе проектных проработок за счёт выбора оптимальных конструктивно-технологических решений и применения современных материалов с высокими удельными характеристиками по прочности и жёсткости. В разра-

ботках КБ широко используются ПКМ. Например, в ракетах твёрдотопливного класса объём их применения достигает 60% от сухого веса конструкции.

### Обзор применения ПКМ в разработках ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля

Основными направлениями применения ПКМ в разработках КБ являются:

- силовые конструкционные элементы, для которых преобладающее значение имеют прочностные и упругие характеристики;
- теплозащитные и теплоизоляционные покрытия,
- эрозионностойкие элементы конструкций.

Большой опыт отработки силовой конструкции был получен при создании корпуса крупногабаритного твердотопливного ракетного двигателя (РДТТ) (рис. 1), работающего при воздействии внутреннего давления и осевого сжатия.

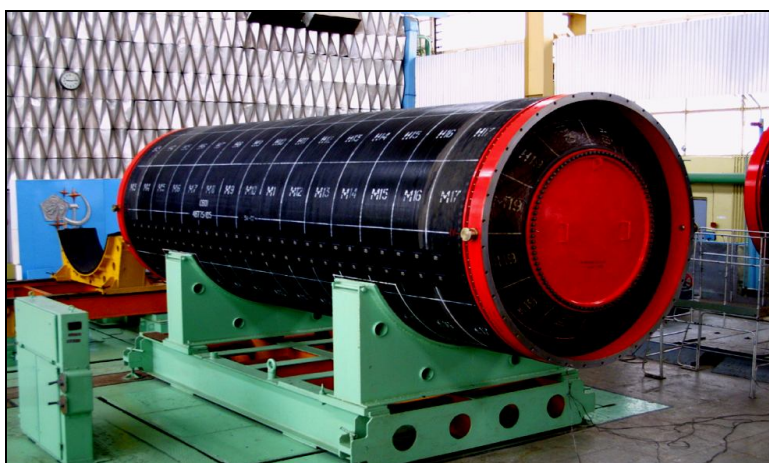


Рис. 1. Корпус РДТТ из ПКМ

Задача обеспечения его высокого массового совершенства решена применением коконной конструкции, изготовленной из органопластика методом «мокрой» намотки на намоточных станках с программным управлением. При этом обеспечивалась высокоточная укладка армирующего наполнителя на оправку и выдерживались все необходимые параметры намотки.

В процессе создания корпуса проведен комплекс исследований и проектно-конструкторских проработок, позволивших следующее:

- выбрать схему армирования силовой оболочки корпуса по линиям наименьшего отклонения для данной конструкции, не превышая значений предельных углов трения в уравнении Клеро;
- принять сфероидальную форму днищ, как обеспечивающую размещение максимального запаса топлива в условиях габаритных ограничений при максимальном значении коэффициента массового совершенства силовой оболочки корпуса;
- определить рациональное соотношение наполнителя и связующего в материале силовой оболочки;
- выбрать оптимальные программы намотки корпусов.

Внедрение результатов этих исследований дало возможность уменьшить длину корпуса при заданной массе топлива примерно на 120 мм или при фиксированной длине увеличить рабочий запас топлива на 860 кг.

Отработка конструктивно-технологической схемы корпуса проводилась на моделях 05.0287 и ПГ-3 в лабораторных и заводских условиях. Корпус прошёл весь комплекс наземной экспериментальной отработки и введен в серийную документацию. По уровню технического совершенства и основным параметрам созданный корпус РДТТ превосходил лучшие отечественные и зарубежные аналоги.

Следующим этапом применения ПКМ материалов в силовых конструкциях стало создание хвостового отсека из углепластика. Отсек представляет собой двухконусную оболочку седловидной формы, имеющую торцевые и промежуточный шпангоуты (рис. 2).

Все работы велись по комплексной программе экспериментальной отработки, предусматривающей проведение работ от исследований по выбору материала до выпуска заключения о допуске хвостового отсека к серийному изготовлению. Спецификой разработки и проектирования узла явилось то, что к моменту разработки уже был создан металлический хвостовой отсек, прошедший функциональную и прочностную отработку. Вновь разрабатываемый узел по своим геометрическим и функциональным параметрам не должен был отличаться от металли-

ческого и при меньшей массе превосходить его по прочности.



Рис. 2. Хвостовой отсек из углепластика

Серьёзной проблемой при разработке явилось создание цельнопластикового узла, в котором торцевой стыковочный шпангоут изготавливается заодно целое с оболочкой и формируется в процессе намотки непосредственно на оправку. Проблема была решена путём создания принципиально новой технологии изготовления хвостового отсека с применением специальной оправки, имеющей подвижные днища. К моменту разработки хвостового отсека из углепластика такое техническое решение аналогов не имело.

Большую трудность при практическом изготовлении хвостового отсека в производстве представили вопросы его стыкуемости со смежными узлами. По условиям прочности в конструкцию торцевого стыковочного шпангоута была заложена структура композита, состоящая из углеродной нити и стеклоленты. Такое сочетание материалов приводило к тому, что после снятия заготовки хвостового отсека с оправки стыковочный шпангоут становился овальным. Максимальная овальность достигала 14 мм. Причиной этого служили внутренние напряжения, которые возникали в шпангоуте из-за разницы коэффициентов линейного термического расширения стеклопластика и углепластика. В результате проведенных научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ для снятия внутренних напряжений был выбран режим дополнительной термообработки. Одновременно было предложено выполнять стыковочные отверстия непосредственно на оправке, не снимая с неё хвостовой отсек.

Созданный хвостовой отсек прошёл полный объём функциональной, прочностной и натурной отработки и впервые в отрасли был внедрён в серийные изделия.

В настоящее время в ГП «КБ «Южное» отрабатывается конструкция крупногабаритного межступенчатого отсека, имеющего форму усечённого конуса высотой ~ 4 м (рис. 3).



Рис. 3. Межступенчатый отсек из ПКМ

Оболочка межступенчатого отсека представляет собой трёхслойную конструкцию, состоящую из двух тонких углепластиковых обшивок и сотового заполнителя. В качестве исходных материалов углепластика используются углеродный жгут ТС 36S-12K и модифицированное эпоксидное связующее ЭДТ-69У.

Между обшивками располагается полимерный сотовый лист ПСП-1-2,5. Нижний и верхний стыковочные шпангоуты Z – образной формы изготавливаются из углепластика на том же эпоксидном связующем.

Применение модифицированного эпоксидного связующего позволило улучшить липкость и эластичность препрега, сохраняющуюся в течение длительного времени (до 3 месяцев). Высокие адгезионные свойства препрега позволили перейти к бесклеевому способу изготовления трёхслойной сотовой конструкции оболочки отсека.

В процессе отработки решён ряд материаловедческих проблем:

- реализованы заданные физико-механические характеристики ПКМ в шпангоутах и оболочке отсека;
- обеспечена монолитность формируемого ПКМ путем внедрения технологии послойной выкладки с последовательным термовакуумным формованием;
- обеспечена совместная работа углепластиковых обшивок и сотового заполнителя.

Одним из направлений применения композиционных материалов являются неохлаждаемые сопловые насадки для жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) (рис. 4).

В ГП «КБ «Южное» разработана технология изготовления соплового насадка из углерод-угле-

родного композиционного материала (УУКМ) на основе углеродного волокнистого наполнителя трикотажной структуры, предназначенного для комплектации двигателя третьей ступени РН «Циклон-4».

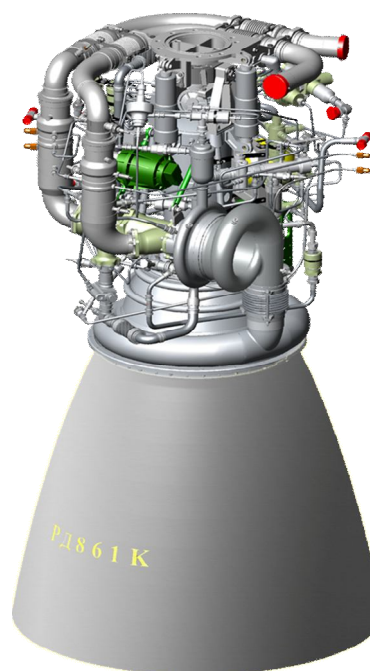


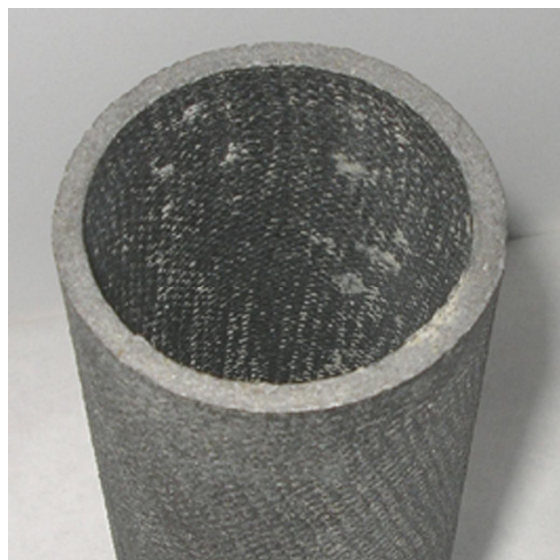
Рис. 4. ЖРД с насадком из УУКМ

Основные технологические переделы включают:

- изготовление чехлов из углеродного наполнителя;
- предварительную пропитку чехлов бакелитовым лаком;
- формование и механическую обработку углепластиковой заготовки;
- высокотемпературную обработку углепластиковых заготовок, включающую карбонизацию при температуре 850 °С, термообработку при – 1850 °С и предварительное пироуплотнение при – 950 °С в течение 50 часов;
- пироуплотнение при температуре 1000...1050 °С в течение 350 часов;
- нанесение герметизирующего и наружного защитного покрытия;
- сборка углерод-углеродного конуса с металлическими элементами крепления;
- неразрушающий контроль качества, обмер геометрических параметров и определение сдаточных характеристик насадка.

Исследования окислительной стойкости углерод-углеродного материала насадка, проведенные на воздухе и в потоке высокотемпературной плазмы, показали, что ожидаемый унос материала на основе углеродного трикотажа в условиях экспериментального двигателя за время его непрерывной работы не

превышает 0,1 мм. При воздействии высокотемпературной газовой струи наблюдается эрозия материала, величина которой изменяется по длине испытуемого образца и зависит от окислительной стойкости УУКМ и длительности испытаний. Состояние образцов углерод-углеродного материала насадка до и после испытаний на плазмотроне показано на рис. 5.



а



б

Рис. 5. Образцы углерод-углеродного материала до (а) и после (б) испытаний на плазмотроне

Неохлаждаемый сопловой насадок из углерод-углеродного материала обеспечивает заданные массовые и прочностные характеристики, обладает высокой эрозионной и окислительной стойкостью. Это подтверждено огневыми испытаниями экспериментальных насадков и статическими испытаниями камеры двигателя со штатным сопловым насадком.

В последние годы ГП «КБ «Южное» набирает опыт разработки и изготовления несущих конструк-

ций оптических приборов космического назначения (сканеров, телескопов, объективов).

Отличительной особенностью таких конструкций являются высокие требования по терморазмеростабильности (на уровне не более 0,1 мм/м) в условиях циклического изменения температуры от минус 150 до плюс 150°C.

При разработке объектива высокого разрешения для КА дистанционного зондирования Земли с целью достижения этих требований его основные несущие элементы выполнены из углепластика (рис. 6).



Рис. 6. Объектив КА из углепластика

Тубус объектива представляет собой цилиндрическую обечайку диаметром ~0,9м длиной ~1м со шпангоутами в виде утолщений на торцах обечайки. По внутренней поверхности тубуса вклеены кольцевые диафрагмы. Корпус выполнен в виде прямоугольного толстостенного (~20мм) параллелепипеда (с размерами ~0,5х0,5х0,6м) с цилиндрической пластиной (диаметром ~0,9м) на одной из его граней. Заготовка тубуса изготовлена методом выкладки и автоматизированной намотки, заготовка корпуса изготовлена методом выкладки на оснастке с обеспечением заданной схемы армирования.

После механической обработки углепластиковых заготовок в корпус и тубус с помощью высокоточно выполненных кондукторов вклеены титановые втулки, образующие посадочные поверхности оптических элементов.

Применение высокоточных кондукторов, обеспечивающих требуемый допуск плоскостности, вза-

имной параллельности и перпендикулярности посадочных поверхностей оптических элементов, позволило избежать механической обработки, нежелательной для конструкции с клеевыми соединениями.

Как показал расчет, точность взаимного положения посадочных мест оптических элементов объектива, в котором используются изготовленные тубус и корпус, при условиях эксплуатации составляет порядка 0,01 мм. В настоящее время проводятся оптические испытания объектива.

Наряду с крупногабаритными узлами в КБ разработано и внедрено в изделия большое количество различного рода вставок, обтюраторов, крышек, экранов и других сборочных единиц, выполненных из

полимерных композиционных материалов, для ракет-носителей и космических аппаратов.

### Выводы

Таким образом, за годы, прошедшие с начала применения в разработках ГП «КБ «Южное» ПКМ, проектанты, конструкторы и технологами накоплен большой практический опыт использования композитов, найден ряд оригинальных конструкторско-технологических решений, применены новые высокоэффективные материалы и уникальные технологические процессы, позволившие создать конструкции высокого весового совершенства.

*Поступила в редакцию 12.04.2012*

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

### ЗАСТОСУВАННЯ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ ПРИ СТВОРЕННІ ПЕРСПЕКТИВНИХ ЗРАЗКІВ РАКЕТНОЇ ТЕХНІКИ

*О.В. Дегтярьов, В.О. Коваленко О.М.Потапов*

Проведено огляд застосування полімерних композиційних матеріалів на Державному підприємстві «Конструкторське бюро» Південне ім. М.К. Янгеля. Виділено основні напрями використання композитів у виробі вітчизняної ракетно-космічної техніки. Відзначається, що в ДП «КБ» Південне накопичено великий практичний досвід використання полімерних композиційних матеріалів, знайдено ряд оригінальних конструкторсько-технологічних рішень, застосовано унікальні технологічні процеси, що дозволили створити конструкції високої вагової досконалості

**Ключові слова:** полімерний композиційний матеріал, ракетно-космічна техніка, силові конструкції, РДТП, ЖРД, відсік.

### COMPOSITE MATERIALS THE APPLICATION FOR CREATING THE ADVANCED MODELS OF MISSILES

*A.V. Degtyarev, V.A. Kovalenko, A.M. Potapov*

A review the held of polymeric composite materials at the Yangel Yuzhnoye state design office. The basic directions identified of use of composites in products of the national rocket and space technology. It is noted, that in the Yuzhnoye SDO accumulated considerable practical experience the use of polymer composite materials, founded a number of original design and technological solutions, was applied the unique processes that allowed construction of a high the weight perfect.

**Keywords:** polymeric composite material, rocket and space technology, power structures, SPRE (solid propellant rocket engine), LRE (liquid rocket engine), section.

**Дегтярев Александр Викторович** – канд. техн. наук, Генеральный конструктор – Генеральный директор, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

**Коваленко Виктор Александрович** – канд. техн. наук, начальник лаборатории, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

**Потапов Александр Михайлович** – канд. техн. наук, начальник комплекса новых материалов и перспективных технологий, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

УДК 629.7.085

А.В. АМБРОЖЕВИЧ<sup>1</sup>, К.В. МИГАЛИН<sup>2</sup>, В.А. СЕРЕДА<sup>1</sup><sup>1</sup> *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*<sup>2</sup> *ООО НПФ «РОТОР», Россия*

## АНАЛИЗ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СВОЙСТВ ИЗВЕСТНЫХ ОБРАЗЦОВ НАЗЕМНЫХ ПУСКОВЫХ УСТРОЙСТВ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*С целью определения тенденций совершенствования современных наземных пусковых устройств (НПУ) приведен сравнительный анализ известных образцов по шкале абсолютных и безразмерных показателей. В виде трехмерных диаграмм представлены технические характеристики известных образцов наземных катапульт. Сформулирован набор динамических параметров катапульты, позволяющий судить об уровне совершенства организации рабочего процесса. Получены априорные оценки качества проектирования приводов НПУ и указаны резервы модернизации. Отмечены образцы НПУ, поддающиеся совершенствованию.*

**Ключевые слова:** пусковое устройство, беспилотный летательный аппарат, априорные оценки, критериальный анализ.

### Введение

Любая инженерная деятельность должна подразумевать гармонизацию основных элементов объекта проектирования. Исходя из этого общего правила, для достижения «достаточного» уровня совершенства беспилотного авиационного комплекса (БАК) безаэродромного базирования необходимо на должном уровне решить задачу проектирования наземного пускового устройства (НПУ), как критического звена, ответственного за фазу ввода в полет. Принятие решений на стадии формирования облика комплекса в целом и его элементов должно исходить из условия воспроизводства опыта, овеществленного в апробированных образцах техники, которые в определенном смысле допустимо рассматривать в качестве аналогов объекта проектирования. Детерминированный подход к принятию проектных решений, предложенный в [1, 2 и др.] основывается на универсальном аппарате теории подобия и размерности, что позволило распространить его на основные классы летающих транспортных систем (ТС). В настоящей статье представлен частный случай данного подхода применительно к задаче формирования облика НПУ беспилотного летательного аппарата (БЛА) [3, 4].

### Оценки совершенства известных образцов НПУ

Основанием для выбора способа ввода БЛА в полет и реализующего его устройства (т.е. - форми-

рования облика НПУ), должны быть априорные оценки совершенства существующих аналогов с позиций поставленной задачи проектирования. Набор априорных оценок, применяемых для данной цели, должен включать в себя размерные и безразмерные величины.

Необходимость размерных оценок продиктована тем обстоятельством, что масштабы в технике «упрямая» вещь, так как любое из известных устройств реализуется в определенных абсолютных параметрических диапазонах.

Использование критериальных комплексов (безразмерных величин) позволяет получить сравнительные оценки совершенства широкого множества аналогов, заданных массивом тактико-технических характеристик (ТТХ). Критерии подобия также задают количественные ориентиры в задачах оптимизации с условными ограничениями.

Из вышеприведенных предпосылок следует обоснование подхода к формированию облика НПУ, учитывая, что полезной функцией является необходимая скорость ввода в полет БЛА заданной взлетной массы, а остальные параметры – максимальная стартовая перегрузка и длина направляющей – представляют собой проектные ограничения.

### Абсолютные показатели целесообразной реализации НПУ

Масштабный фактор на предпроектной стадии разработки главным образом характеризуется следующим набором размерных величин: скорость

схода БЛА (ввода в полет)  $V_0$ , стартовая масса аппарата  $m_{\text{БЛА}}$ , длина направляющей (разгонного участка)  $L$ , стартовая перегрузка  $n_x$ . Накопленный в данной сфере опыт проектирования [5–7 и др.] (табл. 1) представлен в указанных координатах на рис. 1, где диаметры соответствующих сфер калиброваны по величине стартовой перегрузки.

Заметна четкая сепарация различных видов НПУ по группам, отражающим физический принцип создания тягового усилия привода (рис. 1).

Наиболее компактно на диаграммах представлена группа механических НПУ, что свидетельствует об их крайне узкой специализации, ориентированной на класс комплексов с БЛА авиамодельного облика. Механические катапульты не обладают потенциалом интенсификации в виду низкой энергетики механических приводов.

Несмотря на наличие в выборке всего двух образцов реактивных тележек представляется возможным сделать вывод об их общем уровне среди НПУ. Варьирование энергетики ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ) возможно в широчайших пределах, но основным препятствием для их широкого внедрения является проблема малозаметного старта и лицензирования на предмет проведения пиротехнических работ.

Затратность использования гидравлических катапульт оправдывается высокими энергетическими показателями и исходной конструктивной возможностью обеспечения постоянной перегрузки [8].

В наиболее широком диапазоне ТТХ (рис. 1, 2) реализуются пневматические НПУ, что свидетельствует о высокой их универсальности. Тем не менее, в абсолютном в большинстве известных образцов данной группы (поз. 12–15) остается нерешенной проблема поддержания постоянства перегрузки, что влечет за собой ограничение по максимальному значению данного параметра по циклограмме за счет соответствующего увеличения длины направляющей (поз. 21–23).

### Критериальный анализ аналогов

С позиций теории размерности и подобия облик НПУ определяется условиями функционирования в составе ТС и представляется следующим набором общепринятых критериев подобия:

1) компактность конструкции характеризуется отношением длин БЛА и направляющей:

$$X = \frac{l_{\text{БЛА}}}{L}, \quad (1)$$

2) тип БЛА определяется главным образом предельно допустимой стартовой перегрузкой:

$$n_x = \frac{j}{g}, \quad (2)$$

3) скоростной класс БЛА оценивается числом Маха в фазе старта:

$$M_0 = \frac{V_0}{a}, \quad (3)$$

где  $l_{\text{БЛА}}$  – размер БЛА;  $L$  – длина направляющей;  $j$ ,  $g$  – ускорения: центра масс БЛА и свободного падения;  $V_0$ ,  $a$  – стартовая скорость БЛА и местная скорость звука соответственно.

Сопоставительный анализ различных типов НПУ формально сводится к установлению неравенственных соотношений в параметрическом пространстве « $n_x - M_0 - X$ ».

На рис. 2 представлены результаты применения критериальных оценок (1)–(3) в классе НПУ катапультного типа для БЛА со стартовой массой 10...350 кг (см. табл. 1).

Для всех классов катапульт наблюдается повышение компактности конструкции (критерий  $X$ ) за счет увеличения стартовой перегрузки  $n_x$ , что однозначно свидетельствует о переменном законе тягового усилия. Однако среди преобладающего множества ординарных образцов НПУ выделяются атипичные.

Использование потенциальной энергии поднятого груза позволяет механической катапulte для запуска БЛА «Грант» (поз. 6) демонстрировать уровень, соизмеримый с некоторыми гидравлическими НПУ. Постоянное значение ускорения свободного падения через систему полиспадов преобразуется в постоянное тяговое усилие привода, обеспечивая компактность конструкции при высокой скорости ввода в полет БЛА.

Использование вариатора копирного типа в катапulte для запуска БЛА «ScanEagle» позволяет выйти на уровень гидравлических НПУ. Вообще, передовой уровень некоторых пневматических НПУ объясняется значительным объемом ресивера (поз. 16, 18), в котором падение давления происходит в узком диапазоне, не выходящем за допустимые пределы деградации.

Особо высокая мощность и компактность гидравлической катапульты «Phoenix» объясняется наличием предстартовой пневмокамеры, обеспечивающей постоянный закон перегрузки.

Несмотря на рекордно высокую стартовую перегрузку БЛА «Пчела-1» и «DoDt-25» (поз. 31 и 32), разработчикам реактивных тележек не удалось обеспечить достаточной компактности НПУ, что свидетельствует об отличном от нейтрального закона горения зарядов твердого топлива.

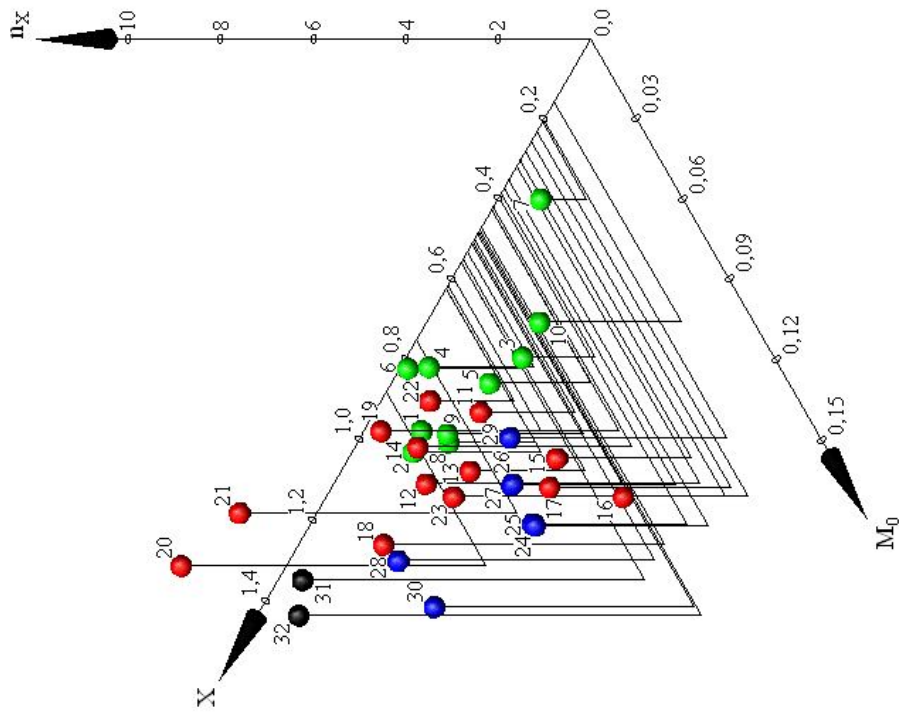


Рис. 2. Оценки совершенства НПУ в критериальном пространстве « $n_x$ - $M_0$ - $X$ »

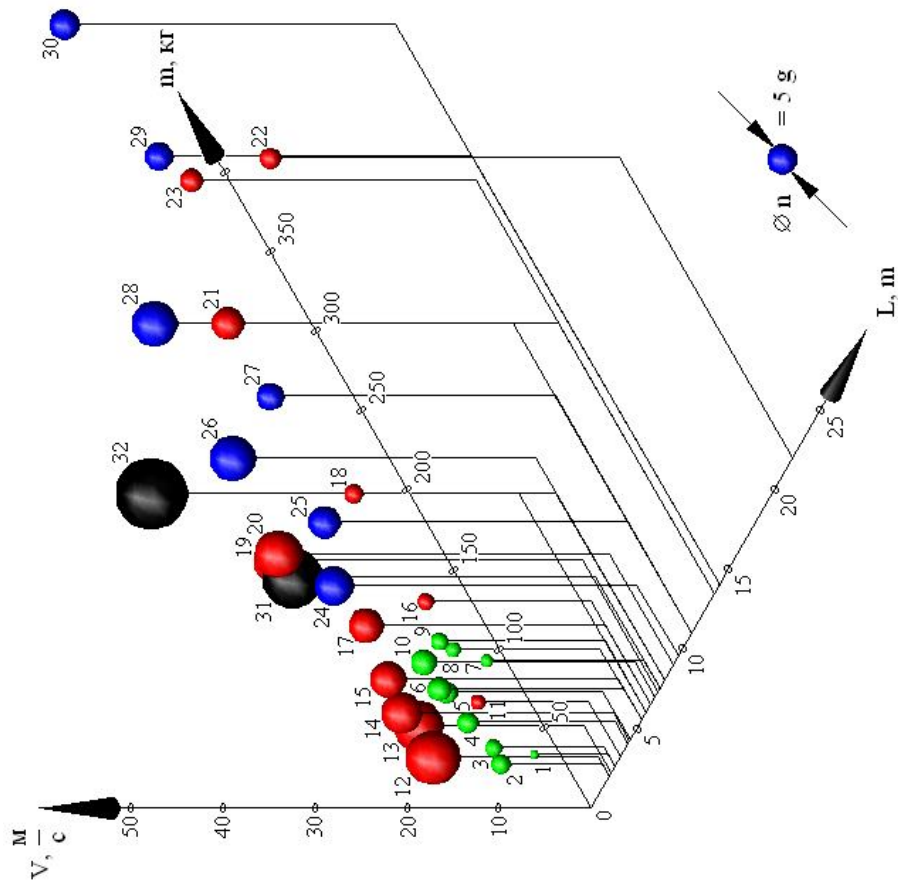


Рис. 1. Сепарация зон реализации различных типов НПУ в параметрическом пространстве « $V_0$  -  $m_{БЛА}$  -  $L$   $n_x$ »

Таблица 1

Спецификация и ТТХ НПУ [5 – 7, 9]

| №№ | Название БЛА | Тип НПУ     | Масса БЛА, кг | Длина направляющей, м | Скорость схода, м/с | Перегрузка, ед |
|----|--------------|-------------|---------------|-----------------------|---------------------|----------------|
| 1  | Boomerang    | механ.      | 8             | 2.6                   | 8                   | 1.26           |
| 2  | Bat 3        | механ.      | 8             | 2                     | 11                  | 3.09           |
| 3  | Skylite B    | механ.      | 12            | 2.6                   | 12                  | 2.83           |
| 4  | CL-18        | механ.      | 14            | 4                     | 16                  | 1.97           |
| 5  | Luna X-2000  | механ.      | 30            | 4.3                   | 17                  | 3.43           |
| 6  | Грант        | механ.      | 20            | 5.5                   | 20                  | 3.71           |
| 7  | CL-28        | механ.      | 18            | 7.5                   | 17                  | 1.97           |
| 8  | Micro-V      | механ.      | 45            | 5.5                   | 16                  | 2.54           |
| 9  | Sparrow      | механ.      | 45            | 6                     | 18                  | 2.76           |
| 10 | Альбатрос    | механ.      | 22            | 7                     | 23                  | 3.86           |
| 11 | Skylark      | пневмат.    | 35            | 3.2                   | 12                  | 2.30           |
| 12 | Silver Fox   | пневмат.    | 12            | 2                     | 18                  | 8.27           |
| 13 | Кулон-2      | пневмат.    | 30            | 2.2                   | 18                  | 7.51           |
| 14 | ScanEagle    | пневмат.    | 18            | 4.2                   | 23                  | 6.43           |
| 15 | Avartek      | пневмат.    | 26            | 5.5                   | 25                  | 5.80           |
| 16 | I-View       | пневмат.    | 65            | 6.5                   | 18                  | 2.54           |
| 17 | Типчак       | пневмат.    | 50            | 6.5                   | 26                  | 5.31           |
| 18 | Scout        | пневмат.    | 118           | 8                     | 22                  | 3.09           |
| 19 | Ababil       | пневмат.    | 83            | 7.3                   | 33                  | 7.61           |
| 20 | E95M         | пневмат.    | 70            | 9                     | 36                  | 7.35           |
| 21 | Crececelle   | пневмат.    | 170           | 13.5                  | 36                  | 4.90           |
| 22 | Pioneer      | пневмат.    | 189           | 22                    | 38                  | 3.35           |
| 23 | Sperwer      | пневмат.    | 260           | 13.5                  | 31                  | 3.63           |
| 24 | Exdrone      | гидравл.    | 45            | 9.5                   | 33                  | 5.85           |
| 25 | Banshee      | гидравл.    | 70            | 11                    | 33                  | 5.05           |
| 26 | Phoenix      | гидравл.    | 140           | 8                     | 33                  | 6.95           |
| 27 | Shadow       | гидравл.    | 149           | 11                    | 31                  | 4.46           |
| 28 | Hermes 180   | гидравл.    | 195           | 11                    | 39                  | 7.05           |
| 29 | Ranger       | гидравл.    | 270           | 14                    | 34                  | 4.21           |
| 30 | SkyEye       | гидравл.    | 353           | 14                    | 36                  | 4.72           |
| 31 | Пчела-1      | реакт. тел. | 138           | 6                     | 33                  | 9.26           |
| 32 | DoDt-25      | реакт. тел. | 70            | 7.5                   | 40                  | 10.88          |

### Заключение

Сложившаяся зональная диспозиция групп НПУ свидетельствует о том, что в классе аппаратов тяжелее 180 кг со скоростями схода в районе 40 м/с и выше уверенно лидируют катапульты с пневмоприводом.

Недостатком пневматических катапульт с однокаскадным подводом рабочего тела являются высокие переменные стартовые перегрузки, для устранения которых требуется разработка специальных способов организации рабочего процесса.

Анализ диспозиции групп, очевидным образом приводит к заключению о целесообразности использования катапульты с пневмоприводом, сочетающих относительно высокий уровень скоростей схода с

благоприятными показателями компактности. «Отягощающим» обстоятельством здесь, впрочем, являются высокие стартовые перегрузки, свойственные пневмокатапультам с одноступенчатым рабочим процессом.

Представленный график абсолютных показателей полностью отражает ТТХ катапульты, в которые входит весь набор параметров, так как масса запускаемого аппарата и перегрузка дают возможность оценить тяговое усилие привода.

### Литература

1. Амброжевич, М.В. Критериальные оценки скоростного и транспортного совершенства авиационных средств поражения дистанционного при-

менения [Текст] / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, В.А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 3 (70). – С. 45–50.

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

3. Серeda, В.А. Критериальные оценки энергетического совершенства систем ввода в полет беспилотных летательных аппаратов [Текст] / В.А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 2 (59). – С. 49–52.

4. Критериальные оценки энергетического совершенства двухступенчатых беспилотных летательных аппаратов [Текст] / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, В.А. Серeda, С.А. Яшин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 3 (50). – С. 51–55.

5. Мосов, С. Беспилотная разведывательная авиация стран мира: история создания, опыт бое-

вого применения, современное состояние, перспективы развития [Текст]: монография / С. Мосов. – К.: Изд. дом. «Румб», 2008. – 160 с.

6. Васи́лин, Н.Я. Беспилотные летательные аппараты [Текст] / Н.Я. Васи́лин. – Мн.: ООО «Попурри», 2003. – 272 с.

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

8. Серeda, В.А. Комплексно-сопряженная модель пневмогидравлического наземного пускового устройства беспилотного летательного аппарата [Текст] / В.А. Серeda // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 50. – Х., 2011. – С. 17–24.

9. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.uav.ru>. – 12.01.2011 г.

Поступила в редакцию 12.01.2012

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

## АНАЛІЗ ФУНКЦІОНАЛЬНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ ВІДОМИХ ЗРАЗКІВ НАЗЕМНИХ ПУСКОВИХ ПРИСТРОЇВ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

*О.В. Амброжевич, К.В. Мигалин, В.О. Серeda*

З метою визначення тенденцій вдосконалення сучасних наземних пускових пристроїв (НПП) наведено порівняльний аналіз відомих зразків за шкалою абсолютних та безрозмірних показників. У вигляді тривимірних діаграм подано технічні характеристики відомих зразків наземних катапульт. Зроблено апіорні висновки про роботу приводів НПП та висловлено припущення з їх модернізації. Сформульовано набір динамічних параметрів катапульти, котра дозволяє судити про рівень досконалості організації робочого процесу. На підставі цього набору відокремлено зразки НПП, що належать вдосконаленню.

**Ключові слова:** пусковий пристрій, безпілотний літальний апарат, апіорні оцінки, критеріальний аналіз.

## THE ANALYSIS OF FUNCTIONAL STATES OF KNOWN SAMPLES OF PILOTLESS VEHICLE GROUND STARTING DEVICE

*O.V. Ambrozhevich, K.V. Migalin, V.O. Sereda*

For the purpose of definition of tendencies of perfection of modern ground starting device (GSD) the comparative analysis of known samples on a scale of absolute and dimensionless indicators is resulted. In the form of three-dimensional diagrams technical characteristics of known samples of land catapults are presented. Aprioristic conclusions are drawn on work of drives GLD and assumptions on their modernization are come out. The set of dynamic parameters of a catapult which allows to judge level of perfection of the organization of working process is formulated. On the basis of this set samples GLD which is giving in to perfection are allocated.

**Key words:** launching device, pilotless vehicle, a priori evaluation, criterial analysis.

**Амброжевич Александр Владимирович** – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры ракетных двигателей и энергетических установок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

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

**Серeda Владислав Александрович** – канд. техн. наук, асс. кафедры ракетных двигателей и энергетических установок летательных аппаратов факультета ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sereda\_vlad@ukr.net.

УДК 621.793.6

А.Ю. НЕЖВЕДІЛОВ

*Національний аерокосмічний університет ім. М.Е. Жуковського "ХАІ", Україна*

## РОЗРОБКА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО КОМПЛЕКСУ ДЛЯ ТЕРМОМЕХАНІЧНИХ ВИПРОБУВАНЬ МАТЕРІАЛІВ ЗА КРИТЕРІЄМ ЦИКЛІЧНОЇ МІЦНОСТІ

*У статті розроблен експериментальний комплекс для термомеханічних випробувань матеріалів за критерієм циклічної міцності – межі витривалості та наведені методики дослідження механічних властивостей. Наведена блок-схема магнітострикційної установки та описан принцип її дії. Було проведено модернізацію магнітострикційної установки У-10, що дозволило одночасно циклічно навантажувати та нагрівати зразок. Проведен аналіз останніх досліджень та публікацій, розроблена методика термомеханічних високочастотних випробувань на втому сталевих матеріалів, та проведені математичні розрахунки.*

**Ключові слова:** установка, зразок, високочастотні випробування, амплітуда коливань, циклічні навантаження, напруження.

### Вступ

Для того щоб перевірити якість зміцненого поверхневого шару, отриманий дифузійним насиченням, необхідно провести ряд експериментів, які дають характеристику якості зміцненого шару, виходячи з яких буде прийнято рішення про доцільність даної технології або про зміну параметрів технологічного процесу. Метою статті є визначення методів і проведення випробувань зразків.

### Магнітострикційна установка для термомеханічних високочастотних випробувань на втому та її модернізація

Дослідження сталевих зразків зміцнених ВТАПІТР (рис. 1) проводилися на модернізованій магнітострикційній установці, що є однією з модифікацій установок, які описані у [1, 2].

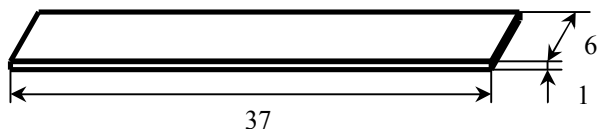


Рис. 1. Креслення зразка для термомеханічних високочастотних випробувань на втому

Блок-схема установки показана на рис. 2. Робоча частота установки, при якій можливе її використання для випробувань на втому, лежить у межах ~ 9,8...10,8 кГц.

Принцип дії вібратора 1 установки заснований на використанні явища магнітострикції, що полягає

в здатності деяких матеріалів (нікель, пермендюр та інші) змінювати свої лінійні розміри під дією змінного магнітного поля. В установці магнітострикційний ефект реалізується використанням О-подібних нікелевих пластин (товщиною 0,1 мм), що зібрані у пакет, який і є вібратором 1. Змінне магнітне поле вібратора створюється пропусканням через його обмотку змінного струму, частота якого дорівнює робочій частоті установки; обмотка служить також для збудження у пакеті постійного магнітного потоку, що підмагнічує.

Охолодження вібратора, що нагрівається при роботі в результаті втрат на гістерезис і вихрові струми, а також унаслідок нагрівання його обмоток струмом, проводиться проточною водою – вібратор знаходиться в герметичному баку, який прикріплений до опорної плити установки (на рис. 2 не показано).

Амплітуда коливань вібратора максимальна на його торцях (пучності переміщень) і дорівнює нулю посередині (вузол). Для збільшення амплітуди застосовується концентратор 2 – напівхвильовий стеержень змінного перетину із фланцем 3, що розташований у вузловому перетині стрижня. Фланець використовується для кріплення концентратора і всієї коливальної системи до опорної плити. Збільшення амплітуди коливань системи обумовлюється відношенням площ торців концентратора, формою утворюючої й хвильовим опором матеріалу. Комбінуючи ці параметри, можна домогтися істотного збільшення амплітуди коливань (у 8...12 разів) при передачі приймачу коливань (зразку) приблизно тієї ж потужності. На установці використано концентратор із

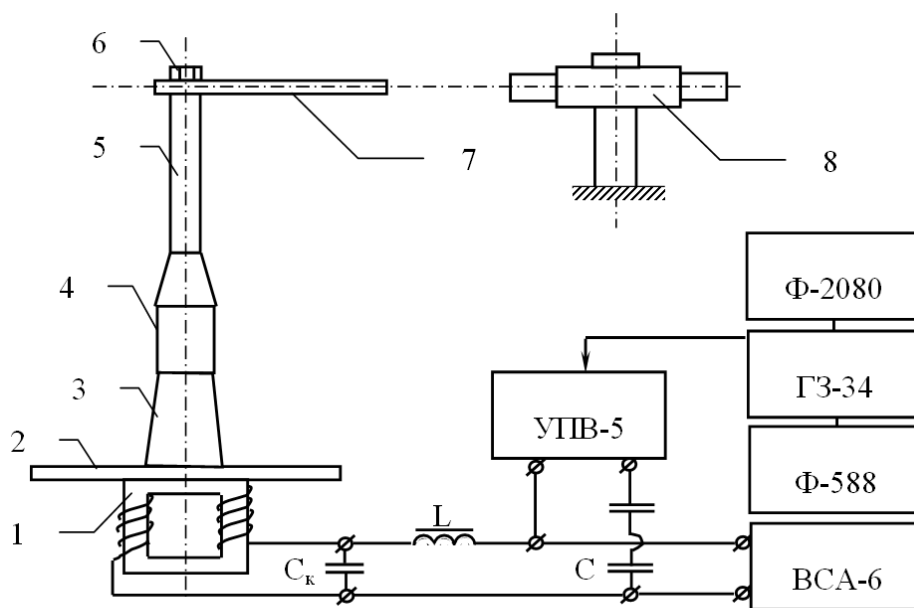


Рис. 2. Блок-схема магніострикційної установки:

1 – вібратор; 2 – концентратор; 3 – фланець; 4 – накидна гайка;  
5 – напівхвильовий концентратор; 6 – гайка; 7 – зразок; 8 – мікроскоп

сталі 45 з утворюючою по катеноїді (крива  $y=chx$ ) за винятком ділянки, що безпосередньо прилягає до вібратора (нижче фланця), що представляє собою циліндр. Діаметр торців концентратора 2 рівні 24 мм і 120 мм. Для подальшого збільшення амплітуди коливань із концентратором 2 за допомогою накидної гайки 4 з'єднаний ще один напівхвильовий концентратор 5, який конструктивно виконаний у виді двоступінчастого циліндричного стрижня з титанового сплаву ОТ4. Кожна зі ступіней його має постійний перетин із діаметром верхньої частини 7,5 мм і нижньої – 24 мм. Сполучення між ступінцями виконано у виді радіусного переходу, тому, як це і повинно бути відповідно до розрахунку, довжина нижньої частини коротше верхньої. Загальна методика розрахунку концентратора з різним законом зміни їх утворюючих подана в роботі [3]. Із застосуванням додаткового східчастого концентратора максимальна амплітуда коливань на крайньому торці системи досягає порядку 200 мкм, що виявилось цілком достатнім для успішного проведення випробувань на втому.

На магніострикційній установці при дослідженнях на втому здійснюється незалежне збудження коливань системи, так, що частота їх визначається настроюванням генератора, що задає, і вимірюється електронним частотоміром.

Необхідна амплітуда коливань зразка 7, що закріплюється на торці концентратора 5 за допомогою гайки 6, установлюється шляхом зміни вихідної напруги звукового генератора, що подається на могутній підсилювач.

Узгодження вихідного трансформатора могутнього підсилювача УТВ-5 із вібратором вироблялося шляхом підбору оптимального числа витків обмотки вібратора за умови одержання максимальної амплітуди коливань вібратора. Включення дроселя  $L$  і ємності  $C$  так, як показано на рис. 2, допускає паралельне з'єднання могутнього підсилювача, джерела постійного струму й обмотки вібратора. Ємність  $C_k$  включається паралельно обмотці вібратора, так, що в контурі “ $C_k$  - індуктивність вібратора” має місце резонанс струмів, чим поліпшуються умови узгодження вібратора з могутнім підсилювачем.

Величина сили струму підмагнічування задавалася близько 15 А при напрузі 2...3 В.

Для виміру амплітуди коливань зразка 7 у процесі дослідження використовується мікроскоп 8 із набором об'єтивів і окулярів. Знижуючи чи, підвищуючи амплітуду коливань, при визначеному числі циклів навантаження установлюється необхідний для руйнування зразків від втоми рівень напруг. Зв'язок між амплітудою будь-якої точки коливного зразка і напругами, що діють у ньому, установлюється (у залежності від виду коливань, їхніх форм, конструкції зразка) шляхом відповідних розрахунків на основі теорії коливань.

У зв'язку з тим, що окрім циклічних навантажень конструктивні елементи підлягають впливу температур, було проведено модернізацію магніострикційної установки У-10. Модернізація установки полягає в установленні камери нагрівання (рис. 3).

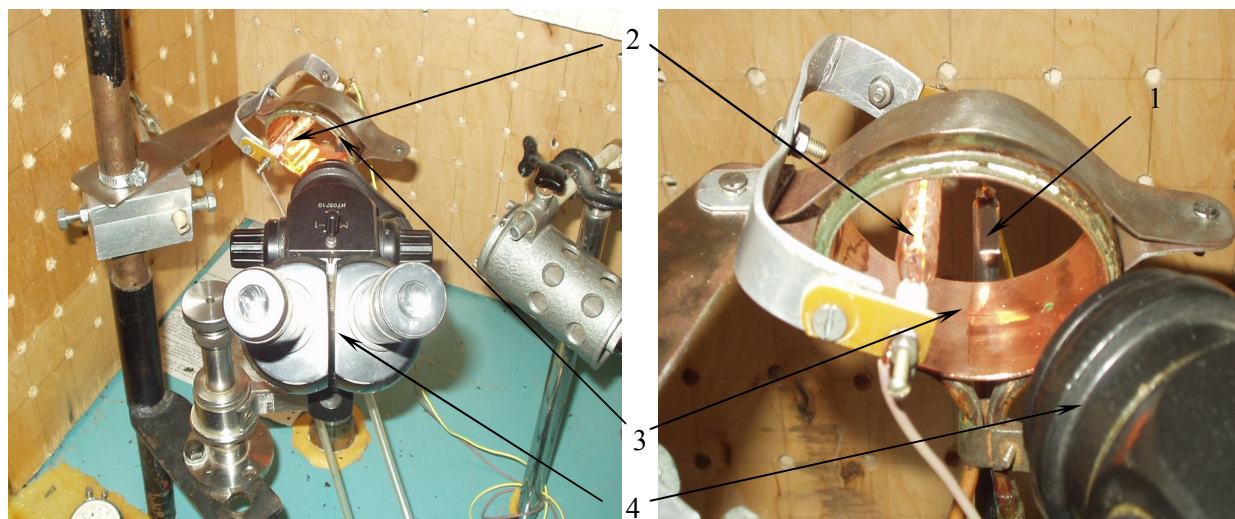


Рис. 3. Зовнішній вигляд модернізованої установки У-10:  
1 – зразок; 2 – джерело інфрачервоного випромінювання; 3 – камера нагрівання; 4 – мікроскоп

Принцип нагрівання базується на недопущенні впливу електромагнітопластичного ефекту на композицію “основа-покриття”. Камера нагрівання представляє собою еліптичний циліндр, внутрішня поверхня якого є дзеркально відполірована. В одному з фокусів еліптичного циліндра паралельно його утворюючої, встановлено джерело інфрачервоного випромінювання, яке нагріває зразок із покриттям, який розташований у другому фокусі. Дана установка, забезпечена апаратурою керування, контролю та реєстрації результатів випробувань.

### Методика термомеханічних високочастотних випробувань на втому сталевих матеріалів

Аналіз останніх джерел досліджень та публікацій, в яких започатковано розв’язання задачі високотемпературних випробувань на втому, показує, що зараз відсутні зручні та надійні методики дослідження на втому матеріалів із зміцненою поверхнею в інтервалі температур 150...1000°C та частотою навантаження 10 кГц [4, 5].

Вибір підвищеної частоти, температури, виду циклічного деформування та матеріалу, що вивчається, зумовлено, з одного боку, орієнтацією цього дослідження на його впровадження в галузі авіадвигунобудування, яка використовує елементи пластинчатого типу та, які підлягають під час експлуатації інтенсивним знакозмінним навантаженням вигину із широким спектром частот і температури, а, з іншого – можливістю оперативно в реальні строки дати експертну оцінку ЗЗП на  $\sigma_{-1}$  конструктивного елементу.

При дослідженні циклічної міцності конструктивних матеріалів необхідно враховувати ймовірність впливу на результати експерименту конструк-

тивного фактора, який пов’язаний з особливістю зміцненого шару, що формується.

Подальше спрощення при жорсткому зчепленні допустимі, якщо виходить з факту істотної різниці (іноді на декілька порядків) у товщині зміцненого шару й основи [6]. При таких обставинах правомірно вважати систему “основа-зміцнений шар” не тільки еквівалентною деякій суцільній, що є головною передумовою методу еквівалентних жорсткостей, але й у розрахунках для частот чи напружень без особливих похибок припустимо використання модулю пружності й щільності тільки основи. В цьому випадку фактично будуть розглядатися результати експериментів щодо визначення опору втомі основного матеріалу в залежності від інтегрального впливу деяких (частіше невизначених) факторів, що діють на поверхні основи і зумовлені наявністю покриття, без безпосереднього використання в розрахункових співвідношеннях його параметрів.

В основі розрахунку використаних у роботі зразків лежить диференційне рівняння форм власних коливань призматичної балки [6, 7]:

$$W^{(4)} - k^4 W = 0, \quad (1)$$

де  $W = W(x)$  – прогини балки вздовж її довжини  $l$ , м;  
 $k$  – частотний параметр (1/м), який розраховується за формулою:

$$k^4 = \frac{\omega^2 \rho F}{EJ}, \quad (2)$$

де  $\omega = 2\pi f$  – кругова власна частота, 1/с;

$f$  – лінійна частота, 1/с;

$F = bh$  – площа поперечного перетину, м<sup>2</sup>;

$b$  – ширина, м;

$h$  – висота, м;

$E$  – модуль Юнга, МПа;

$\rho$  – щільність, кг/м<sup>3</sup>;

$J = bh^3/12$  – момент інерції площі  $F$  відносно нейтральної осі перетину, м<sup>4</sup>.

Для балки прямокутного поперечного перетину замість (2) можна записати:

$$k^4 = \frac{12\omega^2 \rho}{h^2 E}. \quad (3)$$

Для розрахунку максимальних за висотою нормальних напружень використовується відома формула [8]:

$$\sigma = \frac{EhW''}{2}. \quad (4)$$

Призматичні зразки є найбільш простими з усіх відомих і тому найбільше технологічні (рис. 1 та 4). Вони кріпляться на вібраторі установки в “точці”, тобто гвинтом малого діаметра.

При виборі розмірів зразків виходили із заданої частоти випробувань  $f$ , яка відповідає робочій частоті магнітострикційної установки, і товщині зразка  $h$ , яка відповідає товщині листового матеріалу, що досліджувався. Довжина зразка  $l$  попередньо вибирається з припущення, що зразок-балка закріплений шарнірно одним кінцем, а інший кінець – вільний, та визначається за формулою:

$$L^2 = \lambda^2 \frac{h}{2\pi f} \left( \frac{E}{12\rho} \right)^{\frac{1}{2}},$$

де  $\lambda$  – безрозмірний параметр частоти.

У процесі налагодження досліджень ця довжина експериментально коректується так, щоб руйнування зразка від втоми відбувалося на віддаленні від зони закріплення. Ширину зразка вибрано зі співвідношення  $b=1,5 \dots 15 h$ . Напруги в місці руйнування від втоми визначаються за формулою (4) [7], у якій

необхідно внести відповідне значення другої похідної від функції  $W$ . Щоб установити характер цієї функції для даного зразка, необхідно вирішити рівняння (1) [7] і, як зазвичай, задовольнити граничним умовам.

Для балки із закріпленням у “точці” виникають труднощі при спробі встановлення граничних умов у місці закріплення і тому тут проблема у визначенні  $W$  вирішується непрямым шляхом. Враховується, зокрема, що при експерименті використовуються форми коливань із вузловими перетинами, що паралельні торцю зразка.

У цьому випадку вважаємо, що уздовж перетинів, які паралельні вузловим, прогини  $W \cos \omega t$ , поперечні сили  $Q \cos \omega t$  і моменти  $M \cos \omega t$ , що згинають, будуть розподілені рівномірно, тобто як у класичній балці. Виходячи з цього, приймаємо схему розрахунку за методом перетинів. Розглядаємо коливання робочої (лівої) ділянки балки довжиною, а без опори під дією деяких сил  $Q \cos \omega t$  і моментів  $M \cos \omega t$  (рис. 5).

Прийнявши початок координат на вільному кінці цієї ділянки, рішення рівняння (1) записуємо у вигляді, що тотожно задовольняє умовам  $W'' = W''' = 0$  при  $x=0$ , тобто:

$$W = A \left[ S(kx) + \frac{B}{A} T(kx) \right], \quad (5)$$

де  $S$  і  $T$  – функції Кривої.

Враховуючи, що  $S''(kx) = k^2 U(kx)$  та  $T''(kx) = k^2 V(kx)$ , то вираз (5) прийме вигляд:

$$W'' = k^2 A \left[ U(kx) + \frac{B}{A} V(kx) \right],$$

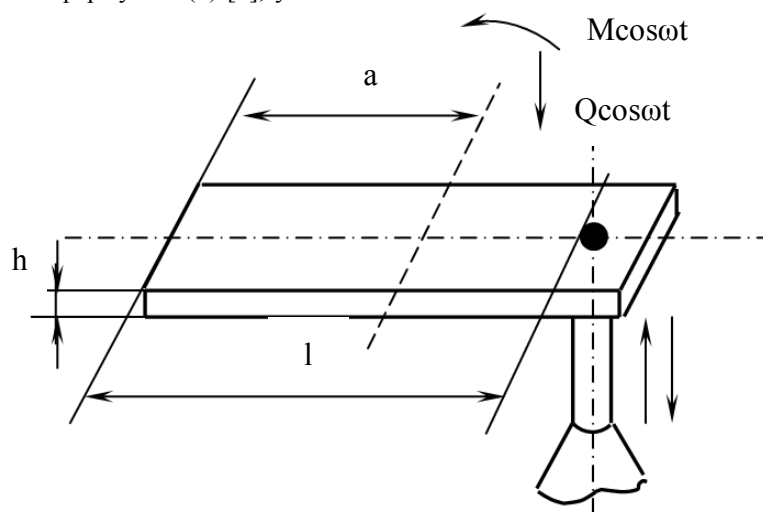


Рис. 4. Схема закріплення призматичного зразка

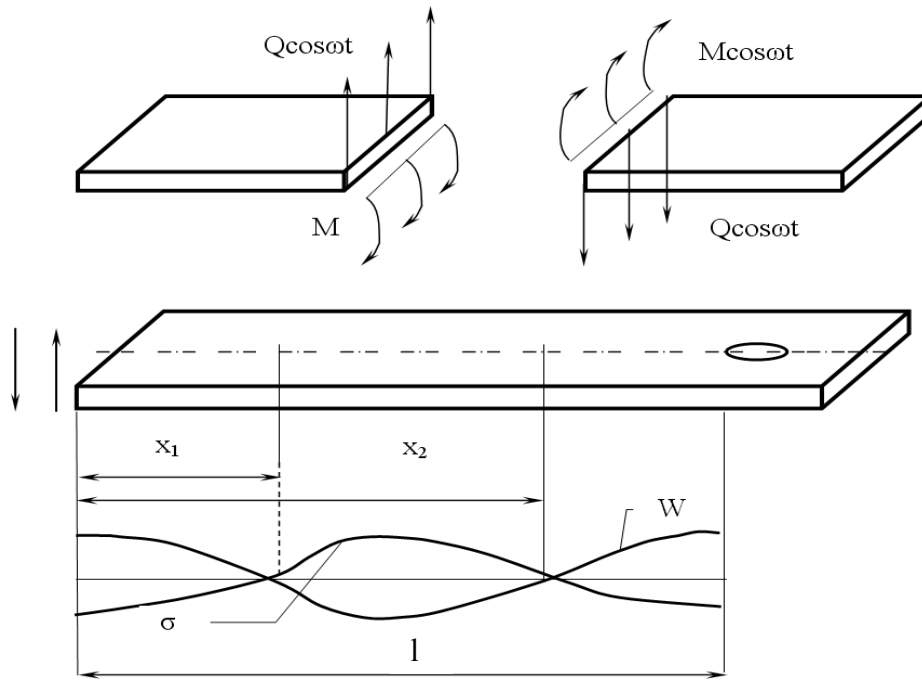


Рис. 5. Принцип навантаження призматичного зразка та розподіл у ньому прогинів  $W$  напружень  $\sigma$  при коливаннях за третьою формою коливань

де  $U(x) = \frac{1}{2}(ch kx - \cos kx)$ ,

$$V(x) = \frac{1}{2}(sh kx - \sin kx).$$

Або для розрахунку більш зручно використувати наступні системи часткових рішень рівнянь:

$$S(x) = \frac{1}{2}(ch kx + \cos kx),$$

$$T(x) = \frac{1}{2}(sh kx + \sin kx).$$

Якби моменти  $M \cos \omega t$  і сили  $Q \cos \omega t$  були відомі (яким-небудь чином визначені), то задовольнивши умові

$$EJW''(a) = M; EJW'''(a) = Q,$$

можна було б вирішити питання про напруження (5), визначивши параметри  $A$ ,  $B$ ,  $k$ . Через відсутність такої можливості використовуються результати експерименту. Так, якщо амплітуда коливань на вільному краї  $x=0$ , що вимірюється звичайно, мікроскопом, має величину  $W_0$ , то згідно (5) одержимо:

$$A = W_0, \quad (6)$$

Частотний параметр  $k$  обчислюється за формулою (3), якщо відома резонансна частота  $f$ , що вимірюється електронним частотоміром. Останнє невідоме – постійну  $B$  можна виразити через амплітуду  $W(b)$  якого-небудь перетину  $x=b$ . В результаті з (5) із врахуванням (6), отримаємо:

$$B = \frac{[W(b) - W_0 S(kb)]}{T(kb)}.$$

Якщо  $b$  – координата вузла коливань  $x_1$  або  $x_2$  (рис. 5), то  $W(b)=0$  і тому одержимо:

$$B = W_0 \frac{S(kb)}{T(kb)}.$$

При відомих  $A$ ,  $B$ ,  $k$  і  $b$  легко розрахувати величину прогину  $W$  і напруги  $\sigma$  на розглянутій ділянці зразка за формулами (4) та (5).

На основі отриманих результатів будуються криві втоми матеріалів для параметрів, що характеризують змінний цикл навантаження в умовах підвищених температур та впливі конструктивних і технологічних факторів.

Викладена методика відрізняється очевидною простотою як за конструкцією зразка, що використовується в процесі дослідження, так і за способом його закріплення. Це у свою чергу дозволяє більш раціонально використовувати потужність резонансної установки, оскільки тут не потрібно використання спеціальних пристроїв і додаткових деталей кріплення, що не є активними елементами, що здатні резонувати в робочому режимі, та вимагають додаткової витрати енергії, яка підводиться до вібратора.

## Висновки

Визначено порядок та методики проведення комплексу досліджень щодо визначення значень механічних властивостей іонноазотованих поверхневих шарів та їх структурно-фазового складу, рівня й розподілу залишкових напружень у зміцнених шарах. Розроблено методику термомеханічних високочастот-

тних випробувань на втому в умовах одночасного впливу температур до 1000 °С та частоти навантаження до 10 кГц. В основі методики покладено метод нагрівання шляхом фокусування променевої енергії в оптичних пристроях замкнутого типу.

Данні експериментальні випробування та комплекс фізико-хімічних досліджень може дати найкращі результати щодо забезпечення оптимальних механічних властивостей. Необхідно здійснювати комплексний підхід за етапами: матеріал – технологія – режими – структура – властивості.

### Література

1. Кузьменко, В.А. Усталостные испытания на высоких частотах нагружения [Текст] / В.А. Кузьменко. – Киев: Наук. думка, 1979. – 336 с.
2. Кузьменко В.А. Звуковые и ультразвуковые колебания при динамических испытаниях материалов [Текст] / В.А. Кузьменко. – К.: АН УССР, 1963. – 152 с.
3. Писаревский, М.М. Труды научно-технического совещания по изучению рассеяния энергии при колебаниях упругих тел [Текст] / М.М. Писаревский. – Киев: Изд-во АН УССР. – 1968. – С. 54–89.

4. Серенсен, С.В. Динамика машин для испытаний на усталость [Текст] / С.В. Серенсен, М.Э. Гарф, В.А. Кузьменко. – М.: Машиностроение, 1967. – 460 с.

5. Трапезон, О.Г. Установка для дослідження матеріалів з покриттями на термомеханічну втому [Текст] / О.Г. Трапезон, В.І. Мірненко, А.В. Бондар // 36. наук. пр. ННДЦ ОТ і ВБ України. – К.: ННДЦ ОТ і ВБ України. – 2003. – № 20. – С. 101–105.

6. Розробка основ аналітичного розрахунку пружних систем з покриттями на базі вибраних задач механіки і теорії коливань [Текст] / В.С. Антонюк, О.Г. Трапезон, В.І. Мірненко, А.В. Рутковський // Вісник Житомирського державного технологічного університету. – Житомир: ЖДТУ. – 2004. – №4(31). – С. 5–10.

7. Писаренко, Г.С. Сопротивление материалов [Текст] / Г.С. Писаренко. – К.: Вища школа, 1973. – 672 с.

8. Трапезон, А.Г. Циклическая прочность титановых сплавов при нормальных и повышенных температурах в условиях высокой частоты нагружения [Текст] / А.Г. Трапезон, В.І. Мирненко, А.В. Бондарь // Вібрації в техніці та технологіях. – 2004. – №5(37). – С. 85–88.

Поступила в редакцию 12.01.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., проф. кафедры интегрированных технологий А.Я. Мовшович, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков, Украина.

### РАЗРАБОТКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ МАТЕРИАЛОВ ПО КРИТЕРИЮ ЦИКЛИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ

**А.Ю. Нежведилов**

В статье разработан экспериментальный комплекс для термомеханических испытаний материалов по критерию циклической прочности – предел усталостной прочности и приведены методики исследования механических свойств. Представлена блок-схема магнитострикционной установки и описан принцип ее действия. Была проведена модернизация магнитострикционной установки У-10, что позволило одновременно циклически нагружать и нагревать образец. Проведен анализ последних исследований и публикаций, разработана методика термомеханических высокочастотных испытаний на усталость стальных материалов, и проведенные математические расчеты.

**Ключевые слова:** установка, образец, высокочастотные испытания, амплитуда колебаний, циклические нагрузки, напряжения.

### DEVELOPMENT OF EXPERIMENTAL SET FOR TESTING MATERIALS THERMOMECHANICAL BY STRENGTH REGULAR

**A.Y. Nezhvedilov**

The article developed an experimental system for thermo-mechanical tests of materials under cyclic strength criteria - beyond endurance and technique are studies of mechanical properties. The following block diagram of magnetostrictive installation and describes the principles of its action. It was upgraded magnetostrictive installation U-10, which allowed both cyclically loaded and heated sample. An analysis of recent research and publications, the method of high thermomechanical fatigue tests on steel materials, and made mathematical calculations.

**Key words:** installation, sample, high-frequency testing, amplitude fluctuations, cyclic loading, stress.

**Нежведилов Артур Юсуфович** – аспирант кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: nezhvedilov77@mail.ru

УДК 533.6

И.А. ГАНГАН, И.Д. ЕРЕМЕЕВ, П.Н. СОЛЯНИК, М.Л. СУРГАЙЛО, В.В. ЧМОВЖ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ ПОЛЯ СКОРОСТНЫХ НАПОРОВ ВБЛИЗИ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ РОТОРА ВЕРТИКАЛЬНО-ОСЕВОЙ СХЕМЫ**

*Представлены результаты экспериментальных исследований поля скоростных напоров перед ротором, внутри и за вращающимся ротором вертикально-осевой схемы с прямыми лопастями, проведенных в дозвуковой аэродинамической трубе АТ-3 ХАИ. Записаны выражения для относительных нормальных и касательной компонент скоростей, полученных с помощью модели проникаемого цилиндра. Показано сравнение экспериментальных и теоретических зависимостей относительной результирующей скорости от азимутального угла внутри и за ротором и относительной компоненты скорости  $V_x$  от координаты  $z$  перед ротором.*

**Ключевые слова:** ротор вертикально-осевой схемы, комбинированный насадок, коэффициент быстроходности, окружной коэффициент заполнения, коэффициент проницаемости.

В настоящее время представлено большое количество работ, посвященных экспериментальным исследованиям моделей вертикально-осевой схемы, однако крайне редко можно найти результаты исследований взаимодействия набегающего потока с вращающимся ротором.

В лаборатории дозвуковых скоростей ХАИ в аэродинамической трубе малых скоростей замкнутого типа с открытой рабочей частью АТ-3 ХАИ проведены экспериментальные исследования масштабных моделей роторов вертикально-осевой схемы с прямыми лопастями.

Диаметр выходного сечения сопла аэродинамической трубы равен  $D_c = 1,5$  м. Максимальная скорость потока в рабочей части аэродинамической трубы равна  $V_{\infty \max} = 45 \text{ М/с}$ . Начальная степень турбулентности потока в рабочей части аэродинамической трубы АТ-3 ХАИ равна  $\varepsilon = 0,68\%$ . Длина рабочей части аэродинамической трубы  $L = 2050$  мм.

Для определения взаимодействия вращающегося ротора вертикально-осевой схемы с набегающим потоком в аэродинамической трубе АТ-3 ХАИ были измерены скорости внутри и за ротором.

Модель ротора вертикально-осевой схемы диаметром  $D = 1,12$  м монопланной схемы имела две лопасти с профилем  $\text{NACA} - 0018$  и хордой  $b_{\text{л}} = 0,08$  м, высота ротора  $H = 0,574$  м.

Измерения проводились с помощью комбинированного насадка (рис. 1) в трех точках внутри вращающегося ротора и в трех точках за вращающимся ротором на расстоянии 10 мм от описываемой лопастями окружности, по высоте комбинированный насадок устанавливался на расстоянии

58 мм от конца лопасти. Расположение исследуемых точек показано на рис. 2 для азимутальных углов  $\vartheta$  равных  $0^\circ, 30^\circ, 150^\circ, 210^\circ, 330^\circ$ .

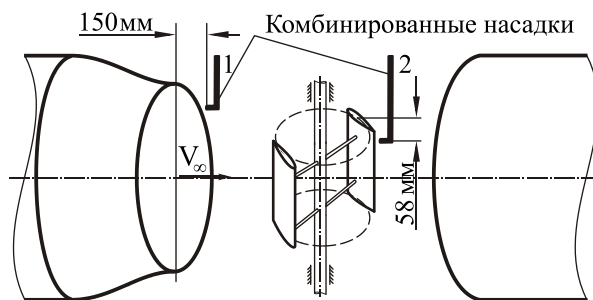


Рис. 1. Схема экспериментальной установки для определения скоростного напора внутри и за ротором вертикально-осевой схемы

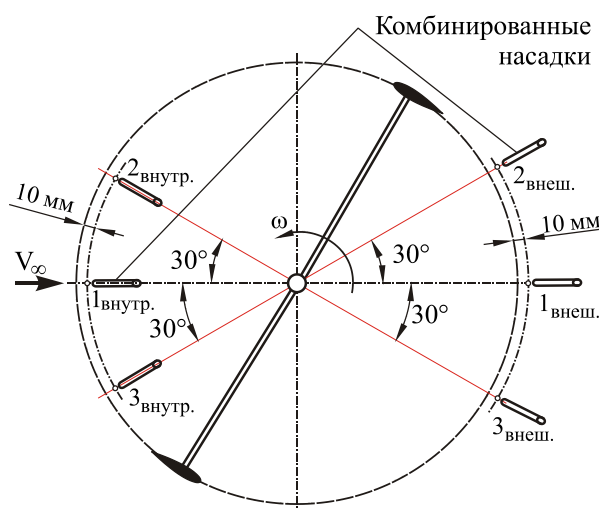


Рис. 2. Расположение исследуемых точек при определении скоростного напора внутри и за ротором вертикально-осевой схемы

С помощью комбинированного насадка 1 определялся скоростной напор невозмущенного потока  $q_v$  на расстоянии 150 мм от среза сопла. С помощью комбинированного насадка 2 определялся скоростной напор внутри ротора (за ротором)  $q_i$ . Здесь индекс «i» принимает значения:  $1_{\text{внутр.}}$ ,  $2_{\text{внутр.}}$ ,  $3_{\text{внутр.}}$ ,  $1_{\text{внеш.}}$ ,  $2_{\text{внеш.}}$ ,  $3_{\text{внеш.}}$  в соответствие с обозначениями на рис. 2. При измерении частота вращения ротора изменялась от  $n_{\text{max}}$  до  $n_{\text{min}}$ , что соответствует коэффициентам быстроходности  $z_{\text{max}}$  (при коэффициенте использования ветра  $C_p = 0$ ) и  $z_{\text{min}}$  (при максимальном коэффициенте использования ветра  $C_{p \text{ max}}$ ). Коэффициент быстроходности  $z$  определялся как

$$z = \omega R / V_{\infty}, \quad (1)$$

где  $R$  – радиус ротора, м;

$\omega = 2\pi n / 60$ ,  $\text{с}^{-1}$  – угловая скорость вращения

ротора;

$n$  – частота вращения ротора,  $\text{мин}^{-1}$ ;

$V_{\infty}$  – скорость набегающего потока,  $\text{м/с}$ .

Экспериментально величины скоростного напора в исследуемых точках можно определить по показаниям микроманометров, подключенных к комбинированным насадкам

$$q_v = \psi \frac{\rho_{\text{ж}}}{\rho_3} k_v l_v g, \quad q_i = \psi_n \frac{\rho_{\text{ж}}}{\rho_3} k_n l_i g, \quad (2)$$

где  $\psi$  и  $\psi_n$  – коэффициенты насадка (для комбинированных насадков  $\psi \approx 1$ );

$\rho_3$  – плотность эталонной жидкости (спирта),

$\rho_3 = 0,8095 \text{ г/см}^3$ ;

$\rho_{\text{ж}}$  – плотность рабочей жидкости в микроманометре,  $\text{г/см}^3$ ;

$k_v$  и  $k_n$  – фактор микроманометра,  $\text{г/см}^3$ ;

$l_v$  и  $l_i$  – показания микроманометров, подключенным к комбинированным насадкам, мм;

$g = 9,81 \text{ м/с}^2$  – ускорение свободного падения.

Скоростной напор набегающего потока, внутри ротора (за ротором) представляет собой соответственно

$$q_v = \frac{\rho V_{\infty}^2}{2}, \quad q_i = \frac{\rho V_i^2}{2}, \quad (3)$$

где  $\rho$  – плотность воздуха,  $\text{кг/м}^3$ ;

$V_{\infty}$  – скорость набегающего потока,  $\text{м/с}$ ;

$V_i$  – скорость внутри (за ротором),  $\text{м/с}$ .

С учетом выражений (2) и (3) величины относительных скоростей внутри (за ротором) можно определить как

$$\bar{W}_i = \frac{V_i}{V_{\infty}} = \sqrt{\frac{q_i}{q_v}} = \sqrt{\frac{l_i}{l_v}}. \quad (4)$$

В таблице 1 приведены результаты экспериментальных исследований поля скоростных напоров при различных частотах вращения ротора  $n$  для характерных точек в отношении  $l_i/l_v$ .

В ранее опубликованных работах [1, 2] была показана возможность представления вращающегося ротора вертикально-осевой схемы в виде пронизываемого цилиндра.

Теоретические выражения для относительных нормальной и касательной составляющих скорости снаружи и внутри пронизываемого цилиндра имеют вид

$$\bar{V}_{r1} = \left(1 - \frac{R^2}{r^2} \frac{1-K}{1+K}\right) \cos \vartheta - 2 \frac{1-K^p}{1+K} K z \frac{R}{r} \sum_{n=1}^{\infty} \left(-\frac{R}{r}\right)^n \frac{\sin n\vartheta}{n+K}, \quad (5)$$

$$\bar{V}_{\vartheta 1} = -\left(1 + \frac{R^2}{r^2} \frac{1-K}{1+K}\right) \sin \vartheta + \frac{1-K^p}{1+K} z \frac{R}{r} \left[1 + 2K \sum_{n=1}^{\infty} \left(-\frac{R}{r}\right)^n \frac{\cos n\vartheta}{n+K}\right], \quad (6)$$

$$\bar{V}_{r2} = \left(1 - \frac{1-K}{1+K}\right) \cos \vartheta - 2 \frac{1-K^p}{1+K} K z \frac{R}{r} \sum_{n=1}^{\infty} \left(-\frac{r}{R}\right)^n \frac{\sin n\vartheta}{n+K}, \quad (7)$$

$$\bar{V}_{\vartheta 2} = -\left(1 - \frac{1-K}{1+K}\right) \sin \vartheta - 2 \frac{1-K^p}{1+K} K z \frac{R}{r} \sum_{n=1}^{\infty} \left(-\frac{r}{R}\right)^n \frac{\cos n\vartheta}{n+K}, \quad (8)$$

где  $\bar{V}_{r1} = V_{r1}/V_{\infty}$  и  $\bar{V}_{\vartheta 1} = V_{\vartheta 1}/V_{\infty}$  – относительные нормальная и касательная составляющие скорости для внешнего течения;

$\bar{V}_{r2} = V_{r2}/V_{\infty}$  и  $\bar{V}_{\vartheta 2} = V_{\vartheta 2}/V_{\infty}$  – относительные нормальная и касательная составляющие скорости для внутреннего течения;

$p$  – безразмерный параметр;

$K$  – коэффициент проницаемости, определяемый выражением

$$K = \frac{(1 - \sigma_{\text{окр}})}{1 + \sigma_{\text{окр}}} e^{-\sigma_{\text{окр}} z}, \quad (9)$$

где  $\sigma_{\text{окр}}$  – «окружной» коэффициент заполнения, представляющий собой отношение «длины» лопастей к длине ометаемой окружности [2]:

$$\sigma_{\text{окр}} = \frac{i b_{\text{л}}}{\pi D}. \quad (10)$$

На рис. 3 – 4 показаны зависимости относительных скоростей внутри ротора и за ротором от азимутального угла  $\bar{W} = f(\vartheta)$ . Точками показаны значения, полученные экспериментально, кривыми – теоретические зависимости, полученные с помощью модели проницаемого цилиндра.

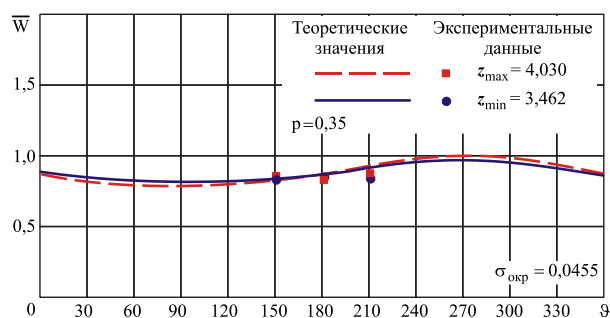


Рис. 3. Зависимости  $\bar{W} = f(\vartheta)$  внутри ротора

Из рис. 3 видно, что внутри ротора зависимости  $\bar{W} = f(\vartheta)$  мало отличаются для  $z_{\text{min}}$  и  $z_{\text{max}}$ . Характер зависимостей, полученных теоретически и экспериментально, одинаков.

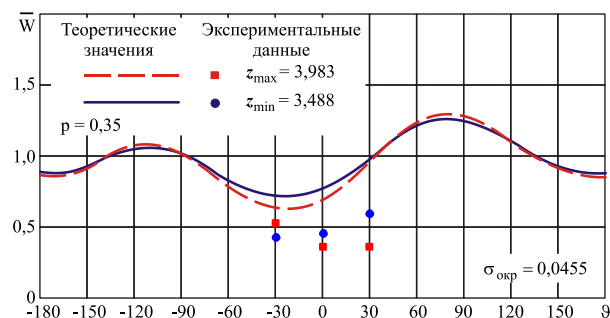


Рис. 4. Зависимости  $\bar{W} = f(\vartheta)$  за ротором

Экспериментальные и теоретические зависимости  $\bar{W} = f(\vartheta)$  за ротором (рис. 4) также имеют одинаковый характер, но  $\bar{W}_{\text{min, теор.}}$  отличаются от экспериментальных в пределах 38 %, кроме того, положение минимума  $\bar{W}_{\text{min, теор.}}$  смещено по отноше-

Таблица 1

Результаты экспериментальных исследований для точек внутри и за ротором

| $n, \frac{1}{\text{мин}}$   | $l_v, \text{мм}$ | $V_{\infty}, \frac{\text{м}}{\text{с}}$ | $l_i, \text{мм}$ | $\frac{l_i}{l_v}$ |
|-----------------------------|------------------|-----------------------------------------|------------------|-------------------|
| Точка № 1 <sub>внеш.</sub>  |                  |                                         |                  |                   |
| 652                         | 35,0             | 9,60                                    | 4,5              | 0,129             |
| 643                         | 35,0             | 9,60                                    | 4,5              | 0,129             |
| 632                         | 35,0             | 9,60                                    | 4,0              | 0,124             |
| 625                         | 35,0             | 9,60                                    | 4,5              | 0,129             |
| 619                         | 35,0             | 9,60                                    | 5,0              | 0,143             |
| 610                         | 35,0             | 9,60                                    | 5,5              | 0,157             |
| 605                         | 35,0             | 9,60                                    | 6,0              | 0,171             |
| 601                         | 35,5             | 9,75                                    | 6,5              | 0,183             |
| 590                         | 35,5             | 9,75                                    | 7,0              | 0,197             |
| 580                         | 35,5             | 9,75                                    | 7,5              | 0,211             |
| Точка № 2 <sub>внеш.</sub>  |                  |                                         |                  |                   |
| 662                         | 35,5             | 9,75                                    | 10,0             | 0,282             |
| 648                         | 35,5             | 9,75                                    | 10,5             | 0,296             |
| 642                         | 36,0             | 9,83                                    | 11,0             | 0,305             |
| 631                         | 36,0             | 9,83                                    | 11,5             | 0,319             |
| 602                         | 35,0             | 9,60                                    | 11,5             | 0,328             |
| 596                         | 35,0             | 9,60                                    | 12,0             | 0,343             |
| 582                         | 35,0             | 9,60                                    | 12,5             | 0,357             |
| Точка № 3 <sub>внеш.</sub>  |                  |                                         |                  |                   |
| 650                         | 35,0             | 9,60                                    | 4,5              | 0,128             |
| 644                         | 35,0             | 9,60                                    | 4,5              | 0,128             |
| 638                         | 35,0             | 9,60                                    | 4,5              | 0,128             |
| 629                         | 35,0             | 9,60                                    | 4,5              | 0,128             |
| 621                         | 35,0             | 9,60                                    | 5,0              | 0,143             |
| 607                         | 35,5             | 9,75                                    | 5,0              | 0,141             |
| 600                         | 35,5             | 9,75                                    | 5,5              | 0,155             |
| 586                         | 35,5             | 9,75                                    | 6,5              | 0,183             |
| Точка № 1 <sub>внутр.</sub> |                  |                                         |                  |                   |
| 670                         | 35,5             | 9,75                                    | 24,5             | 0,690             |
| 665                         | 35,5             | 9,75                                    | 24,5             | 0,690             |
| 659                         | 35,5             | 9,75                                    | 25,0             | 0,704             |
| 649                         | 35,5             | 9,75                                    | 26,0             | 0,732             |
| 644                         | 36,0             | 9,83                                    | 26,5             | 0,736             |
| 634                         | 36,5             | 9,95                                    | 27,0             | 0,740             |
| 627                         | 36,5             | 9,95                                    | 27,5             | 0,753             |
| 614                         | 37,0             | 10,40                                   | 28,5             | 0,716             |
| Точка № 2 <sub>внутр.</sub> |                  |                                         |                  |                   |
| 652                         | 35,0             | 9,60                                    | 25,0             | 0,714             |
| 647                         | 35,0             | 9,60                                    | 25,0             | 0,714             |
| 637                         | 35,5             | 9,75                                    | 25,0             | 0,704             |
| 624                         | 36,0             | 9,83                                    | 25,0             | 0,694             |
| 618                         | 36,0             | 9,83                                    | 25,5             | 0,708             |
| 607                         | 36,5             | 9,95                                    | 25,5             | 0,700             |
| Точка № 3 <sub>внутр.</sub> |                  |                                         |                  |                   |
| 658                         | 35,0             | 9,60                                    | 25,0             | 0,714             |
| 647                         | 35,0             | 9,60                                    | 25,0             | 0,714             |
| 640                         | 35,0             | 9,60                                    | 25,0             | 0,714             |
| 630                         | 35,0             | 9,60                                    | 25,0             | 0,714             |
| 614                         | 35,5             | 9,75                                    | 25,0             | 0,704             |
| 605                         | 35,5             | 9,75                                    | 25,0             | 0,704             |

нию  $\bar{W}_{\min_{\text{эсп.}}}$  на  $\Delta\theta = -30^\circ$ . Это объясняется тем, что результаты для проницаемого цилиндра были получены для потенциального течения. Здесь уже значительно проявляется различие зависимостей для  $z_{\min}$  и  $z_{\max}$ .

Для учета влияния загромождения потока масштабными моделями роторов вертикально-осевой схемы измерялось поле скоростных напоров перед моделью вращающегося ротора в вертикальной плоскости, расположенной на расстоянии 150 мм от среза сопла аэродинамической трубы АТ-3 ХАИ (рис. 1), для коэффициентов быстроходности  $z_{\max}$  (при коэффициенте использования ветра  $C_p = 0$ ) и  $z_{\min}$  (при максимальном коэффициенте использования ветра  $C_{p \max}$ ).

Модель ротора имела 3 лопасти с профилем NASA-0016M, хордой  $b_d = 0,08$  м, диаметром  $D = 1$  м, высота ротора  $H = 0,7$  м.

Измерения проводились для сечений  $y_I = 0$  мм,  $y_{II,V} = \pm 200$  мм,  $y_{III} = 400$  мм,  $y_{IV} = 600$  мм с шагом по оси  $0z$   $\Delta z = 100$  мм.

В ходе исследований определялся коэффициент поля в точке

$$\mu_i = \frac{q_n}{q_v}, \quad (11)$$

где  $q_n$  – скоростной напор, измеренный с помощью комбинированного насадка в исследуемом сечении в плоскости  $0yz$ ;

$q_v$  – скоростной напор набегающего потока.

На рис. 5 показаны зависимости коэффициентов поля  $\mu = f(z)$  в плоскости  $0yz$ , расположенной на расстоянии  $x = 150$  мм от среза сопла (или на расстоянии  $x = -1,36R$  от оси ротора) для шести сечений по оси  $0y$ .

На рис. 6 представлено сравнение графиков распределения относительной скорости  $\bar{V}_x = f(\bar{z})$  ( $\bar{z} = z/R$ ) в сечении, удаленном на расстояние  $x = -1,36R$  от оси симметрии, перед вращающимся

ротором и перед проницаемым цилиндром для максимального и минимального значений коэффициента быстроходности.

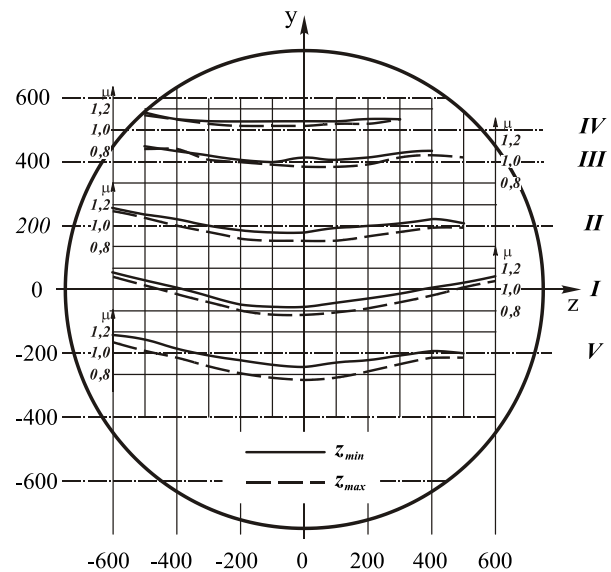


Рис. 5. Определение коэффициентов поля в точке в исследуемом сечении ( $x = -1,36R$ )

Окружной коэффициент заполнения  $\sigma_{\text{окр}} = 0,076$ , значения коэффициентов быстроходности:  $z_{\max} = 3,97$  и  $z_{\min} = 2,94$ . Параметр  $p$  принимал значение  $p = 0,35$ .

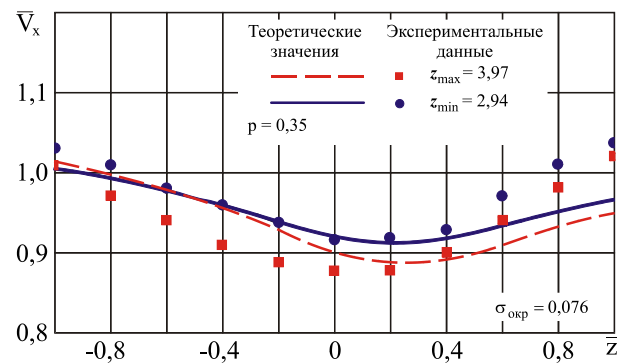


Рис. 6. Сравнение распределений относительной скорости  $\bar{V}_x = f(\bar{z})$  при  $\bar{x} = -1,36$  и  $y_I = 0$  мм

Таблица 2

Экспериментальные значения коэффициента поля в точке для сечения  $\bar{x} = -1,36$ ,  $\bar{y}_I = 0$  при  $z_{\max}$  и  $z_{\min}$

| $z$ , мм         | -600  | -500  | -400  | -300  | -200  | -100  | 0     | 100   | 200   | 300   | 400   | 500   | 600   |
|------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| $\mu_{z_{\max}}$ | 1,116 | 1,039 | 0,962 | 0,885 | 0,808 | 0,770 | 0,770 | 0,789 | 0,828 | 0,885 | 0,943 | 1,020 | 1,078 |
| $\mu_{z_{\min}}$ | 1,157 | 1,079 | 1,020 | 0,942 | 0,863 | 0,843 | 0,840 | 0,880 | 0,920 | 0,960 | 1,020 | 1,060 | 1,120 |

Из рис. 6 видно, что минимальные значения относительной компоненты скорости  $\bar{V}_{x_{\min}}$  для  $z_{\min}$  и  $z_{\max}$  теоретических и экспериментальных практически совпадают, а координаты  $\bar{z}$ , соответствующие минимальным значениям  $\bar{V}_{x_{\min}}$ , смещены в среднем на  $\Delta \bar{z} = 0,2$ . Однако характер теоретических зависимостей повторяет экспериментальные.

Результаты исследований кинематической картины обтекания ротора могут использоваться при проектировании роторов вертикально-осевой схемы, выборе оптимальных геометрических параметров и режимов работы роторов, а также для оценки работы роторов вертикально-осевой схемы.

## Литература

1. Сургайло, М.Л. Силовое взаимодействие при потенциальном обтекании перфорированного цилиндра [Текст] / М.Л. Сургайло, В.В. Чмовж // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 24. – Х., 2004. – С. 12–19.
2. Сургайло, М.Л. Потенциальное обтекание пронизываемого цилиндра применительно к моделированию обтекания ротора вертикально-осевого ветродвигателя [Текст] / М.Л. Сургайло, В.В. Чмовж // Вісті Академії інженерних наук України. Спец. вип. «Машинобудування і прогресивні технології». – 2007. – Вып. 3(33). – С. 192–195.

Поступила в редакцию 23.01.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, ведущий научный сотрудник отдела технической гидромеханики В.А. Горбань, Институт Гидромеханики НАН Украины, Киев, Украина.

## ВИЗНАЧЕННЯ КОЕФІЦІЄНТІВ ПОЛЯ ШВИДКІСНИХ НАТИСКІВ ПОБЛИЗУ РОТОРА ВЕРТИКАЛЬНО-ОСЬОВОЇ СХЕМИ, ЩО ОБЕРТАЄТЬСЯ

*І.А. Ганган, І.Д. Єремєєв, П.М. Соляник, М.Л. Сургайло, В.В. Чмовж*

Представлені результати експериментальних досліджень поля швидкісних натисків перед ротором, усередині і за ротором вертикально-осьової схеми, що обертається, з прямими лопатями, проведених в дозвуковий аеродинамічний трубі АТ-3 ХАІ. Записані вирази для відносних нормальній і дотичній компонент швидкостей, отриманих за допомогою моделі проникного циліндра. Показане порівняння експериментальних і теоретичних залежностей відносної результуючої швидкості від азимутного кута усередині і за ротором і відносної компоненти швидкості  $V_x$  від координати  $z$  перед ротором.

**Ключові слова:** ротор вертикально-осьової схеми, комбінований насадок, коефіцієнт швидкохідності, окружний коефіцієнт заповнення, коефіцієнт проникності.

## DETERMINATION OF VELOCITY FIELD COEFFICIENTS NEAR-BY REVOLVED VERTICAL AXIS SCHEME ROTOR

*I.A. Gangan, I.D. Eremeev, P.N. Solyanik, M.L. Surgaylo, V.V. Chmovzh*

The results of experimental researches of velocity field are presented before a rotor, inwardly and after the revolved vertical axis scheme rotor with direct blades, performed in the low speed wind tunnel of AT-3 KhAI. Expressions are written for relative normal and tangent components of the velocity got by means of permeable cylinder model. Comparison of experimental and theoretical dependences of relative resulting velocity from an azimuthal angle inwardly and after a rotor and relative component of velocity  $V_x$  from the coordinate of  $z$  before a rotor is shown.

**Key words:** vertical axis scheme rotor, Pitot-static tube, tip speed ratio parameter, circle solidity, coefficient of permeability.

**Ганган Игорь Арестович** – старший научный сотрудник каф. аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

**Еремеев Игорь Дмитриевич** – старший научный сотрудник каф. аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

**Соляник Павел Николаевич** – старший преподаватель каф. аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: 160690123@qip.ru.

**Сургайло Мария Леонидовна** – ассистент каф. аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: smrpv@mail.ru.

**Чмовж Виталий Витальевич** – канд. техн. наук, доцент, заведующий каф. аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: v.chmovzh@khai.edu.

УДК 533.666.2: 629.7

П.И. ИВАНОВ

Херсонский национальный технический университет, Украина

## ПОСТРОЕНИЕ УДАРНОЙ ПОЛЯРЫ ДЛЯ ВОГНУТОГО КРИВОЛИНЕЙНОГО СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ

Проблема связана с разработкой методов расчета аэродинамических характеристик вогнутых тел типа «парашют», обтекаемых сверхзвуковым потоком газа. В данной работе, опираясь на результаты, полученные в свое время А. Буземаном для выпуклого криволинейного скачка уплотнения, сделан вывод уравнения ударной поляры для вогнутого криволинейного скачка. При выводе уравнения ударной поляры использован тот же алгоритм, что и у А. Буземана с отличием только в записи соотношения для касательной составляющей скорости потока до скачка уплотнения. Приведены примеры поведения ударной поляры для вогнутого скачка уплотнения при различных значениях приведенных скоростей набегающего потока. Обсуждаются проблемные вопросы, связанные с ударной поларой.

**Ключевые слова:** скачок уплотнения, парашют, ударная поляра, проектирование, оптимизация.

### Введение

Построение ударной поляры при обтекании сверхзвуковым потоком выпуклого объекта, например, головной части летательного аппарата, было в свое время выполнено А. Буземаном [1 – 3]. Что касается построения ударной поляры для случая обтекания сверхзвуковым потоком вогнутого объекта, то, насколько известно автору, таких работ не встречалось. Тем не менее, практика требует решения этой задачи [4 – 11], в частности, для расчета характеристик обтекаемых тел типа «парашют».

### Постановка проблемы

В последнее время, в связи с интенсивным развитием аэрокосмической техники существенно возросли требования к средствам и системам спасения, в частности, к аэродинамическим характеристикам парашютов, работающих на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях. Это, в свою очередь, требует совершенствования существующих и разработки новых методов расчета характеристик с целью последующего внедрения их в процессы проектирования при обязательном обеспечении условия сохранения высокого уровня надежности функционирования парашютной системы.

Анализ последних исследований и публикаций показал, что ранее, с целью решения аналогичной задачи для парашюта, уже проводился ряд экспериментальных исследований [10, 11].

Целью настоящей работы является построение ударной поляры при обтекании сверхзвуковым потоком вогнутого объекта, обсуждение результатов, полученных для семейства ударных поляр при

различных значениях величины набегающего потока, алгоритма и специфических особенностей проблемы. Это позволит сконцентрировать дальнейшие усилия на исследованиях именно этих особенностей, что будет способствовать быстрейшему решению задач улучшения аэродинамических характеристик сверхзвуковых парашютных систем.

### Основная часть

Криволинейные вогнутые скачки уплотнения (СУ) встречаются при обтекании вогнутых криволинейных поверхностей, возникающие как огибающие семейства множества прямолинейных СУ [4–11]. Криволинейный вогнутый СУ может возникать перед телом с протоком, например, перед перфорированным раскрытым парашютом. В этой связи возникает задача определения скоростей потока за СУ, т.е. задача построения ударной поляры для вогнутого СУ. На рис. 1 представлен фрагмент вогнутого СУ, скорости и их компоненты до и после СУ.

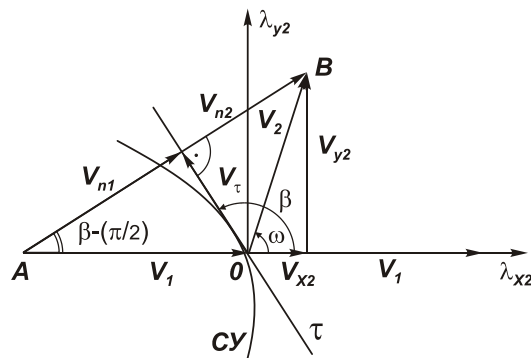


Рис. 1. К выводу уравнения для поляры вогнутого СУ

Здесь индексы 1 соответствуют параметрам потока до СУ, 2 – после СУ. Угол наклона СУ  $\beta$  – угол между вектором скорости внешнего набегающего потока  $V_1$  и направлением касательной к СУ  $\tau$  – тупой и изменяется от  $90^\circ$  в центральной части симметричного СУ, до  $180^\circ$  на периферии. Угол  $\omega$  – угол поворота вектора скорости потока  $V_2$  за СУ.

Из рис. 1 можно записать следующие соотношения для нормальных и касательных составляющих скоростей потока до и после СУ:

$$\begin{aligned} V_{n1} &= V_1 \sin \beta; \quad V_{\tau 1} = -V_1 \cos \beta; \\ V_{n2} &= V_2 \sin(\beta - \omega); \quad V_{\tau 2} = V_2 \cos(\beta - \omega). \end{aligned} \quad (1)$$

Уравнение изменения полного импульса в проекции на направление элемента СУ с учетом уравнения расхода для струйки газа при переходе через СУ дает условие [4]:

$$V_{\tau 1} = V_{\tau 2} = V_\tau, \quad (2)$$

где  $V_\tau$  – касательная составляющая скорости к скачку уплотнения. Т.е. проекция вектора скорости на направление СУ до и после скачка одинакова.

Соотношение скоростей течения газа до и после СУ также получено в работах [1-4]:

$$V_{n1} V_{n2} = a_{кр}^2 - \frac{k-1}{k+1} V_\tau^2, \quad (3)$$

где  $k = 1,41$  – показатель адиабаты,  $a_{кр}$  – критическая скорость звука. Объединяя уравнения (1) с учетом (2) и подставляя в (3), получим систему уравнений:

$$\begin{cases} -V_1 \cos \beta = V_2 \cos(\beta - \omega); \\ V_1 \sin \beta \cdot V_2 \sin(\beta - \omega) = a_{кр}^2 - \frac{k-1}{k+1} V_1^2 \cos^2 \beta. \end{cases} \quad (4)$$

Здесь обычно известно  $V_1$  и  $a_{кр}$ . Задавшись углом наклона СУ  $\beta$ , можно найти  $V_2$  и  $\omega$ .

$$\text{Из рис. 1 следует, что: } \frac{V_1 + V_{x2}}{V_{n1} + V_{n2}} = \sin \beta,$$

откуда  $V_{n2} = \frac{V_1 + V_{x2}}{\sin \beta} - V_{n1}$ , или же:

$$V_2 \sin(\beta - \omega) = \frac{V_1 + V_{x2}}{\sin \beta} - V_1 \sin \beta. \quad (5)$$

Подставляем полученное выражение (5) во второе уравнение системы (4), получим:

$$\begin{aligned} V_1 \sin \beta \left( \frac{V_1 + V_{x2}}{\sin \beta} - V_1 \sin \beta \right) &= \\ &= a_{кр}^2 - \frac{k-1}{k+1} V_1^2 \cos^2 \beta. \end{aligned}$$

Раскрывая скобки и выполняя преобразования, получим окончательно:

$$V_1 V_{x2} - a_{кр}^2 = -\frac{2k}{k+1} V_1^2 \cos^2 \beta.$$

Умножаем левую и правую части последнего равенства соответственно на левую и правую части тригонометрического тождества:

$$1 + \operatorname{ctg}^2 \beta = \frac{1}{\sin^2 \beta},$$

получим:

$$(V_1 V_{x2} - a_{кр}^2)(1 + \operatorname{ctg}^2 \beta) = -\frac{2k}{k+1} V_1^2 \operatorname{ctg}^2 \beta.$$

Разрешая это уравнение относительно  $\operatorname{ctg}^2 \beta$ , получим:

$$\operatorname{ctg}^2 \beta = \frac{V_1 V_{x2} - a_{кр}^2}{a_{кр}^2 - \frac{2k}{k+1} V_1^2 - V_1 V_{x2}}.$$

С другой стороны, из рис.1 следует:

$$\operatorname{ctg} \beta = -\frac{V_{y2}}{V_1 + V_{x2}}.$$

Приравняв правые части, получим:

$$\frac{V_{y2}^2}{(V_1 + V_{x2})^2} = \frac{V_1 V_{x2} - a_{кр}^2}{a_{кр}^2 - \frac{2k}{k+1} V_1^2 - V_1 V_{x2}},$$

откуда

$$V_{y2}^2 = (V_1 + V_{x2})^2 \frac{V_1 V_{x2} - a_{кр}^2}{a_{кр}^2 - \frac{2k}{k+1} V_1^2 - V_1 V_{x2}}.$$

Введем безразмерные приведенные скорости:

$$\lambda_1 = \frac{V_1}{a_{кр}}, \quad \lambda_{x2} = \frac{V_{x2}}{a_{кр}}, \quad \lambda_{y2} = \frac{V_{y2}}{a_{кр}}.$$

Подставляя в последнее уравнение, получим окончательно параметрическое уравнение ударной поляры вогнутого СУ:

$$\lambda_{y2}^2 = (\lambda_1 + \lambda_{x2})^2 \frac{\lambda_1 \lambda_{x2} - 1}{a_{кр}^2 - \frac{2k}{k+1} \lambda_1^2 - \lambda_1 \lambda_{x2}}. \quad (6)$$

Здесь параметром выступает  $\lambda_1$  – безразмерная скорость до СУ. Отметим, что уравнение ударной поляры выпуклого СУ из работ [1-11]:

$$\lambda_{y2}^2 = (\lambda_1 - \lambda_{x2})^2 \frac{\lambda_1 \lambda_{x2} - 1}{a_{кр}^2 + \frac{2}{k+1} \lambda_1^2 - \lambda_1 \lambda_{x2}}, \quad (6, a)$$

свойства которой подробно были рассмотрены в работе [4], отличается от уравнения поляры (6).

Из уравнения (6) вытекает, что  $\lambda_{y2} = 0$  при  $\lambda_{x2} = 1/\lambda_1$ . Это соответствует фрагменту прямого СУ в центральной части криволинейного СУ.

На рис. 2 представлены графики ударных поляр для различных значений величины набегающего потока  $\lambda_1$ . Исследуем свойства ударной поляры (6) вогнутого СУ.

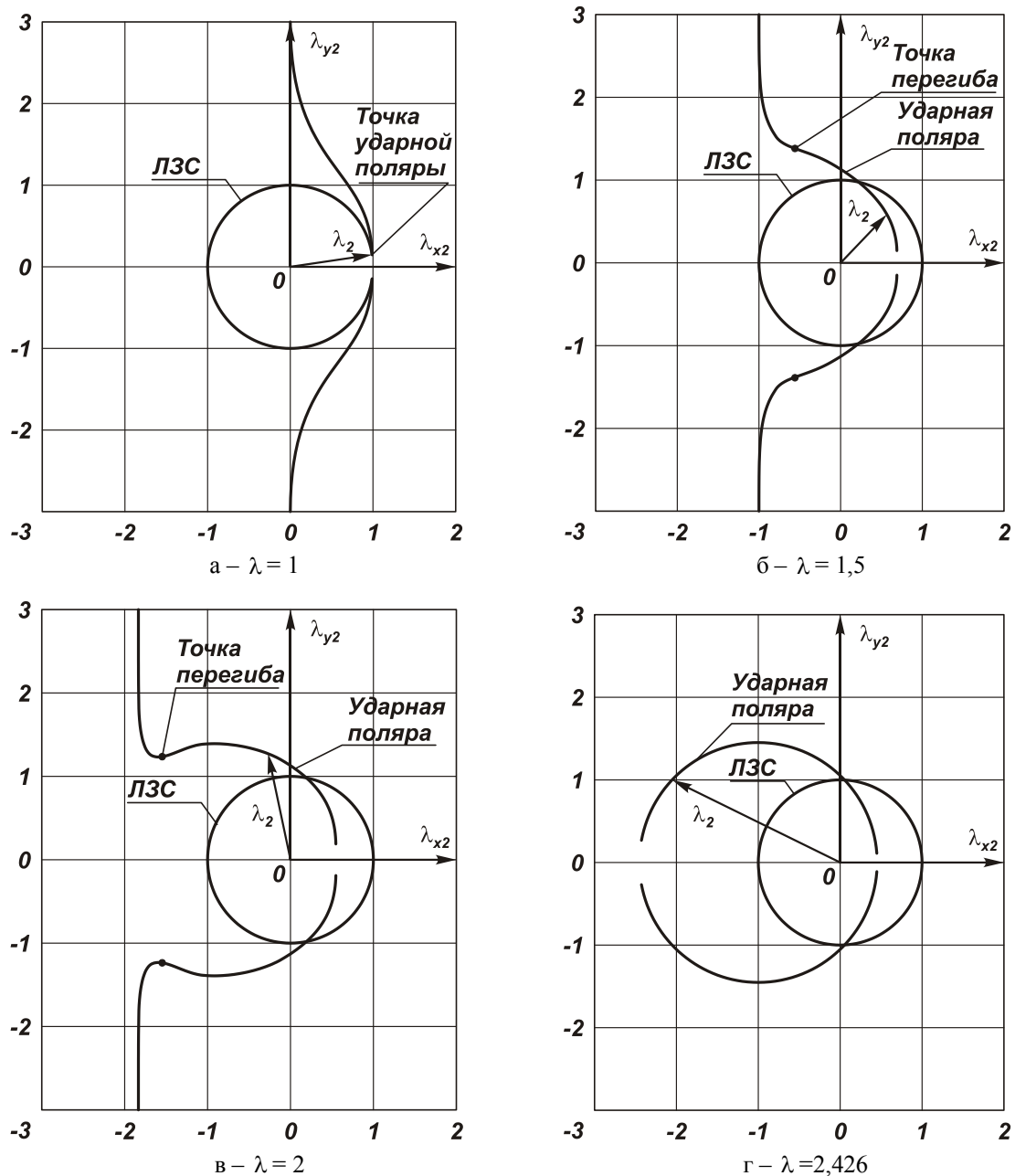


Рис. 2. Ударная поляра для различных значений величины набегающего потока

Ударная поляра представляет собой годограф вектора скорости потока за СУ, начало которого помещено в начало декартовой системы координат.

Отрезок, соединяющий начало координат с любой точкой поляры, является вектором скорости  $\lambda_2$  за СУ, а угол  $\omega$  между вектором скорости  $\lambda_2$  и осью  $\lambda_{x2}$ , совпадающей с направлением скорости  $\lambda_1$  до СУ – угол поворота потока на СУ.

Окружность радиуса  $\lambda = 1$  представляет собой линию звуковых скоростей (ЛЗС).

Фрагмент ударной поляры внутри линии звуковых скоростей соответствует дозвуковым скоростям за СУ, вне ЛЗС – сверхзвуковым скоростям.

При выполнении условия  $\lambda_2 = \lambda_1$  СУ вырождается в волну слабых возмущений.

При выполнении условия  $\lambda_2 > \lambda_1$  из точек ударной поляры, соответствующих этому условию (точки перегиба), формируются ветви, уходящие в бесконечность.

Эти ветви соответствуют скачку разрежения, который в адиабатическом течении существовать не может.

Таким образом, ударной полярой вогнутого СУ является только разомкнутая кривая между правой крайней точкой оси симметрии и верхней и нижней точками перегиба, рис. 2, б, в.

При скорости потока  $\lambda_1 = 1$  ударная поляра возникает в точку.

Для предельного значения приведенной скорости  $\lambda_1 = \sqrt{\frac{k+1}{k-1}}$  ударная поляра принимает форму окружности.

Предельный угол поворота  $\omega_{\max}$  вектора скорости за СУ определяется как угол между осью  $O\lambda_{x2}$  и вектором  $\lambda_2$ , когда конец этого вектора совпадает с точкой перегиба поляры.

По ударной поляре можно найти угол наклона СУ  $\beta$ , т.е. точку на вогнутом СУ, которой соответствует вектор скорости за СУ в соответствии со следующим алгоритмом.

1. В декартовой системе координат  $O\lambda_{x2}\lambda_{y2}$  ударной поляры построить вектор  $\lambda_2$ .

2. От начала координат вдоль оси  $O\lambda_{x2}$  отложить вектор  $\lambda_1$ .

3. Симметрично (зеркально) отразить вектор  $\lambda_2$  относительно оси  $O\lambda_{x2}$ .

4. Поскольку проекции векторов скорости на направление СУ до и после СУ одинаковы, то концы векторов скорости  $\lambda_1$  и отраженного  $\lambda_2$  должны лежать на линии, перпендикулярной к линии касательной к СУ в данной точке СУ (для которой определен вектор  $\lambda_2$ ).

Соединяем концы вектора  $\lambda_1$  и зеркально отраженного  $\lambda_2$ , получаем линию.

5. Из начала координат опускаем перпендикуляр на данную линию.

6. Измеряем угол  $\beta'$  (против часовой стрелки, т.к. он отрицательный) между осью  $O\lambda_{x2}$  и перпендикуляром. Отметим, что

$$\beta' = \text{arccotg} \left( -\frac{\lambda_{y2}}{\lambda_1 + \lambda_{x2}} \right).$$

7. Вычисляем угол наклона СУ

$$\beta = \pi - \beta'.$$

По ударной поляре можно решить и обратную задачу: по данному углу наклона  $\beta$  в точке СУ определить соответствующий ему вектор скорости  $\lambda_2$  за скачком.

1. От вектора  $\lambda_1$ , отложенного вдоль оси  $O\lambda_{x2}$ , против часовой стрелки отложить угол наклона СУ  $\beta$  и через начало системы координат О провести касательную  $\tau$  к СУ под этим углом.

2. Из конца вектора  $\lambda_1$ , отложенного вдоль оси  $O\lambda_{x2}$ , вниз под ось  $O\lambda_{x2}$  провести перпендикуляр к направлению касательной к СУ.

Точка пересечения этого перпендикуляра с нижней ветвью поляры и будет являться концом зеркально отраженного относительно оси  $O\lambda_{x2}$  вектора скорости за СУ, соответствующего данному углу наклона СУ  $\beta$ .

3. Зеркально отразить этот вектор относительно оси  $O\lambda_{x2}$  и получить вектор  $\lambda_2$  за скачком уплотнения в данной точке поляры, соответствующей углу наклона  $\beta$ .

## Заключение

Опираясь на ранее выполненные работы [1 – 11], построена ударная поляра для СУ, который может образоваться при обтекании тела типа парашют.

В перспективе планируется по заданному уравнению геометрии обтекаемого сверхзвуковым потоком парашюта получить уравнение скачка уплотнения с тем, чтобы затем можно было бы к точкам скачков уплотнения (по их координатам) привязать углы наклона  $\beta$  СУ. Откуда уже по углам наклона  $\beta$  привязать вектора скорости  $\lambda_2$  за СУ к каждой его точке, поскольку ударная поляра сама по себе еще не дает возможности связать вектора  $\lambda_2$  с координатами СУ.

## Литература

1. Busemann, A. *Verdichtungsstöße in ebenen Gasströmungen. Vorträge aus dem Gebiet der Aerodynamik, Aachen 1929* [Text] / A. Busemann; herausgegeben von A. Gilles, L. Hopf und Th. von Kàrmàn. – Berlin: Julius Springer, 1930. – S. 162–169.
2. Busemann, A. *Gasdynamik, Handbuch der experimentellen Physik* [Text] / A. Busemann. – Leipzig: Akademischer Verlag, 1931. – Vol. IV, Part. 1. – 394 s.
3. Busemann, A. *Hodographenmethode der Gasdynamik* [Text] / A. Busemann // ZAMM. – 1937. – Vol. 17, Issue 2. – P. 73 – 79.
4. Меньшиков, В.И. *Аэродинамика* [Текст] / В.И. Меньшиков. – Х.: ХВКИУ, 1969. – 239 с.
5. Ферри, А. *Аэродинамика сверхзвуковых течений* [Текст] / А. Ферри. – М.: ГИТТЛ, 1953. – 463 с.
6. Лойцянский, Л.Г. *Механика жидкости и газа* [Текст] / Л.Г. Лойцянский. – М.: Наука, 1970. – 904 с.
7. Липман, Г.В. *Введение в аэродинамику сжимаемой жидкости* [Текст] / Г.В. Липман, А.Е. Пакет. – М.: ИИЛ, 1949. – 340 с.
8. Хилтон, У.Ф. *Аэродинамика больших скоростей* [Текст] / У.Ф. Хилтон. – М.: ИИЛ, 1955. – 504 с.
9. Гошек, И. *Аэродинамика больших скоростей* [Текст] / И. Гошек. – М.: ИИЛ, 1954. – 547 с.
10. Хлебников, В.С. *Исследование аэродинамического сопротивления системы груз-крестообраз-*

ный парашют при транс- и сверхзвуковых скоростях полета [Текст] / В.С. Хлебников, П.Г. Цыганов // Сб. докладов НТК НИИ АУ. – 1983. – Вып. 8. – С. 8 – 12.

11. Иванов, П.И. Методика № 16203.52-02 летных испытаний сверхзвуковых парашютных систем [Текст]/ П.И. Иванов. – Феодосия: НИИ АУС, 2002. – 41 с.

Поступила в редакцию 28.02.2012.

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

### ПОБУДОВА УДАРНОЇ ПОЛЯРИ ДЛЯ УВІГНУТОГО КРИВОЛІНІЙНОГО СТРИБКА УЩІЛЬНЕННЯ

*П.І. Іванов*

Проблема зв'язана з розробкою методів розрахунку аеродинамічних характеристик увігнутих тіл типу "парашут", обтічних надзвуковим потоком газу. У даній роботі, спираючись на результати, отримані у свій час А. Буземаном для опуклого криволінійного стрибка ущільнення, зроблений вивід рівняння ударної полярної для увігнутого криволінійного стрибка. При висновку рівняння ударної полярної використаний той же алгоритм, що й в А. Буземана з відмінністю тільки в записі співвідношення для дотичної складової швидкості потоку до стрибка ущільнення. Приведено приклади поводження ударної полярної для увігнутого стрибка ущільнення при різних значеннях приведених швидкостей потоку, що набігає.

**Ключові слова:** парашут, надзвуковий потік газу, криволінійний стрибок ущільнення, ударна полярна.

### CONSTRUCTING OF SHOCK POLAR FOR THE CONCAVE CURVED SHOCK

*P.I. Ivanov*

The problem is related to the development of the methods of the figuring of aerodynamic characteristics of concaved bodies "parachute" type, streamlined by supersonic gas stream. In the present work based on the results for convex curved shock, achieved in due time by A. Busemann, the shock polar equation for concave shock has been made up. When developing the equation of shock polar, the same algorithm that was applied by A. Busemann, was used, with the difference only in connection record for peripheral component of air flow rate up to compressive wave. The examples of shock polar behavior for concave curved shock at different rates of quoted upstream velocity have been provided.

**Key words:** parachute, supersonic gas stream, curved shock, shock polar.

**Іванов Петро Іванович** – д-р техн. наук, проф., Феодосійський факультет Херсонського національного технічного університету, Феодосія, Україна, e-mail: Ivanovpetr@rambler.ru.

УДК 533.694.73

О.Г. ЩЕРБОНОС

*Національний авіаційний університет, Україна***РОЗПОДІЛ НЕСТАЦІОНАРНОГО ТИСКУ НА КРИЛІ З ГЕНЕРАТОРАМИ ВИХРІВ**

*Робота присвячена дослідженню нестационарних аеродинамічних характеристик крила з генераторами вихрів. Наведено опис експериментальної установки, параметрів експерименту та результатів дослідження розподілу миттєвих коефіцієнтів тиску на крилі з генераторами вихрів в умовах нестационарного обтікання. Показано збільшення амплітуди піку розрідження при коливанні крила з генераторами вихрів у порівнянні з гладким контрольним крилом, що свідчить про більший прояв ефектів аеродинамічної нестационарності, та більший динамічний гістерезис аеродинамічних коефіцієнтів, що з'являється при коливаннях крила.*

**Ключові слова:** аеродинамічна труба, нестационарна аеродинаміка, генератори вихрів

**Огляд літератури,  
постановка проблеми**

Розвинена конкуренція на ринку авіації змушує авіапромисловість шукати нові рішення в аеродинаміці літальних апаратів. Одним з напрямків, що розвивається, є організація керованого вихрового обтікання на крилі [1, 2]. Використання генераторів вихрів, дозволяє поліпшити злітно-посадочні характеристики ЛА, використовувати крила більшої товщини, більшого паливного об'єму [3]. Генератори вихрів збільшують критичний кут атаки, що позитивно впливає на безпеку польоту [4].

Однак відкритим питанням дотепер залишаються характеристики крил із установленими генераторами вихрів в умовах нестационарного обтікання - при інтенсивних просторових маневрах ЛА або при польоті в неспокійній атмосфері [5]. Дослідження в області нестационарної аеродинаміки відкривають складні ефекти, що проявляються при переорганізації обтікання крила [6, 7]. В таких умовах аеродинамічні характеристики значно відрізняються від умов стаціонарного обтікання, що вимагає їхнього обліку в системах керування, при розрахунку навантажень на конструкцію ЛА, при рішенні прямих і зворотних задач динаміки польоту [8].

Для обліку нестационарних аеродинамічних ефектів на крилах з генераторами вихрів, потрібно докладно вивчити взаємовплив поздовжніх вихрових структур породжених генераторами вихрів і поперечної вихрової структури, що утворилася в результаті обтікання крила нестационарним потоком. Експериментальні дослідження цієї задачі нададуть необхідні дані для уточнення існуючих і розвитку майбутніх теоретичних моделей нестационарної аеродинаміки, а також розвитку концепції організованого вихрового обтікання крила.

**Мета роботи** – експериментально отримати дані розподілу нестационарного тиску на крилі з генераторами вихрів, що коливається.

**Експериментальна установка**

Експеримент проводився в аеродинамічному комплексі ТАД-2 НАУ [9]. В якості досліджуваної моделі використовувалась модель відсіку крила з профілем Р-301 з відносною товщиною  $\bar{c} = 14\%$ . Площа крила становить  $S = 0,5656 \text{ м}^2$ , хорда  $b_a = 0,51 \text{ м}$ , кут стріловидності дорівнює нулю. Відсік крила складається з основної частини, елерона ( $l_e = 0,795 \text{ м}$ ,  $b_e = 0,1655 \text{ м}$ ,  $S_e = 0,132 \text{ м}^2$ ) та закінцівки. Для аналізу нестационарної течії повітря на профілі крила, а саме для вимірювання розподілу тиску, в центральній частині був розташований відсік з дренажними отворами і датчиками тиску. Всього в центральному відсіку було встановлено 56 датчиків тиску MPXV5004G, що направлені уздовж повітряного потоку (40 датчиків всередині основного відсіку крила – групами по 8, 16 та 16 штук і 16 всередині елерона).

Генератори вихрів виконано у вигляді напливу на передній кромці крила [1, 10]. Утворювальні поверхні генераторів вихрів мають той же профіль, що й на самому крилі. Данні генератори вихрів не мають гострих кромки на яких утворюється зрив потоку, а утворення вихору відбувається в кутовій області завдяки інтерференції об'ємного напливу та крила.

На рис. 1 представлено зовнішній вигляд моделі крила з установленими генераторами вихрів.

На рис. 2 приведено схему дренажу моделі крила. Конструкція моделі не дозволяла дренувати крило та закриток поблизу задніх кромки. Тому дані розподілу тиску на проміжках:  $\bar{x} = 0,6873 \div 0,7490$

для верхньої та  $\bar{x} = 0,6745 \div 0,7490$  для нижньої поверхні крила, а також  $\bar{x} = 0,9569 \div 1$  для верхньої, та  $\bar{x} = 0,9461 \div 1$  для нижньої поверхні закрилка, отримані екстраполяцією.

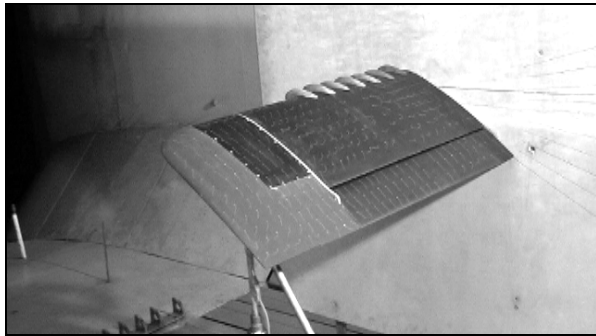


Рис. 1. Загальний вигляд моделі з установленими генераторами вихрів

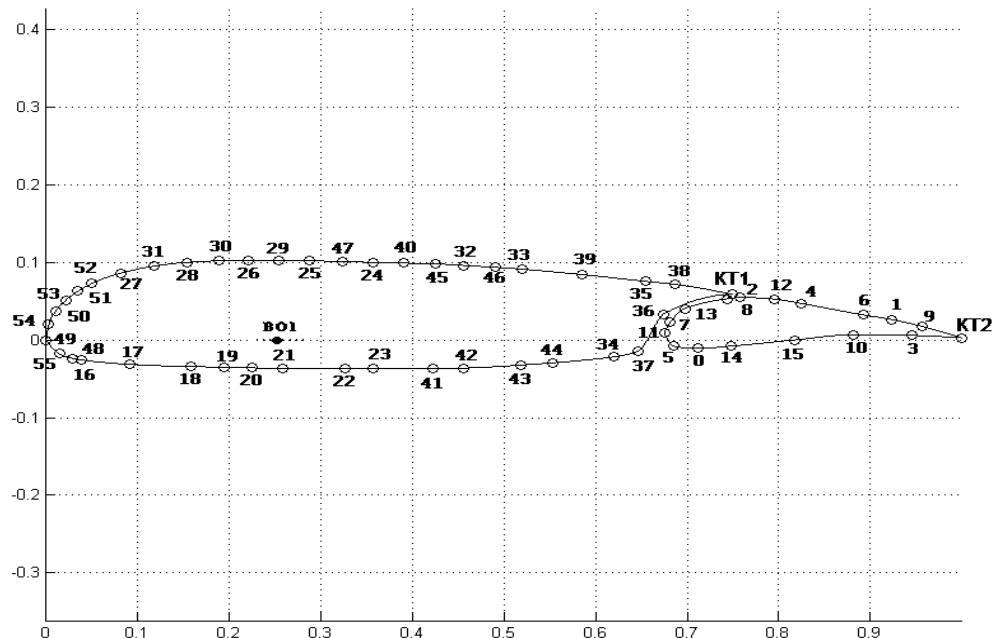


Рис. 2. Розташування дренажних отворів відсіку крила

Оцінка систематичних похибок визначення коефіцієнтів тиску показала, що інструментальна зведена відносна похибка визначення коефіцієнтів повітряного тиску не перевищує рівень 1%.

### Результати дослідження

На рис. 3, 4 представлені хордові діаграми розподілу коефіцієнту тиску за один період коливання для крила з установленими генераторами вихрів та гладкого контрольного крила. Частота коливань  $f = 5,8$  Hz, швидкість повітряного потоку  $V_\infty = 27$  м/с, число Рейнольдса  $Re = 9,6 \cdot 10^5$ , число Струхала  $St = 0,11$ .

Під час експерименту фіксувались розподіли тиску кожні через  $3,6^\circ$  фази  $\phi$  коливання, на рис 3, 4 представлена вибірка через кожні  $43,2^\circ$  фази коливання.

Вимушені гармонійні коливання відбувались з амплітудою  $2,5^\circ$  в околі кутів атаки  $9,9^\circ$  для лінійної області залежності  $C_{ya} = f(\alpha)$ , та  $22,6^\circ$  для колокритичних режимів. Вісь обертання знаходилась на відстані  $0,25 \cdot b_a$  від носка крила. Експеримент проводився в діапазоні чисел Рейнольдса  $Re = 5 \cdot 10^5 \div 1 \cdot 10^6$ , чисел Струхала  $St = b_a \cdot f / V_\infty = 0,02 \div 0,14$  ( $f$  – частота коливань). Результати калібрування показали достатню точність вимірювання тисків, що лежить на рівні  $\sigma < 0,08$  мм  $H_2O$  для середньо квадратичного значення похибки апроксимації, що вказує на високу схожимість результатів вимірювань при проведенні циклів калібрування. Максимальне значення похибки вимірювання тиску не перевищує  $\Delta = 0,25$  мм  $H_2O$ . Таким чином при діапазоні 250 мм значення відносної зведеної похибки вимірювання тисків не перевищуватиме величини  $\gamma < 0,1\%$ .

Результати інтегрування епюр коефіцієнтів тиску у вигляді залежностей  $C_{ya} = f(\alpha)$  представлені на рис 5, 6.

### Висновки

В досліджуваному перетині, генератори вихрів змінюють розподіл тиску вздовж хорди збільшуючи розрядження на передній кромці.

У крила з генераторами вихрів що коливається, амплітуда піку розрядження значно більша ніж у гладкого контрольного крила, це свідчить про більший динамічний гістерезис коефіцієнта підйімальної сили. А враховуючи зміщення цього піку в сторону передньої кромки крила, більший динамічний гістерезис проявляється і у коефіцієнта моменту тангажу.

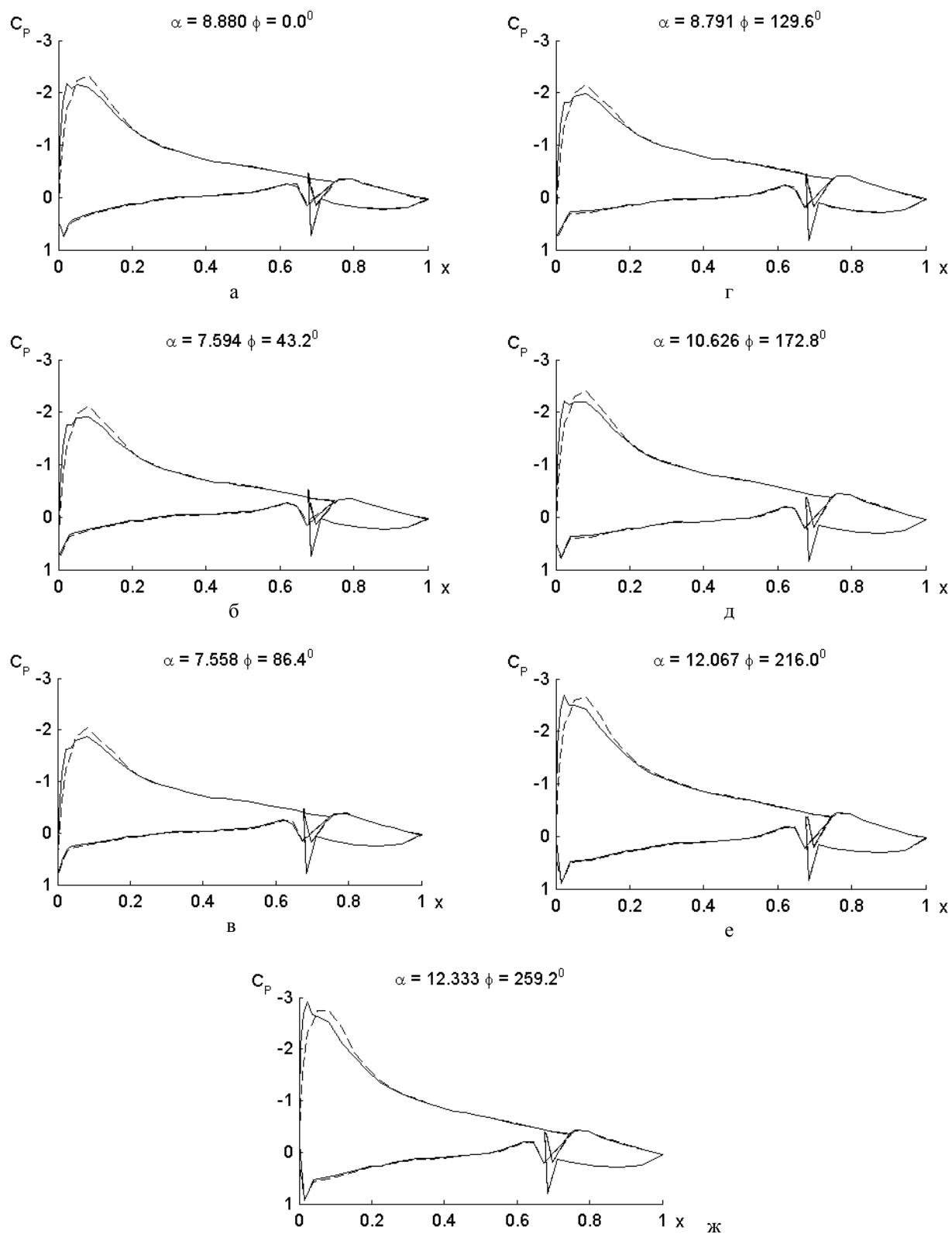


Рис. 3. Хордовые диаграммы розподілу коефіцієнту тиску за один період коливання  
 $f = 5,8 \text{ Hz}$ ,  $V = 27 \text{ м/с}$ ,  $Re = 9,6 \cdot 10^5$ ,  $St = 0,11$ ,  $\alpha_0 = 9,9^\circ$ ,  $\Delta\alpha = 2,5^\circ$ :

— крило з установленими генераторами вихрів; --- гладке контрольне крило

а – фаза коливання  $\phi = 0^\circ$ ; б – фаза коливання  $\phi = 43,2^\circ$ ;

в – фаза коливання  $\phi = 86,4^\circ$ ; г – фаза коливання  $\phi = 129,6^\circ$ ;

д – фаза коливання  $\phi = 172,8^\circ$ ; е – фаза коливання  $\phi = 216,0^\circ$ ;

ж – фаза коливання  $\phi = 259,2^\circ$

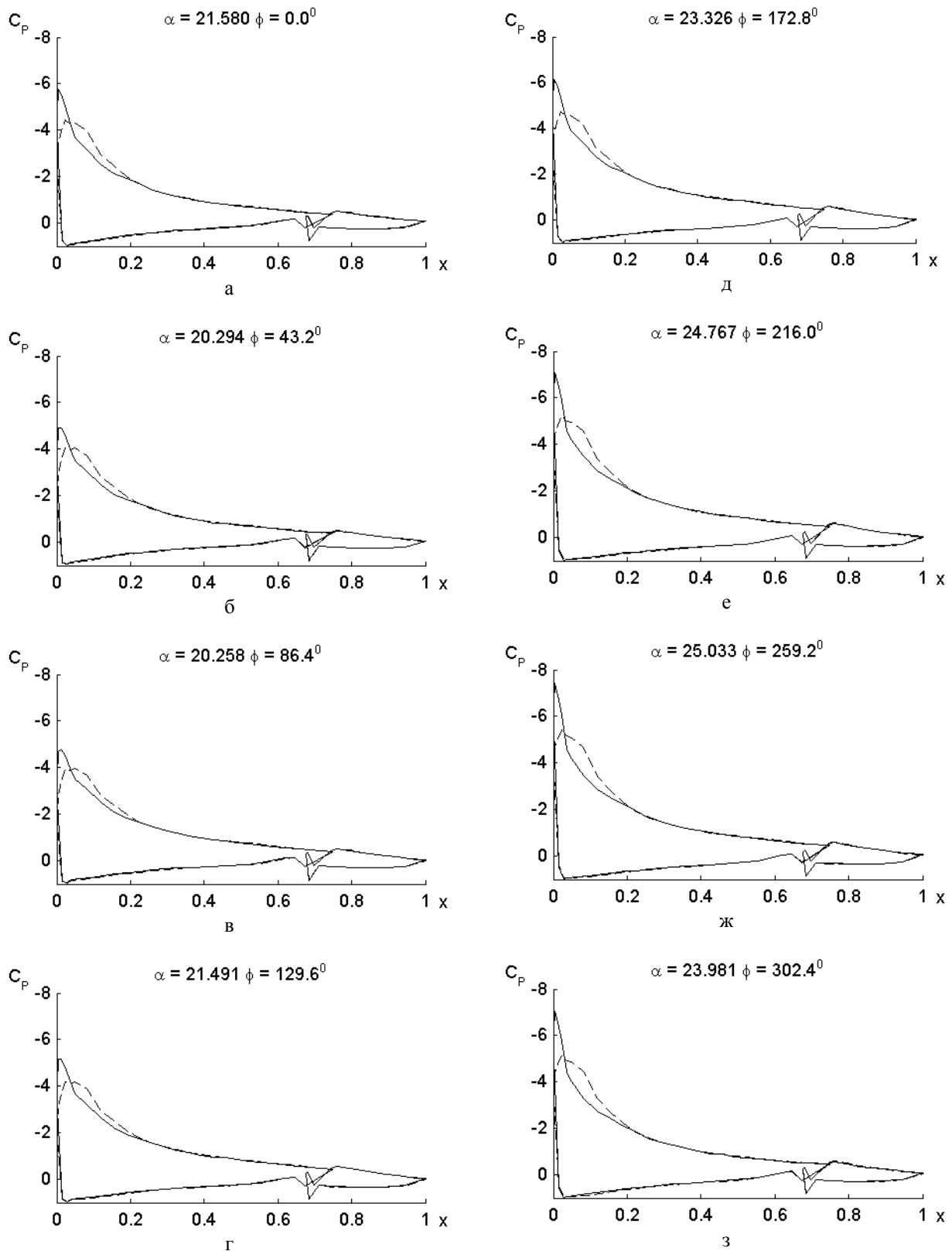
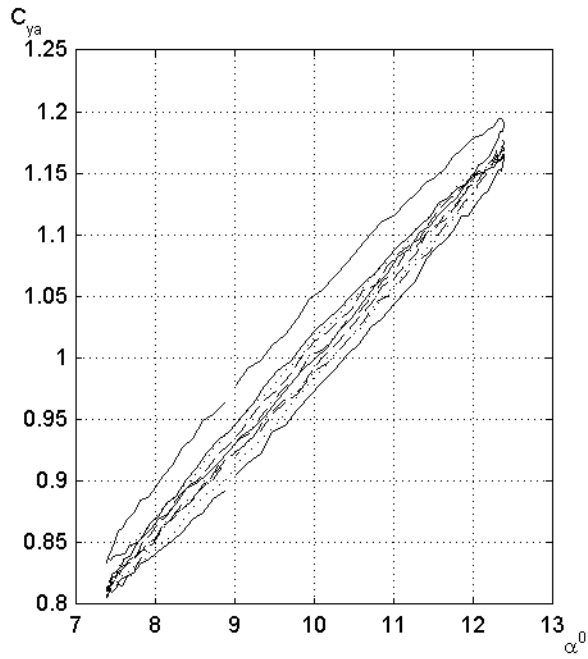


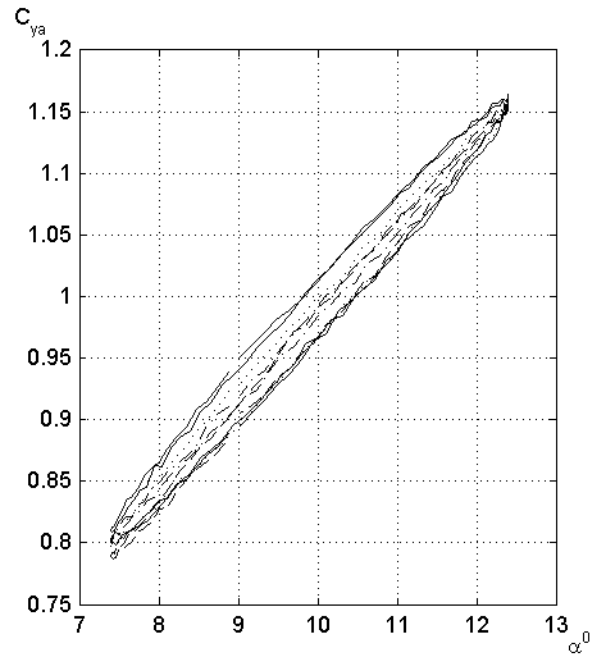
Рис. 4. Хордові діаграми розподілу коефіцієнту тиску за один період коливання  
 $f = 5,8 \text{ Hz}$ ,  $V = 27 \text{ м/с}$ ,  $Re = 9,6 \cdot 10^5$ ,  $St = 0,11$ ,  $\alpha_0 = 22,6^\circ$ ,  $\Delta\alpha = 2,5^\circ$ :

— крило з установленими генераторами вихрів; --- гладке контрольне крило;

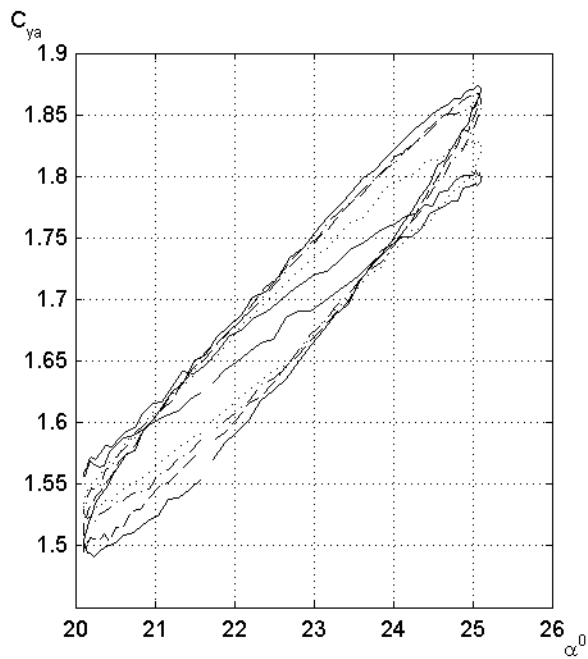
а – фаза коливання  $\phi = 0^\circ$ ; б – фаза коливання  $\phi = 43,2^\circ$ ; в – фаза коливання  $\phi = 86,4^\circ$ ;  
 г – фаза коливання  $\phi = 129,6^\circ$ ; д – фаза коливання  $\phi = 172,8^\circ$ ; е – фаза коливання  $\phi = 216,0^\circ$ ;  
 ж – фаза коливання  $\phi = 259,2^\circ$ ; з – фаза коливання  $\phi = 302,4^\circ$



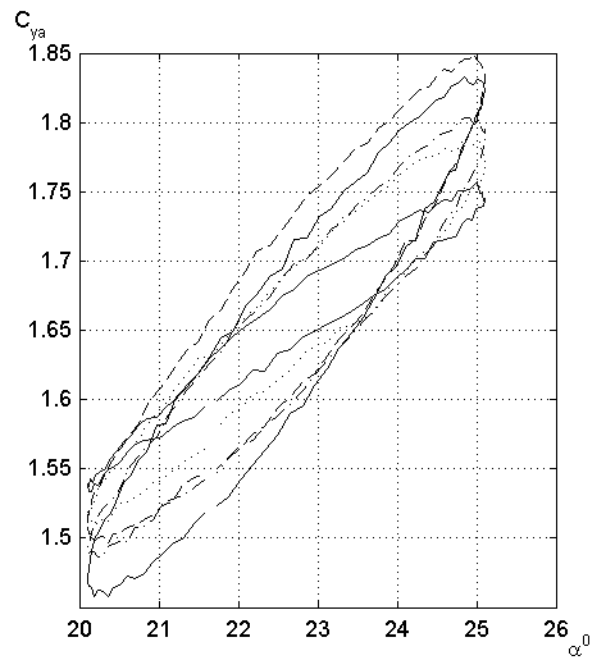
a



a



б



б

Рис. 5. Динамічний гістерезис коефіцієнту  $C_{ya}$ , що з'являються в коливальному русі з різною частотою на гладкому контрольному крилі,  
 $V = 27$  м/с,  $Re = 9,6 \cdot 10^5$ :  
 —  $St = 0,11$ ; --  $St = 0,09$ ; -.-  $St = 0,06$ ;  
 ...  $St = 0,04$ ; —  $St = 0,02$

Рис. 6. Динамічний гістерезис коефіцієнту  $C_{ya}$ , що з'являються в коливальному русі з різною частотою на тестовому крилі з генераторами вихрів,  
 $V = 27$  м/с,  $Re = 9,6 \cdot 10^5$ :  
 —  $St = 0,11$ ; --  $St = 0,09$ ; -.-  $St = 0,06$ ;  
 ...  $St = 0,04$ ; —  $St = 0,02$

Результати експериментального дослідження нестационарного обтікання крила з профілем Р-301-14% показують збільшення прояву ефектів нестационарності на крилі з генераторами вихрів в порівнянні з гладким крилом.

### Література

1. Stanway, M.J. *Hydrodynamic effects of leading-edge tubercles on control surfaces and in flapping foil propulsion [Text]* / M.J. Stanwa. – Massachusetts Institute of Technology. – 2008. – 101 p.
2. VortexCell2050. *Fundamentals of actively controlled flows with trapped vortices [Электронный ресурс]*. – Режим доступа: <http://www.vortexcell2050.org>. – 11.11.2011 г.
3. Osborn, R.F. *Active Flow Control Using High-Frequency Compliant Structures [Text]* / R.F. Osborn // *Journal of aircraft*. – 2004. – №3. – P. 603–609.
4. Schubauer, G. *Forced mixing in boundary layers [Text]* / G. Schubauer, W. Spangenberg // *Journal of Fluid Mechanics*. – 1960. – No. 8. – P. 10–32.
5. Швец, А.В. *Влияние нестационарного обтекания на динамику полета самолета [Текст]: дисс. ... канд. техн. наук: 05.07.02/ Швец Александр Валентинович*. – Киев, 2007. – 120 с.
6. *Compendium of unsteady aerodynamic measurements [Text]* / AGARD Report No. 702, 1982.
7. *Compendium of unsteady aerodynamic measurements [Text]* / AGARD Report No. 702 Addendum 1, 1985.
8. Жила, В.Г. *Метод определения нестационарных аэродинамических характеристик самолетов [Текст]: дисс. ... канд. техн. наук: 05.07.02/ Жила Владимир Гаврилович*; – Киев, 1986. – 177 с.
9. Аеродинамічний дослідницький комплекс Національного авіаційного університету України. [Електронний ресурс]. – Режим доступа: <http://wt.nau.edu.ua>. – 11.11.2011 г.
10. Ударцев, С.П. *Експериментальне дослідження крила з генераторами вихорів [Текст]* / С.П. Ударцев, О.Г. Щербонос // *Вісник НАУ*. – 2010. – Вип.1. – С. 45 – 47.

Надійшла до редакції 8.11.2011

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., проф. каф. аеродинаміки та льотної експлуатації С.П. Ударцев, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

### РАСПРЕДЕЛЕНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО ДАВЛЕНИЯ НА КРЫЛЕ С ГЕНЕРАТОРАМИ ВИХРЕЙ

А.Г. Щербонос

Работа посвящена исследованию нестационарных аэродинамических характеристик крыла с генераторами вихрей. Приведено описание экспериментальной установки, параметров эксперимента и результатов исследования распределения мгновенных коэффициентов давления на крыле с генераторами вихрей в условиях нестационарного обтекания. Показано увеличения амплитуды пика разрежения при колебании крыла с генераторами вихрей в сравнении с гладким контрольным крылом, что свидетельствует о большем проявлении эффектов аэродинамической нестационарности, и большем динамическом гистерезисе аэродинамических коэффициентов, который появляется при колебаниях крыла.

**Ключевые слова:** аэродинамическая труба, нестационарная аэродинамика, генераторы вихрей.

### DISTRIBUTION OF UNSTEADY WING PRESSURE WITH VORTEX GENERATORS

O.G. Shcherbonos

Paper is devoted to the study of unsteady aerodynamic characteristics of wing with vortex generators. A description of the experimental setup, the experimental parameters and results of investigating the distribution of the instantaneous pressure coefficients on the wing vortex generators in conditions of unsteady flow. Shown to increase the amplitude of the peak rarefaction swing-wing vortex generators in comparison with smooth control wing, which indicates a greater manifestation of the effects of unsteady aerodynamic, and more dynamic hysteresis of aerodynamic coefficients, which appears in the oscillations of the wing.

**Key words:** a wind tunnel, non-steady aerodynamics, vortex generators.

**Щербонос Олександр Григорович** – аспірант кафедри аеродинаміки та льотної експлуатації, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

УДК 681.5.015:629.7.05

А.С. КУЛИК, С.Н. ФИРСОВ, ВАН ТХИНЬ НГУЕН

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков***ИССЛЕДОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МАЛОГАБАРИТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ**

*В данной работе представлен новый класс малогабаритных летательных аппаратов (МЛА) вертикального взлета и посадки, а также предложены алгоритмы управления, которые обеспечивают заданные показатели качества полета исследуемого аппарата, как в номинальном режиме, так и при возникновении сформированного множества нештатных ситуаций. Представлен ряд моделей, отражающие особенности функционирования малогабаритных летательных аппаратов, как номинальном режиме так и при возникновении нештатных ситуаций связанной с отказами в работе аэродинамических управляющих поверхностей.*

**Ключевые слова:** малогабаритный летательный аппарат, система координат, матрица преобразования, микроконтроллер, акселерометр, датчик угловых скоростей.

**Введение**

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) вертикального взлета и посадки обладают неоспоримым преимуществом по сравнению с другими типами летательных аппаратов, требующих наличие взлетно-посадочной полосы. Так же малогабаритные БПЛА позволяют решать широкий круг задач в ограниченном пространстве – закрытых помещениях. Несмотря на то, что беспилотные вертолеты имеют ту же самую эксплуатационную характеристику, что и БПЛА вертикального взлета и посадки, они имеют ряд недостатков: ограничения скорости полета, низкая манёвренность и ряд других. Традиционный класс БПЛА обеспечивает вертолетные эксплуатационные характеристики только путем изменения либо ориентации в пространстве вектора силы тяги, либо геометрии самого летательного аппарата, что сопровождается значительным усложнением конструкции аппарата, добавлением непроводимых дополнительных устройств. Именно поэтому, создание малогабаритных беспилотных летательных аппаратов (МЛА), свободных от указанных недостатков и обладающих положительными характеристиками вертолетных и самолетных схем, а также способных выполнять поставленные задачи, как в открытом воздушном пространстве, так и в закрытых помещениях, представляет собой актуальную научно-практическую задачу.

МЛА вертикального взлета и посадки, представляет собой сравнительно новый класс летательных аппаратов, для которого отсутствуют конструктивные и хорошо структурированные аналитические методы определения аэродинамических и тяговых характеристик, что обуславливает создание действующих макетов подобных аппаратов. Кроме того,

эти характеристики аппарата могут значительно отличаться от образца к образцу или изменяться в процессе эксплуатации, что не позволяет переложить уже существующие разработки систем управления более размерных летательных аппаратов на МЛА. Это определяет необходимость решения научно-технической задачи обеспечения МЛА угловой стабилизацией на различных режимах полета, путем создания аппаратно-алгоритмических средств системы угловой стабилизации.

В работе рассматривается синтез системы стабилизации одновинтового МЛА вертикального взлета и посадки (рис. 1) и ее отработка в режиме висения над определенной точкой пространства [1]. Предлагаемая компоновка МЛА отличается простой механикой, которая в свою очередь упростила конструкцию, а следовательно, его производство и эксплуатацию. Кроме того, в компоновку введены определенные структурные особенности, позволяющие улучшить устойчивость аппарата к внешним воздействиям, а также обеспечить отказоустойчивость системы во всех режимах полета.



Рис. 1. Внешний вид МЛА

Для синтеза системы угловой стабилизации МЛА необходимо получить ряд моделей аппарата, провести их параметрическую идентификацию с последующим уточнением параметров моделей при проведении натурных экспериментов.

## 1. Физическая модель МЛА

В конструкцию действующего лабораторного образца введена избыточность рулевых поверхностей [2], что позволит в дальнейшем обеспечить устойчивость конструкции к внешним и внутренним не расчетным воздействиям – живучести аппарата (рис. 2).

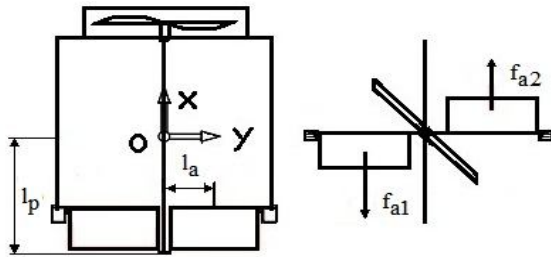


Рис. 2. Конструкция МЛА

Такое усовершенствование конструкции позволяет снизить нагрузки на приводные элементы, а также обеспечить работоспособность канала при наличии нештатной ситуации в одном из избыточных каналов управления и стабилизации во всевозможных режимах работы МЛА.

## 2. Математическая модель МЛА

Для аналитического описания динамики МЛА введем связанную систему координат  $Oxyz$  (рис.2), которая совместно с МЛА совершает все эволюции и ее положение относительно земной нормальной системы координат  $Ox_g y_g z_g$  определяется тремя углами: рыска ( $\psi$ ), тангажа ( $\vartheta$ ) и крена ( $\gamma$ ).

Сложившаяся методика разработки функциональных алгоритмов определения угловых параметров заключатся в выборе информационной системы координат, отвечающей порядку их введения, вычисления соответствующей матрицы направляющих косинусов (ориентации) и определения на основе ее элементов требуемых угловых параметров. Матрица ориентации используется в алгоритме определения

углов положения по отношению к наземной системе координат. Значения элементов этой матрицы отражают ориентацию МЛА в пространстве и имеют вид представленный на рис. 3.

Для описания пространственного движения центра масс МЛА и углового движения корпуса МЛА относительно центра масс применяем стандартные векторные уравнения Ньютона-Эйлера [1], которые покрывают весь спектр движений твердого тела в пространстве:

$$\bar{m}\dot{\mathbf{V}} + \Omega \times \bar{m}\mathbf{V} = \mathbf{F}, \quad (1)$$

$$\mathbf{I}\dot{\Omega} + \Omega \times \mathbf{I}\Omega = \mathbf{M}, \quad (2)$$

где  $\mathbf{F}$  и  $\mathbf{M}$  являются соответственно полной силой и моментом, действующим на центр масс МЛА;  $\bar{m} = \text{diag}(m)$ ;  $m$  – масса МЛА;  $\Omega = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$  – вектор угловой скорости МЛА относительно центра масс;  $\mathbf{V} = (V_x, V_y, V_z)^T$  – вектор скорости центра масс МЛА;  $\mathbf{I}$  – тензор инерции МЛА.

*Поступательное движение.* Вектор силы тяги винта  $\mathbf{T}$  в связанной системе координат описывается вектором  $\mathbf{T} = (T_x, 0, 0)^T$ . Выполнив подстановку вектора тяги в уравнение (1), получено

$$\bar{m}\dot{\mathbf{V}}_y^g + \Omega \times \bar{m}\mathbf{V}_y^g = \mathbf{B}^{-1}m\mathbf{G} + \mathbf{T}, \quad (3)$$

где  $\mathbf{G} = (-g, 0, 0)^T$  – вектор силы тяжести.

Поступательное движение центра масс МЛА относительно неподвижной земной системы координат описывает выражением:

$$\begin{pmatrix} \dot{x} & \dot{y} & \dot{z} \end{pmatrix}^T = \begin{pmatrix} v_x^g & v_y^g & v_z^g \end{pmatrix}^T, \quad (4)$$

$$m\dot{\mathbf{V}}_y^g = m\mathbf{M}^g + \mathbf{B} \cdot \mathbf{T},$$

тогда

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= T_x \cos(\vartheta) \cos(\psi) - mg, \\ \ddot{y} &= T_x \sin(\vartheta), \\ \ddot{z} &= T_x \cos(\vartheta) \sin(\psi). \end{aligned} \quad (5)$$

Таким образом, получены аналитические зависимости, отражающие изменение положения центра масс МЛА в пространстве.

*Управляющие моменты* это моменты, создаваемые органами управления, и описываемые следующим векторным выражением:

$$\bar{\mathbf{M}}_C = \bar{\mathbf{I}} \times \mathbf{F}, \quad (6)$$

где  $\mathbf{M}_C = \begin{pmatrix} l_p(f_{a1} - f_{a2}) & l_a(f_{a1} + f_{a2}) & l_a(f_{a1} + f_{a2}) \end{pmatrix}^T$ ;  $f_{a1}$  и  $f_{a2}$  – аэродинамические силы поверхностей управления МЛА;

$$\mathbf{B} = \begin{pmatrix} \cos(\vartheta)\cos(\psi) & -\sin(\gamma)\sin(\psi) - \cos(\gamma)\sin(\vartheta)\cos(\psi) & \cos(\gamma)\sin(\psi) + \sin(\gamma)\sin(\vartheta)\cos(\psi) \\ \sin(\vartheta) & \cos(\gamma)\cos(\vartheta) & -\sin(\gamma)\cos(\vartheta) \\ \cos(\vartheta)\sin(\psi) & \sin(\gamma)\cos(\psi) + \cos(\gamma)\sin(\vartheta)\sin(\psi) & \cos(\gamma)\cos(\psi) - \sin(\gamma)\sin(\vartheta)\sin(\psi) \end{pmatrix}$$

Рис. 3. Элементы матрицы ориентации

$l_p, l_a$  – расстояние от центра массы до управляющей поверхности и аэродинамического центра давления управляющей поверхности (см. рис. 2);

*Гироскопический момент* – это момент, вызванный вращающимся винтом. Аналитически значение этого момента представимо в следующем виде:

$$M_g = -I_b(\Omega \times \omega_b) \quad (7)$$

или в раскрытом виде

$$M_g = \begin{pmatrix} 0 & V_z \omega_b & -V_y \omega_b \end{pmatrix}^T,$$

где  $I_b$  – момент инерции винта,  $\omega_b$  – угловая скорость вращения винта.

Из (6) и (7), получаем результирующий внешний момент в связанной системе координат:

$$M = M_c + M_g = \begin{pmatrix} T_M & T_L & T_N \end{pmatrix}^T. \quad (8)$$

Следовательно, вращательное движение в земной системе координат из уравнения (2) может быть представлено в следующем виде:

$$\begin{aligned} \ddot{\theta} &= \frac{1}{\cos(\gamma)\cos(\psi)} (\sin(\gamma)\cos(\psi)\dot{\gamma}\dot{\psi} + \\ &+ \cos(\gamma)\sin(\psi)\dot{\theta}\dot{\psi} - \cos(\psi)\dot{\gamma}\dot{\psi} - \sin(\psi)\ddot{\gamma}) + \\ &+ \frac{1}{I_z \gamma \cos(\gamma)\cos(\psi)} [-q r (I_z - I_y) + T_M]; \\ \ddot{\gamma} &= \frac{1}{\cos(\psi)} [-\sin(\gamma)\sin(\psi)\dot{\gamma}\dot{\psi} + \cos(\gamma)\cos(\psi)\dot{\theta}\dot{\psi} + \\ &+ \sin(\psi)\dot{\gamma}\dot{\psi} + \cos(\gamma)\sin(\psi)\ddot{\theta}] + \\ &+ \frac{1}{I_y \cos(\psi)} [-p r (I_z - I_x) + T_L]; \end{aligned} \quad (9)$$

$$\ddot{\psi} = -\cos(\gamma)\dot{\gamma}\dot{\theta} - \sin(\gamma)\ddot{\theta} + \frac{1}{I_x} [-p q (I_y - I_z) + T_N].$$

Значения  $T_M, T_L, T_N$  определяются по зависимости (8):

$$T_M = u_\theta; T_L = u_\gamma + V_z \omega_b; T_N = u_\psi - V_y \omega_b,$$

где  $u_\theta = l_a(f_{a1} + f_{a2})$ ,  $u_\gamma = l_a(f_{a1} - f_{a2})$  и  $u_\psi = -l_a(f_{a1} + f_{a2})$ .

Итак, получили математическую модель МЛА в земной системе координат.

### 3. Линеаризация математической модели

Для анализа МЛА и последующего синтеза параметров законов системы стабилизации необходимо нелинейные модели (2) и (4) линеаризовать. При этом необходимо принять во внимание, что сила лобового сопротивления по модулю значительно меньше подъемной силы. Подъемной силой, создаваемой аэродинамическими крыльями в режиме висения вполне обоснованно пренебрегаем. Учитываем в этом режиме только аэродинамические силы, создаваемые поверхностями управления. Учитывая все выше сказанной, уравнения (4) и (9) вполне допустимо разбить на три подсистемы: боковую, про-

дольную и осевую, описывающие динамику соответствующих каналов.

*Боковой канал.* По этому каналу осуществляется управление вращением вокруг оси  $Oy$  связанной системы координат. Систему уравнений, которая описывает движение МЛА в этом канале, с учетом того, что  $\theta = 0, \gamma = 0$ , представим в следующем виде:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= T_x \cos(\psi) - mg; \\ \ddot{z} &= T_x \sin(\psi); \\ \ddot{\psi} &= u_\psi. \end{aligned} \quad (10)$$

*Продольный канал.* Это канал предназначен для управления вращением вокруг оси  $Oz$ . Система уравнений, описывающая движение МЛА в этом канале, с учетом ограничений  $\psi = 0, \gamma = 0$ , имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= T_x \cos(\theta) - mg; \\ \ddot{y} &= T_x \sin(\theta); \\ \ddot{\theta} &= u_\theta. \end{aligned} \quad (11)$$

Движение в *осевом канале* или канал управления вращением вокруг оси  $Ox$  связанной системы координат, запишем следующим уравнением, с учетом  $\theta = 0, \psi = 0$ :

$$\ddot{\gamma} = u_\gamma. \quad (12)$$

Уравнения (10) – (12) описывают динамику движения МЛА в соответствующих каналах.

### 4. Синтез системы угловой стабилизации МЛА

Не нарушая общности изложения, с целью упрощения, рассмотрим синтез законов стабилизации МЛА для представленных каналов отдельно. Такая декомпозиция с учетом рассматриваемого режима полета и ограничений не нарушит общности результата для пространственного движения.

Анализ уравнений, описывающих движение МЛА в боковом канале (10), показал, что для целенаправленного изменения переменных состояний, характеризующих движение в этом канале, необходимо формировать управляющее воздействие следующего вида:

$$T_x = \frac{\delta_x + mg}{\cos(\psi)}, \quad (13)$$

где  $\delta_x$  – входной сигнал управления, определяемый следующим аналитическим выражением:

$$\delta_x = -k_{x1} \dot{x} - k_{x2}(x - x_3), \quad (14)$$

$m$  – масса МЛА;  $k_{x1}, k_{x2}$  – коэффициент управления;  $x_3$  – заданная высота полета.

Выполнив подстановку выражений (13), (14) в (11) и принимая во внимание, что  $x \rightarrow x_d, \dot{x} \rightarrow 0$  и  $\delta_x \rightarrow 0$  при  $t \rightarrow \infty$ , получим

$$\ddot{z} = mg \tan(\psi); \ddot{\psi} = u_\psi. \quad (15)$$

При  $\psi \approx 0$ ,  $\text{tg}(\psi) \approx \psi$ , уравнение (15) примет вид:

$$\ddot{z} = mg\psi; \quad \ddot{\psi} = u_\psi. \quad (16)$$

С учетом полученных уравнений изменение переменных состояния в боковом канале, представим следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2; \\ \dot{z}_2 = mg\psi_1; \\ \dot{\psi}_1 = \psi_2; \\ \dot{\psi}_2 = u_\psi. \end{cases} \quad (17)$$

Анализ системы уравнений (17) показывает, что сигнал управления  $u_\psi$  необходимо формировать на основании следующей аналитической зависимости:

$$u_\psi = -k_{1z}z_1 - k_{2z}z_2 - k_{3\psi}\psi_1 - k_{4\psi}\psi_2. \quad (18)$$

С учетом уравнения (18) систему (17) представим в следующем виде

$$\begin{pmatrix} \dot{z}_1 \\ \dot{z}_2 \\ \dot{\psi}_1 \\ \dot{\psi}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -mg & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -k_{1z} & -k_{2z} & -k_{3\psi} & -k_{4\psi} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} z_1 \\ z_2 \\ \psi_1 \\ \psi_2 \end{pmatrix}. \quad (19)$$

Для обеспечения устойчивой стабилизации МЛА, необходимо определить коэффициенты закона стабилизации  $k_{1z}$ ,  $k_{2z}$ ,  $k_{3\psi}$ ,  $k_{4\psi}$ , таким образом, чтобы предыдущая матрица была матрицей Гурвица [3], где  $(z_1, z_2, \psi_1, \psi_2)^T$  – векторы состояния подсистемы, описывающей движение МЛА в боковом канале.

Аналогичным образом решается задача для продольного канала (11):

$$u_\theta = -(k_{4\theta}\theta_2) - (k_{3\theta}\theta_1) - (k_{2\theta}y_2) - (k_{1\theta}y_1), \quad (20)$$

где  $(y_1, y_2, \theta_1, \theta_2)^T$  – вектор состояния подсистемы;  $\theta_2 = \dot{\theta}_1$ ,  $x_2 = \dot{x}_1$ .

Для решения задачи стабилизации МЛА по осевому каналу, входной сигнал управления формируется следующим образом:

$$u_\gamma = -k_{1\gamma}\dot{\gamma} - k_{2\gamma}\gamma, \quad (21)$$

где  $k_{1\gamma}$  и  $k_{2\gamma}$  – положительные коэффициенты.

Выполнив подстановку (21) в (12), получим:

$$\ddot{\gamma} = -k_{1\gamma}\dot{\gamma} - k_{2\gamma}\gamma. \quad (22)$$

Уравнениями (18), (20), (22) определяются законы управления соответствующих каналов. На основе этих законов построились алгоритмы управления для стабилизации МЛА в режиме висения. Результаты совершения алгоритмов обеспечивают устойчивый полет, как в номинальном режиме, так и при возникновении нештатных ситуаций.

## 5. Результаты экспериментального исследования

**Результат моделирования.** В этой части представлены результаты моделирования системы угловой стабилизации МЛА в режиме висения. Параметры законов стабилизации для моделирования, следующие:  $k_{4\theta} = 1$ ;  $k_{3\theta} = 0,7$ ;  $k_{2z} = 2$ ;  $k_{1z} = 1,5$ ;  $k_{4\theta} = 1$ ;  $k_{3\theta} = 1$ ;  $k_{2y} = 2$ ;  $k_{1y} = 1,8$ ;  $k_{1\gamma} = 0,8$ ;  $k_{2\gamma} = 1$ ;  $k_{2x} = 1$ ;  $k_{1x} = 1,5$ . Начальные условия  $x(0) = 0$ ;  $y(0) = 0,2$ ;  $z(0) = 0,3$ ;  $\psi(0) = 0,3$ ;  $\theta(0) = 0,2$ ;  $\gamma(0) = 0,1$ ;  $x_3 = 2m$ . Результаты моделирования представлены на рис. 4.

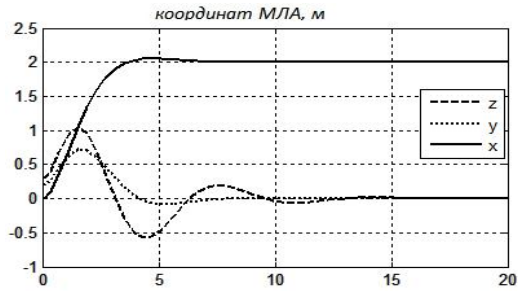


Рис. 3. Изменение координат МЛА

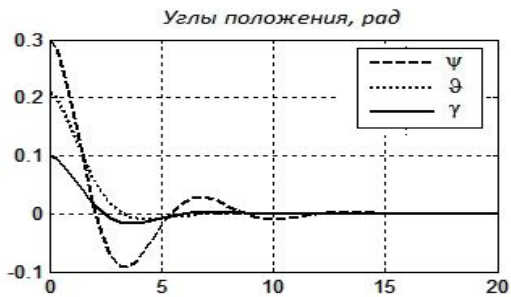


Рис. 4. Углы положения МЛА

**Результаты эксперимента.** На рис.5 представлен полет МЛА, автономно работающий в режиме висения. Стабилизация осуществлялась при тех же значениях параметров закона управления, что и при моделировании и подтвердили работоспособность полученных законов и требуемое их качество.

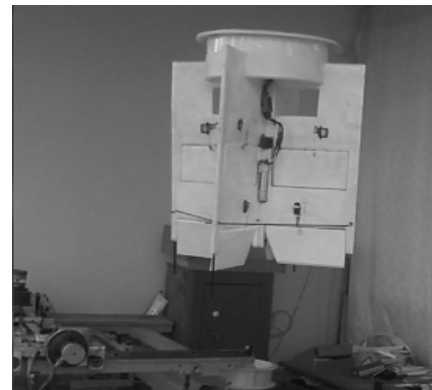


Рис. 5. Полет в режиме висения

## Заключение

В результате проведенных исследований синтезированы алгоритмы стабилизации МЛА в режиме висения, способные парировать разнообразные возмущения. С целью расширения функциональных возможностей МЛА, необходимо его дальнейшее исследования в различных режимах функционирования и при наличии сформированного множества нештатных ситуаций.

## Литература

1. Комп'ютерне моделювання динаміки безпілотного літального апарату нетрадиційної аеродинамічної схеми [Текст] / С.М. Фірсов, Нгуен Ван Тхін, О.В. Данченко, О.Е. Кописов // Вісник Харківського національного технічного університету сільського господарства ім. П. Василенка. Технічні науки. Вип. 102 «Проблеми енергозабезпечення та енергозбереження в АПК України». – Х.: ХНТУСГ, 2010. – С. 94 – 96.

2. Фирсов, С.Н. Малогабаритный летательный аппарат вертикального взлета и посадки [Текст] / С.Н. Фирсов, Нгуен Ван Тхін // «Научные исследования – теория и эксперимент 2010»: материалы шестой международной научно-практической конференции, г. Полтава, 17-19 мая 2010 г. - Полтава: Изд-во «ИнтерГрафіка», 2010. – Т.6 – С. 95 – 97.

3. Зайцев, Г.Ф. Теория автоматического управления и регулирования: Для вузов [Текст] / Г.Ф. Зайцев. – Киев: Вища школа, 1988. – 431 с.

Поступила в редакцию 30.01.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой информатики А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

## ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ МАЛОГАБАРИТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛІТУ ТА ПОСАДКИ

*А.С. Кулік, С.М. Фірсов, Ван Тхін Нгуен*

Наведено новий клас малогабаритних літальних апаратів (МЛА) вертикального зльоту і посадки, а також запропоновано алгоритми управління, які забезпечують задані показники якості польоту досліджуваного апарату, як у номінальному режимі, так і при появі з сформованої множини позаштатних ситуацій. Представлений ряд моделей, що відображають особливості функціонування малогабаритних літальних апаратів, як у номінальному режимі так і при виникненні позаштатних ситуацій пов'язаних з відмовами в роботі аеродинамічних керуючих поверхонь.

**Ключові слова:** малогабаритний літальний апарат, системи координат, матриця перетворення, мікроконтролер, акселерометр, датчик кутової швидкості.

## A STUDYING CONTROL SYSTEM FOR A SMALL VERTICAL TAKEOFF AND LANDING AIRCRAFT

*A.S. Kulik, S.N. Firsov, Van Thinh Nguyen*

This paper presents a new class of small vertical takeoff and landing (VTOL) aircraft, also the control algorithms were proposed, which provide a given quality of performance of the studied flying vehicle in nominal condition as well as in presence of abnormal situations. Although it presents a series of models, which reflect the peculiarities of the small vertical takeoff and landing aircraft in the nominal condition and during abnormal situations, that are related to the faults on the aerodynamic control surfaces.

**Keywords:** small-sized aircraft, the coordinate system, transformation matrix, microcontroller, accelerometer, angular velocity sensor.

**Кулик Анатолий Степанович** – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

**Фирсов Сергей Николаевич** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

**Нгуен Ван Тхін** – аспирант кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков, e-mail: thinh\_kq@yahoo.com.

УДК 639.7.05

П.С. БОНДАРЧУК

*Казённое предприятие специального приборостроения «Арсенал». Украина*

## РЕЗОНАНСНЫЙ РУЛЕВОЙ ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ПРИВОД. ТЕПЛОВАЯ МОДЕЛЬ ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ

*Экспериментально исследован трёхфазный безколлекторный двигатель постоянного тока с гладким статором, используемый как исполнительный двигатель электрических рулевых приводов летательных аппаратов и построены его аналитическая и компьютерная модели, учитывающие происходящие в нём тепловые процессы. Исследование электрического двигателя проведено по упрощённой методике, позволяющей существенно снизить затраты средств и времени выполнения работ. Проведено проверочное имитационное моделирование, подтверждающее достаточную точность созданной тепловой модели исполнительного двигателя.*

**Ключевые слова:** резонансный электрический рулевой привод, исполнительный двигатель, тепловая модель.

### Введение

В настоящее время имитационное моделирование является мощным инженерным инструментом разработки новых и анализа существующих рулевых приводов летательных аппаратов (ЛА). Этот инструмент позволяет не только осуществить выбор оптимальных параметров электрических приводов, но и оценивать их энергетические характеристики, степень тепловой нагрузки на их элементы, прежде всего на исполнительный двигатель (ИД). Для решения такой задачи необходимо иметь математическую модель ИД, учитывающую происходящие в нём тепловые процессы.

Как правило, построение такой модели представляет собой определённую проблему, связанную отчасти с тем, что разработчики и изготовители ИД не всегда предоставляют достаточное для построения такой модели количество сведений о своих двигателях. Зачастую часть этих сведений приходится добывать экспериментально.

Проблеме построения тепловой модели трёхфазного безколлекторного двигателя постоянного тока с гладким статором с возбуждением от постоянных магнитов, применяемого в качестве ИД резонансных электрических рулевых приводов (ЭРП) и посвящена данная работа.

Как было указано в [1], в современных ЭРП летательных аппаратов (ЛА) применяются быстродействующие электродвигатели постоянного тока серий МИК (коллекторные) и ЭМУ (безколлекторные), вытеснив двигатели известной серии ДПР с полым якорем.

Электродвигатели серии МИК представляют собой ряд однотипных быстродействующих коллек-

торных исполнительных двигателей различной мощности, предназначенные для работы в устройствах автоматики, в том числе, таких как рулевые приводы ЛА, в том числе, резонансных.

Главное конструктивное отличие двигателей этой серии – это гладкая конструкция якоря. Свойства и особенности таких двигателей, вопросы их проектирования, и тепловые режимы рассмотрены в [2]. Двигатели имеют улучшенные коммутационные свойства, обеспечивают высокую перегрузочную способность по току до 8-12 кратных значений, причём зависимость момента вращения от тока при этом линейная.

Как указано в [2], работа двигателей с гладким якорем в режимах кратковременной перегрузки по току характеризуется тем, что тепловые процессы локализуются в якоре двигателя при весьма неравномерном распределении температуры. Объясняется это тем, что основными потерями в режимах перегрузок являются потери в меди. Самыми нагретыми оказываются лобовые части обмоток, которые, будучи не прижаты к стали якоря, оказываются в наихудших условиях по тепловым режимам. В связи с этим применение двигателей с гладким якорем в режимах кратковременных токовых перегрузок ограничено температурой лобовых частей якорных обмоток, которая не должна превысить допустимую температуру для класса изоляции применённого обмоточного провода. Кроме того, соизмеримо с обмоткой якоря нагревается щёточный контакт.

Для расчёта температуры перегрева самых нагретых частей обмоток гладкого якоря, которыми оказались лобовые части, тот же источник [2] предлагает упрощённую методику, предполагающую по кривым разогрева обмоток двигателя построение

некоей результирующей зависимости интегрального эквивалентного коэффициента учёта теплопередачи, учитывающего и теплопередачу по меди. Указанная методика позволяет с достаточной степенью точности и довольно просто определять кривую нагрева, как при однократных перегрузках, так и при более сложных режимах. При этом, для проведения исследований тепловых процессов пришлось изготавливать специальные макетные образцы двигателей со встроенными датчиками температуры.

Основное отличие двигателей серии ЭМУ состоит в том, что это двигатели безколлекторные. Они содержат в себе обмотку статора с тремя секциями, соединёнными звездой и датчики положения ротора. Ротор представляет собой постоянный магнит на валу. Обмотки статоров этих двигателей выполнены также по беззубцовой технологии, поэтому двигатели имеют свойства, подобные свойствам двигателей с гладким якорем. Они имеют почти такое же высокое быстродействие, высокую перегрузочную способность. Отсутствие коллектора позволяет безболезненно многократно форсировать двигатели по напряжению.

Технические характеристики исполнительного двигателя ЭМУ-5 приведены в табл. 1.

Таблица 1

Характеристики ЭМУ-5

| Характеристики                                                  | Значение |
|-----------------------------------------------------------------|----------|
| Сопротивление обмоток двух фаз $R_{2ф}$ , Ом                    | 5,35     |
| Индуктивность обмоток двух фаз $L_{2ф}$ , мкГн                  | 600      |
| Номинальное напряжение $U_n$ , В                                | 27       |
| Скорость холостого хода $n_{хх}$ , об/мин                       | 19000    |
| Момент инерции ротора $J_{р2} \times 10^{-6}$ кг·м <sup>2</sup> | 0,17     |
| Коэффициент момента $K_{м2} \times 10^{-2}$ Н·м/А               | 1,4      |
| Электромеханическая постоянная $T_{эм2}$ , мс                   | 4,8      |
| Масса ИД $m_{ид}$ , кг                                          | 0,07     |
| Габариты $D \times L$ , мм×мм                                   | 22×35    |
| Номинальная мощность $P_{ном}$ , Вт                             | 30       |

Существенной для анализа тепловых процессов особенностью двигателей серии ЭМУ является то, что в их конструкции отсутствует источник большой неравномерности нагрева различных частей проводов: обмотки полностью прижаты к корпусу двигателя, в том числе и лобовыми частями. Эта особенность избавляет от необходимости учёта теплопередачи в меди и позволяет производить измерение температуры обмоток косвенным методом по падению напряжения на растущем от нагрева сопротивлении обмоток при протекании постоянного стабилизированного тока известной величины. то есть методика построения тепловой модели может быть существенно упрощена.

## Постановка задачи

В режимах многократной кратковременной токовой перегрузки кроме проводов фазных обмоток и их изоляции за время 20 секунд работы привода другие части двигателя сколько-нибудь существенно нагреться не успевают. Поэтому при применении двигателей в таких режимах задачей теплового проектирования является обеспечение температуры проводов фазных обмоток в заданных пределах при заданной средней нагрузке двигателя по моменту. А потому для нас наибольший интерес представляют как раз сведения о том, при каких средних токах (или средних моментах нагрузки) температура проводов обмоток достигнет максимальной допустимой за заданное время. Температурные режимы других частей исполнительного двигателя никакого практического интереса не представляют.

Однако сведения о конкретных допустимых режимах кратковременной нагрузки в описании двигателей серии ЭМУ отсутствуют. С целью выяснения нагрузочной способности двигателя ЭМУ-5 из этой серии, используемого в резонансных ЭРП была проведена расчётно-экспериментальная работа. В результате этой работы построены его аналитическая и компьютерная модели, учитывающие происходящие в нём тепловые процессы.

Работа проведена с использованием методики, изложенной в [2] с учётом упрощений в части проведения измерений и отсутствия учёта теплопередачи по меди проводов, основанная на косвенном измерении температуры обмоток при протекании тока различных заданных значений.

## Построение тепловой модели ИД

Ниже на рис. 1 приведены результаты измерений температуры перегрева обмоток исследуемого двигателя при протекании токов значениями 1,47 А, 2,35 А, 2,97 А и 4,32 А.

Приведенные кривые разогрева показывают качественный характер тепловых процессов в обмотках двигателей в режимах больших токовых перегрузок. Чтобы получить приемлемые по точности количественные характеристики рассматриваемых процессов необходимо учесть наличие обмотки третьей фазы. Фактически снятые данные соответствуют худшему случаю, при котором вал двигателя заторможен, обмотки не переключаются. Такой режим в нашем случае не реален. В наших устройствах, даже при зажато выходном валу привода, двигатель совершает вращательные движения более чем на один оборот в пределах мёртвого хода и упругого люфта редуктора, не говоря о нормальных условиях работы. Поэтому практически можно считать, что

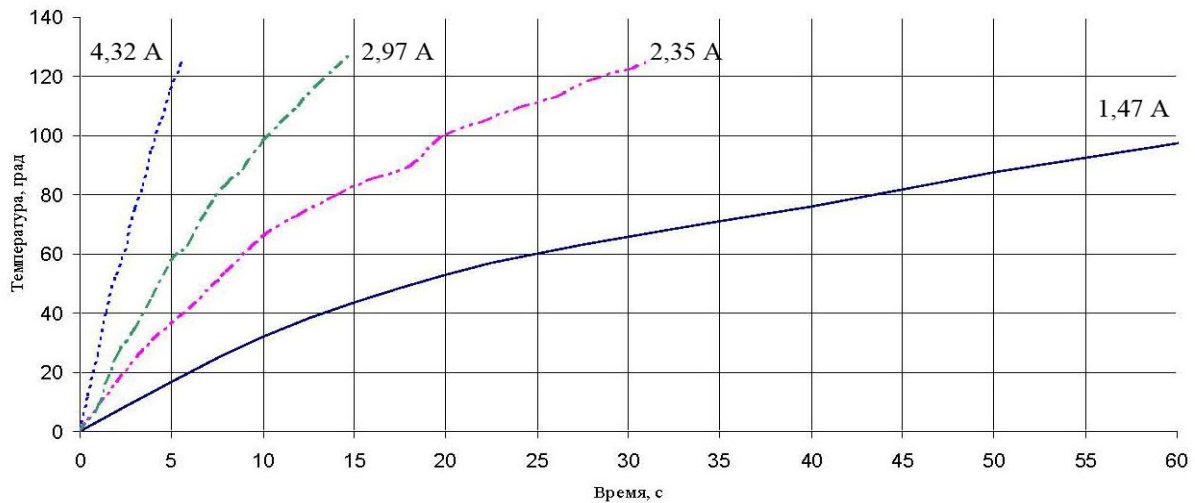


Рис. 1. Экспериментальные кривые разогрева двух фаз обмоток двигателей ЭМУ-5 при различных токах

потери в обмотках статора распределены равномерно между тремя фазными обмотками, а мощность потерь определяется выражением

$$P_{\pi} = I^2 \cdot R_{2\phi}, \quad (1)$$

где  $I$  — указанный на рис. 1 ток,  $R_{2\phi}$  — текущее сопротивление двух последовательно включённых фазных обмоток.

Процесс нагрева проводов описывается дифференциальным уравнением

$$C_m \cdot \frac{d\Theta}{dt} + A \cdot \Theta = P_{\pi}, \quad (2)$$

где  $C_m$  — теплоёмкость медных проводов (Дж/°С),

$\Theta$  — превышение температуры проводов над температурой окружающей среды, перегрев (°С),

$A$  — теплоотдача (Вт/°С),

$P_{\pi}$  — мощность тепловых потерь в меди.

Напомним, что при проведении эксперимента нагреву подвергались только две из трёх фаз, поэтому при обработке экспериментальных данных необходимо использовать теплоёмкость двух фаз обмоток.

При расчёте температуры проводов обмоток трудности вызывает теплоотдача, которая очень трудно поддаётся расчёту по физическим данным, так как зависит от очень многих факторов. Остальные операнды уравнения известны и легко рассчитываются.

Поскольку нагреву подвергались только две из трёх фаз обмоток двигателя, то и теплоотдача шла от двух фаз. Теплоотдача двух фаз обмоток  $A_{2\phi}$  связана с полной теплоотдачей соотношением

$$A = 1,5 \cdot A_{2\phi}. \quad (3)$$

У исследованного образца двигателя ЭМУ-5 сопротивление двух фаз обмоток составило  $R_{2\phi} = 5,35$  Ом при температуре +20°С.

Масса меди в трех фазах обмоток двигателя ЭМУ-5 составляет 13,8 г. Учитывая, что удельная теплоёмкость меди 383 Дж/кг·°С, общая теплоёмкость медных проводов двигателя ЭМУ-5  $C_m = 5,29$  Дж/°С, теплоёмкость двух фаз обмоток  $C_{m2\phi} = 3,52$  Дж/°С — две трети общей теплоёмкости.

Теплоотдача  $A_{2\phi}$  для каждой экспериментальной кривой строится как отнесенная к измеренной текущей температуре перегрева  $\Theta$  разность энергии потерь в меди

$$\Theta_{\pi} = I^2 \cdot R_{2\phi}(\Theta) \cdot \Delta t \quad (4)$$

и энергии перегрева проводов

$$\Theta_p = \Delta\Theta_p \cdot C_{m2\phi} \quad (5)$$

для элементарного отрезка времени  $\Delta t$ .

$$A_{2\phi} = \frac{(I^2 \cdot R_{2\phi}(\Theta) - \Delta\Theta_p \cdot C_{m2\phi} \div \Delta t)}{\Theta}, \quad (6)$$

где  $\Delta\Theta_p$  — элементарная разность температуры перегрева для элементарного отрезка времени  $\Delta t$ .

На рис. 2 приведен результат такого построения для исследуемого двигателя:

Как видим, теплоотдача мало зависит от времени, поэтому в расчётах при моделировании можно принять её константой для фиксированных значений тока. Для рассмотрения зависимости теплоотдачи от тока возьмём отношение средней теплоотдачи к квадрату тока потерь и назовём это отношение коэффициентом теплоотдачи по квадратичному току. Ниже на рис. 3 приведена диаграмма полученной зависимости.

Оказалось, что этот коэффициент имеет линейную зависимость от тока потерь и с высокой степенью точности может быть аппроксимирован указанным на рис. 3 линейным уравнением

$$K_a(I) = -0,0102 \cdot I + 0,0781 \text{ [Дж/°С} \cdot \text{А}^2\text{]}. \quad (7)$$

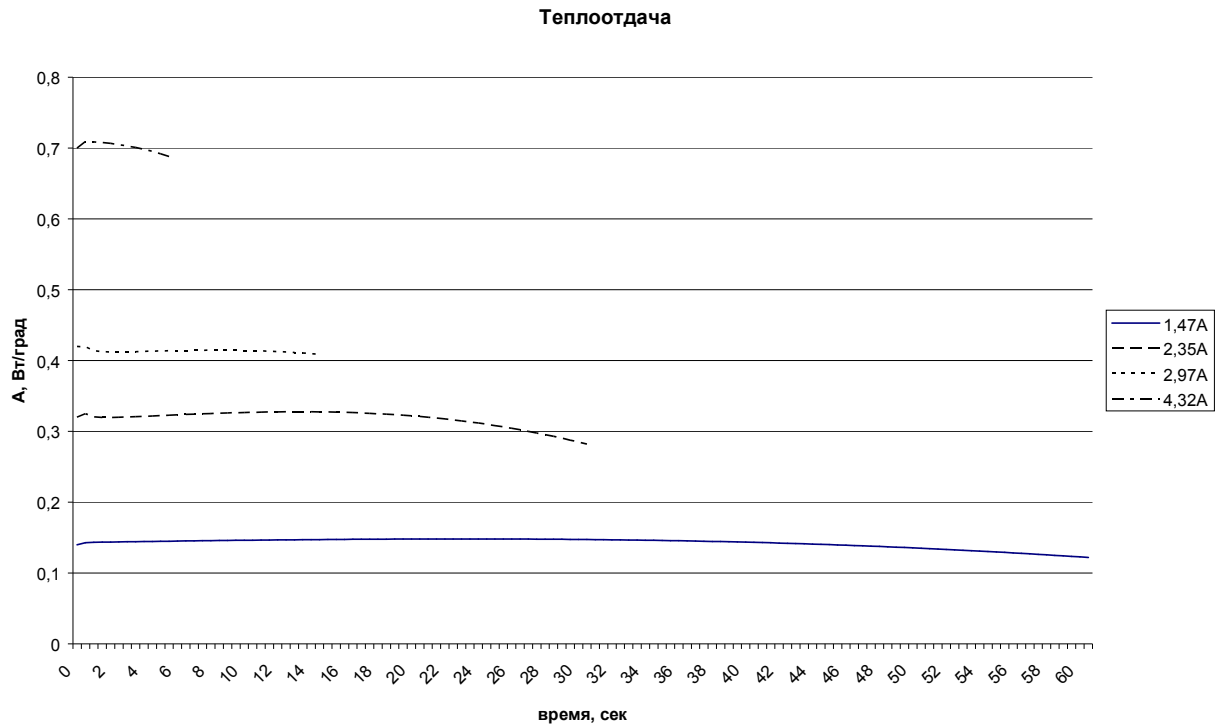
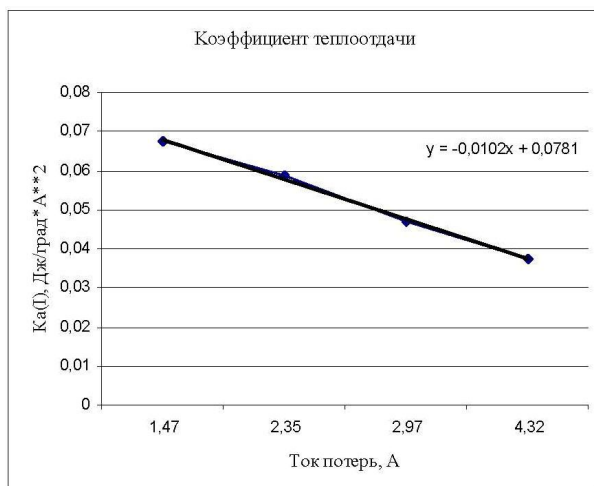
Рис. 2. Зависимости теплоотдачи  $A_{2\phi}$  при различных значениях тока потерь

Рис. 3. Зависимость коэффициента теплоотдачи по квадратичному току от тока потерь

Полученная зависимость позволяет описать тепловые процессы, происходящие при эксперименте нагрева двух фаз обмоток двигателя ЭМУ-5. Для того, чтобы перейти к тепловой модели всего двигателя следует учесть отличия:

1) энергия потерь в меди будет распределена между тремя обмотками вместо двух. Поэтому в расчёте следует брать полную теплоёмкость меди  $C_M$ .

2) поскольку в эксперименте процесс теплоотдачи шёл с поверхности двух обмоток, а в реальности идёт с трёх, то для расчёта полной теплоотдачи следует использовать выражение (3).

Чтобы составить модель двигателя с учётом тепловых процессов перепишем уравнение (2) в виде:

$$\frac{d\Theta}{dt} = \frac{P_{\text{п}}}{C_M} - \frac{A}{C_M} \cdot \Theta. \quad (8)$$

С учётом (4) и (1)

$$\frac{d\Theta}{dt} = \frac{I^2 \cdot R_{2\phi} \cdot (1 + 0,004 \cdot \Theta)}{C_M} - \frac{1,5 \cdot (-0,0102 \cdot I + 0,0781) \cdot I^2 \cdot \Theta}{C_M}. \quad (9)$$

Модель исполнительного двигателя соответствует системе уравнений движения и равновесия ЭДС, приведенные в [3, стр. 229], дополненной уравнением (7), описывающим тепловую модель проводов обмоток:

$$\begin{cases} K_M \cdot I - M_c = J_p \cdot d\omega/dt; \\ U_d = K_e \cdot \omega + I \cdot R_{2\phi} \cdot (1 + 0,004 \cdot \Theta) + L_{2\phi} \cdot di/dt; \\ \frac{d\Theta}{dt} = \frac{I^2 \cdot R_{2\phi} \cdot (1 + 0,004 \cdot \Theta)}{C_M} - \frac{1,5 \cdot (-0,0102 \cdot I + 0,0781) \cdot I^2 \cdot \Theta}{C_M}. \end{cases} \quad (10)$$

По этим зависимостям в среде имитационного моделирования Simulink, входящего в математический пакет MATLAB создана компьютерная модель

исполнительного двигателя ЭМУ-5, которая представлена на рис. 4 – 6. Блок Saturation на рис. 5 моделирует работу схемы ограничения тока.

На рис. 7 представлены результаты модельного эксперимента нагрева двигателя при заторможенном роторе, проведенного для верификации модели, для тех же значений тока, при которых проводился физический эксперимент, результаты которого были представлены на рис. 1. Сравнивая результаты этих экспериментов видно, что они совпадают с высокой

степенью точности. Время достижения температуры перегрева 120 градусов отличается на 3,2%, 3,6% и на 9,6% для токов 4,32 А, 2,97 А, 2,35 А соответственно. Такую точность тепловой модели ИД можно оценить как достаточную для решения инженерных задач по разработке и анализу устройств автоматики с применением двигателя ЭМУ-5. Технологические разбросы основных параметров ЭМУ-5 достигают 20%, поэтому создавать более точную модель для наших задач не имеет смысла.

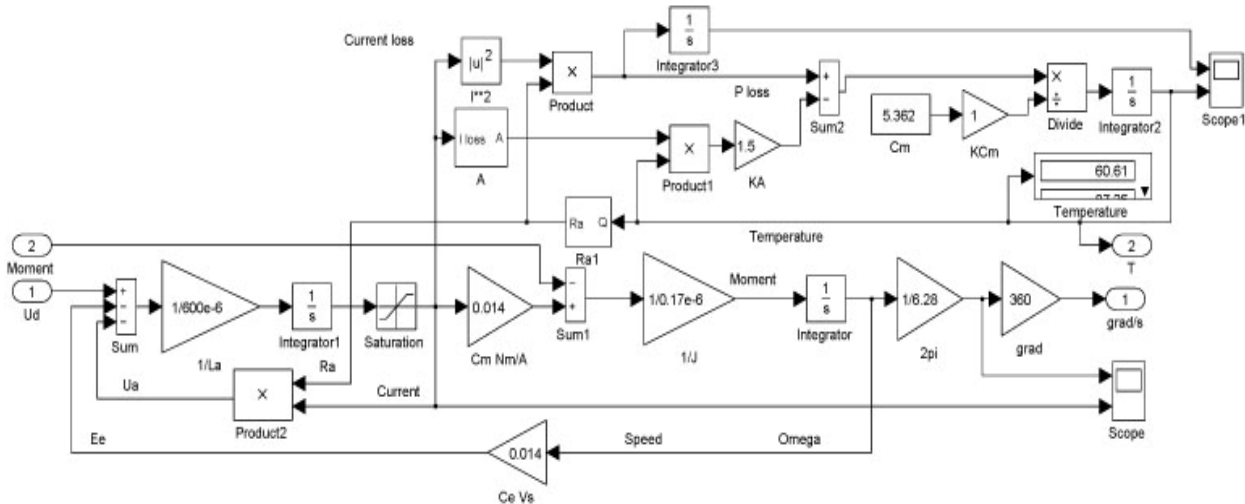


Рис. 4. Модель двигателя постоянного тока ЭМУ-5 с учётом тепловых процессов

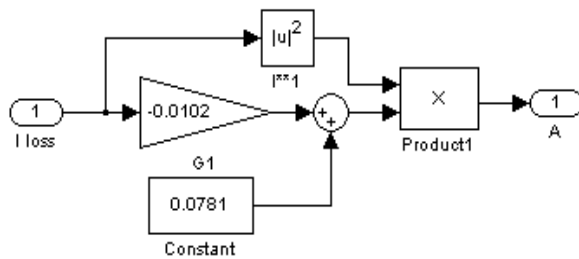


Рис. 5. Подсистема вычисления теплоотдачи A

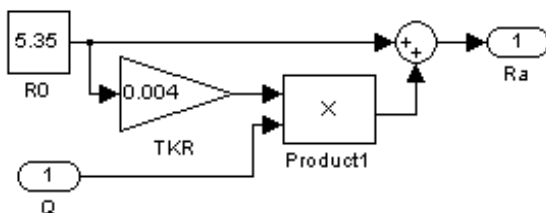


Рис. 6. Подсистема вычисления сопротивления обмоток Ra

Токовая нагрузочная способность двигателя для 20-ти секунд работы и 120°C температуры перегрева обмоток составила 2,59 А.

Токовая нагрузочная способность двигателя есть максимальный средний ток двигателя, при котором за время работы температура перегрева обмоток достигает предельного значения. Она тем выше, чем больше температурная стойкость изоляции проводов обмоток. При снижении времени работы нагрузочная способность двигателя также увеличивается.

Представляют интерес результаты модельного эксперимента разогрева обмоток двигателя ЭМУ-5 при вращающемся роторе, приведенные на рис. 8. Как видим, если ограничиться температурой перегрева 120°C, то его токовая нагрузочная способность для 20-ти секунд работы составила 3,74 А.

Сравнивая эти результаты экспериментов для заторможенного и вращающегося ротора, очевидно, что токовая нагрузочная способность вращающегося двигателя значительно превышает нагрузочную способность заторможенного двигателя.

Это свойство является отличительной особенностью трёхфазного безколлекторного двигателя с соединением обмоток звездой.

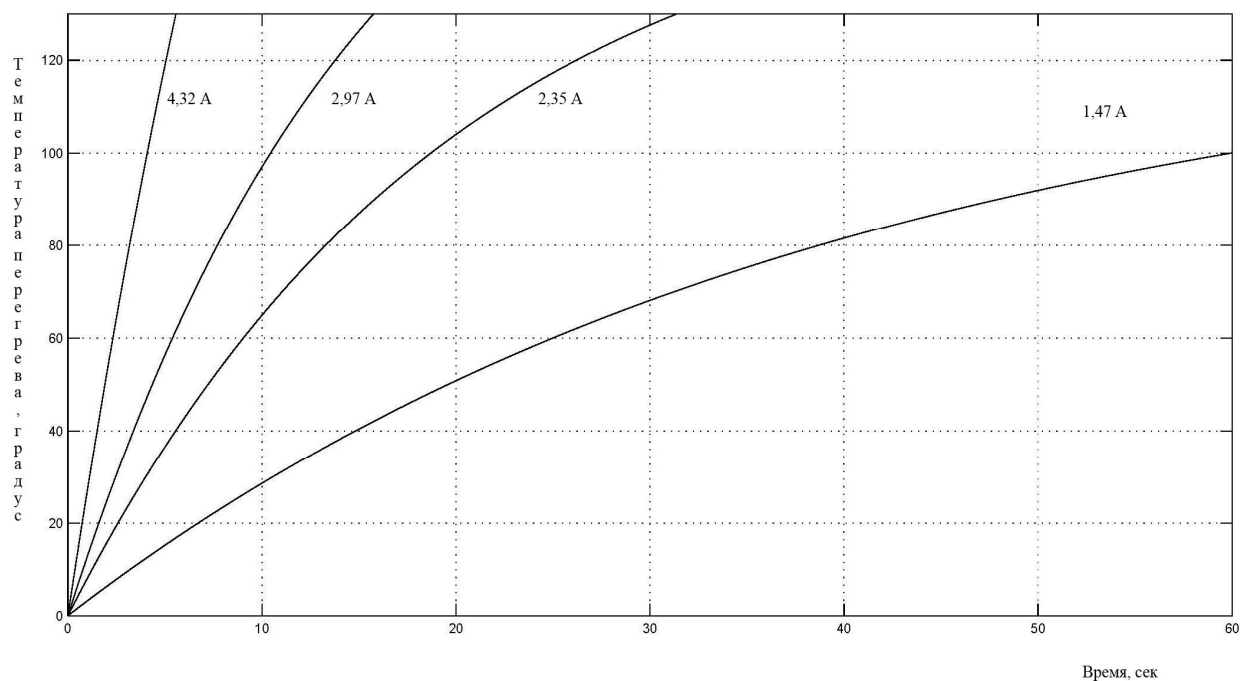


Рис. 7. Модельные кривые разогрева обмоток двигателей ЭМУ-5 при заторможенном роторе

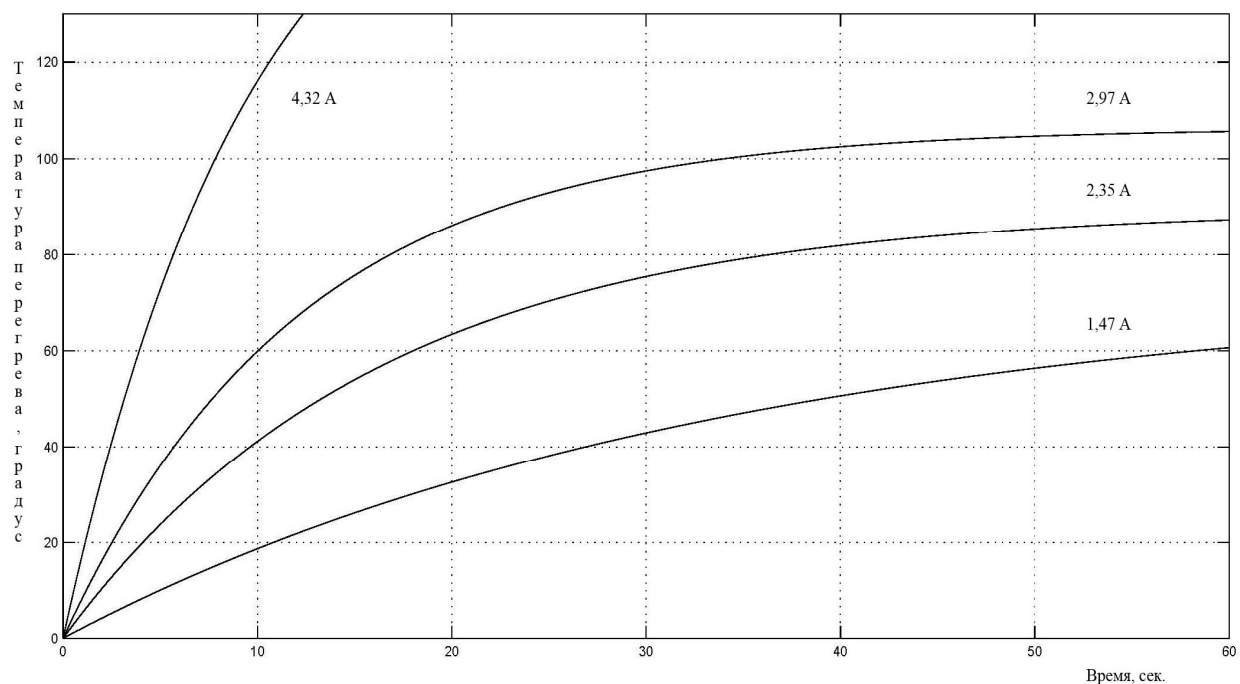


Рис. 8. Модельные кривые разогрева обмоток двигателя ЭМУ-5 при вращающемся роторе

## Выводы

Созданная тепловая модель исполнительного двигателя ЭМУ-5 обладает достаточно высокой точностью и может быть использована для решения научных и инженерных задач моделирования устройств на базе указанного ИД с оценкой тепловой нагрузки на него.

## Заключение

Используя результаты проделанной работы на основе построенной тепловой модели ЭМУ-5 возможно исследовать вопрос загруженности ИД в резонансном ЭРП.

Полученная оценка нагрузки позволит оценить запасы основных элементов рулевого привода, оп-

ределяющих его массогабаритные характеристики: ИД и источника питания.

Это позволит определить предельно достижимые удельные характеристики привода. В этом направлении будут проводиться дальнейшие работы по теме.

### Литература

1. Бондарчук, П.С. Резонансный рулевой электрический привод. Современное состояние и анализ показателей качества [Текст] / П.С. Бондарчук //

Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. - №3 (80). - С. 23-29.

2. Электрические двигатели с гладким якорем для систем автоматики [Текст] / Ю.К. Васильев, Г.В. Лазарев, Н.С. Рубан, А.В. Санченко, Б.А. Щердина; под ред. Ю.К. Васильева. – М.: Энергия, 1979. – 175 с.

3. Сабинин, Ю.А. Электромашинные устройства автоматики [Текст]: Учебник для вузов / Ю.А. Сабинин. – Л.: Энергоатомиздат. Ленинградское отделение, 1988. – 407 с.

Поступила в редакцию 7.12.2011

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., главный конструктор А.В. Молодык, Научно-производственный комплекс № 3 казённого предприятия специального приборостроения «Арсенал», Киев.

### РЕЗОНАНСНИЙ КЕРМОВИЙ ЕЛЕКТРИЧНИЙ ПРИВОД. ТЕПЛОВА МОДЕЛЬ ВИКОНАВЧОГО ДВИГУНА

*П.С. Бондарчук*

Експериментально досліджено трифазний безколекторний двигун постійного струму з гладким статором, що використовується як виконавчий двигун електричних кермових приводів літальних апаратів і побудовані його аналітична та комп'ютерна моделі, які враховують теплові процеси, що протікають у ньому. Електричний двигун досліджено за спрощеною методикою, яка дозволила суттєво знизити витрати та час виконання робіт. Проведено перевірочне імітаційне моделювання, що підтвердило достатню точність розробленої теплової моделі виконавчого двигуна.

**Ключові слова:** резонансный электрический кермовый привод, виконавчий двигун, теплова модель.

### RESONANT STEERING ELECTRIC DRIVE. THERMAL MODEL OF THE EXECUTIVE ENGINE

*P.S. Bondarchuk*

It is experimentally investigated three-phase brushless DC motor with a smooth stator, used as the executive engine of electric steering drives of flying machines and its analytical and computer models considering thermal processes occurring in it are constructed. Electric motor research is spent by the simplified technique allowing essentially reduce the cost and time performance of works. The verifying imitating modeling confirming sufficient accuracy of created thermal model of the executive engine is spent.

**Key words:** resonant electric steering drive, actuating motor, thermal model.

**Бондарчук Павел Степанович** – ведущий инженер научно-производственного комплекса №3 казённого предприятия специального приборостроения «Арсенал», Киев, Украина, e-mail: bondpav@gmail.com.

УДК 621.311

Т.Г. МИХАЛЕНКО, С.В. ГУБИН

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

## ПОДХОД К ПРОЕКТИРОВАНИЮ ТЕПЛОВОЙ ТРУБЫ ВАКУУМИРОВАННОГО СОЛНЕЧНОГО КОЛЛЕКТОРА

*Предложен подход к расчету основных проектных параметров тепловой трубы (ТТ). Описаны преимущества использования ТТ в солнечной энергетике, приведены существующие конструкции этих теплопередающих устройств. В качестве примера предложен расчет тепловой трубы для солнечного вакуумированного коллектора. Расчет проводился на основании данных по энергоприходу солнечного излучения на наклонную поверхность гелиоколлектора, а также на основании теплофизических свойств теплоносителя. Данный подход является универсальным для тепловых труб с гомогенной внутренней структурой (в виде сетки) и позволяет сравнивать теплопередающие характеристики ТТ при использовании различных материалов и теплоносителей.*

**Ключевые слова:** тепловая труба, солнечный коллектор, энергоприход солнечный, капиллярная структура, теплоноситель.

### Введение

Применение тепловых труб в аэрокосмической технике является важным при решении вопросов теплообмена, особенно в энергосистемах космических аппаратов [1]. Однако, уникальные свойства тепловых труб позволяют применять их не только в холодильниках излучателях космических аппаратов, но и в других областях техники, включая наземную солнечную энергетику. Конверсия тепловой трубы в вакуумный коллектор позволяет значительно повысить эффективность энергоустановки, но при этом приходится несколько модифицировать подходы к проектированию тепловых труб.

Основные преимущества тепловых труб:

1. Высокая эффективная теплопроводность.
2. Изотермичность теплообменных поверхностей тепловой трубы.
3. Способность передавать теплоту при плотности теплового потока в осевом направлении на несколько порядков выше, чем в устройствах, где теплота передается за счет изменения энтальпии теплоносителя.

4. Относительная простота конструкции.

Цель статьи состоит в подходе к расчету современных типов тепловых вакуумированных коллекторов с тепловыми трубами основанном на аэрокосмических технологиях, и решении обратной задачи обеспечения минимальных тепловых потерь при максимальном энергоприходе.

### 1. Анализ существующих решений

Тепловая труба является устройством, которое обладает очень высокой теплопередающей способ-

ностью. Если характеризовать ее эквивалентным коэффициентом теплопроводности, то он оказывается в сотни раз больше, чем у меди. Конструктивно тепловая труба представляет собой герметичный сосуд (чаще всего цилиндрическую трубу), заполненный жидкостью-теплоносителем. Высокая теплопередающая способность ее достигается за счет того, что в тепловой трубе осуществляется конвективный перенос тепла, сопровождаемый фазовыми переходами (испарением и конденсацией) жидкости-теплоносителя. При подводе теплоты к одному концу тепловой трубы жидкость нагревается, закипает и превращается в пар (испаряется). При этом она поглощает большое количество теплоты (теплота преобразования), которое переносится паром к другому более холодному концу трубы, где пар конденсируется и отдает поглощенную теплоту. Далее сконденсированная жидкость опять возвращается в зону испарения. Самый простой способ возврата заключается в использовании силы тяжести. При вертикальном расположении тепловой трубы, когда зона конденсации находится выше зоны испарения, жидкость стекает вниз непосредственно под действием силы тяжести. Такой вариант тепловой трубы называется термосифоном. Эффективность работы термосифона зависит от его ориентации относительно направления силы тяжести. Для исключения этого недостатка в тепловых трубах для возврата жидкости в зону испарения используются капиллярные эффекты. Для этого на внутренней поверхности тепловой трубы располагают слой капиллярно-пористой структуры (фитиль), по которому под действием капиллярных сил и происходит обратное движение жидкости.

Принципиальная схема тепловой трубы с фитилем изображена на рис. 1.

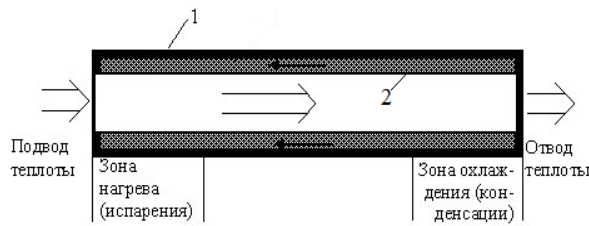


Рис. 1. Схема тепловой трубы:

1 - медный цилиндр; 2 - капиллярная структура.

По характеру капиллярной структуры фитили можно разделить на три принципиальных типа [2]:

1. Фитиль с пористой структурой и взаимосвязанными порами (гомогенные). Под этот тип подходят тканевые (в том числе, фитили из многослойных проволочных сеток), войлочные и спеченные фитили.

2. Фитиль с открытыми канавками.

3. Фитиль с закрытыми каналами, т.е. сечение для прохода жидкости отделено от паровой фазы мелкоячеистой капиллярной структурой.

Поперечные сечения перечисленных фитилей представлены на рис. 2 и 3.

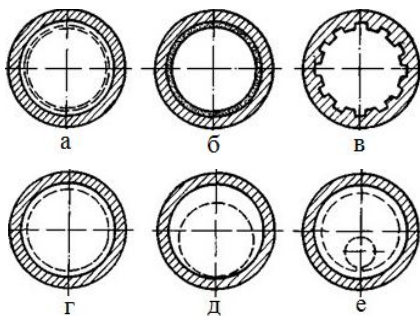


Рис. 2. Поперечные сечения однородных фитилей: а – многослойная сетка; б – спеченный металлический порошок; в – открытые осевые канавки; г – кольцевой фитиль; д – серповидный фитиль; е – артерия.

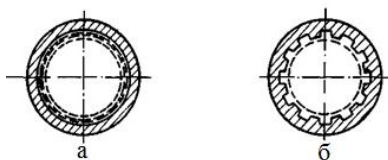


Рис. 3. Поперечные сечения составных фитилей: а – составной фитиль; б – каналы, покрытые сеткой.

Использование тепловых труб в солнечных коллекторах повышает надежность их в целом, так как выход из строя отдельных элементов не прерывает передачу энергии, также неосуществима возможность сброса тепла из системы. Гелиоколлектор с тепловыми трубами имеет средние энергетические

характеристики выше, чем у конвективного с автоматическим регулированием расхода теплоносителя.

## 2. Постановка задачи

Будем проводить расчет тепловой трубы для солнечного коллектора, установленного под углом широты местности, равной  $48^\circ$ . Установка должна обеспечивать горячей водой ( $T_{гор} = 60^\circ\text{C}$ ) небольшой загородный дом. Емкость накопительного бака 100 л.

Вначале проведем предварительный расчет солнечного коллектора, который начинается с определения энергоприхода на его поверхность согласно методике, представленной в [3].

Для расчета количества солнечной энергии, поступающей на наклонную поверхность, необходимо знать углы падения солнечных лучей на горизонтальную и наклонную поверхности в данной местности, а также среднемесячное среднее дневное значение плотности солнечного излучения. Данные для расчета взяты из [3]. График энергоприхода представлен на рис. 4.

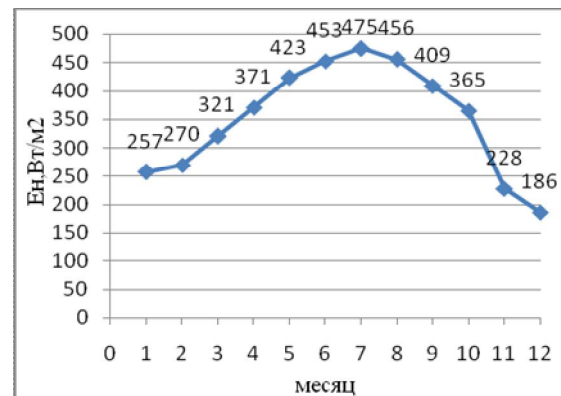


Рис. 4. Энергоприход на коллектор

Суммарная суточная энергия, требуемая для водоснабжения рассматриваемого жилого объекта равна [3]:

$$Q_B = m_B c_B (t_{\text{вых}}^B - t_{\text{вх}}^B), \quad (1)$$

где  $m_B = 100$  кг – масса воды;

$c_B = 4190$  Дж/(кг·°C) – теплоемкость воды;

$t_{\text{вых}}^B = 60^\circ\text{C}$  – температура воды на выходе из бака-накопителя;

$t_{\text{вх}}^B = 12^\circ\text{C}$  – температура воды на входе в бак.

Получаем:

$$Q_B = 100 \cdot 4190 \cdot (60 - 12) \approx 20 \text{ МДж.}$$

Условимся, что 100 л воды должны нагреваться за 8 часов, тогда мощность коллектора равна:

$$Q_k = \frac{Q_B}{\tau} = \frac{20 \cdot 10^6}{8 \cdot 3600} \approx 700 \text{ Вт.}$$

Следовательно, для обеспечения дома горячей водой, мощность коллектора должна составлять 700 Вт.

### 3. Конструктивный расчет тепловой трубы

Основой расчета тепловой трубы является определение потока передаваемой мощности при заданной температуре пара. Из условий удобства эксплуатации принимаем, что длина тепловой трубы равна 1,8 м (1,7 м – длина испарителя, 0,1 м – длина конденсатора), наклон трубы –  $48^\circ$ . Давление внутри трубы 0,01 МПа. Рабочая температура пара от 298 до 353 К.

В качестве материала корпуса выбрана медь, фитиль образован из двух слоев медной сетки в 200 меш на внутренней стенке трубы. Выбор схемы фитиля обусловлен простотой его изготовления. В качестве рабочей жидкости выбрана вода.

Конструкция вакуумной колбы с тепловой трубой внутри показана на рис.5.

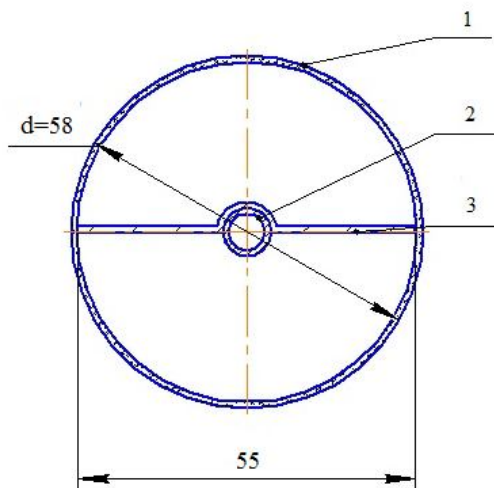


Рис. 5. Сечение вакуумной колбы:  
1 – стеклянная колба; 2 – тепловая труба;  
3 – пластина поглотителя

Для того чтобы тепловая труба работала, необходимо, чтобы удовлетворялось соотношение [4]:

$$(\Delta p_k)_{\max} \geq \Delta p_g + \Delta p_{\text{п}} + \Delta p_{\text{ж}}, \quad (2)$$

где  $(\Delta p_k)_{\max}$  – максимальный капиллярный напор;

$\Delta p_g$  – гравитационная составляющая полного падения давления;

$\Delta p_{\text{п}}$  – перепад давления в потоке пара;

$\Delta p_{\text{ж}}$  – перепад давления в потоке жидкости.

Для определения минимального проходного сечения по жидкости, обеспечивающего передачу заданной мощности, перепадом давления в паровом потоке можно пренебречь.

$$(\Delta p_k)_{\max} \geq \Delta p_g + \Delta p_{\text{ж}}, \quad (3)$$

$$\Delta p_k = \frac{2\sigma_{\text{ж}}}{r_{\text{и}}} \cos \Theta, \quad (4)$$

где  $\sigma_{\text{ж}}$  – поверхностное натяжение;

$r_{\text{и}}$  – радиус поры фитиля;

$\Theta$  – краевой угол смачивания.

$$\Delta p_g = \rho_{\text{ж}} g l \sin \varphi, \quad (5)$$

где  $\rho_{\text{ж}}$  – плотность жидкости;

$g$  – ускорение свободного падения;

$l$  – длина трубы;

$\varphi$  – угол наклона трубы.

$$\Delta p_{\text{ж}} = \frac{\mu_{\text{ж}} l Q_{\max}}{K A \rho_{\text{ж}} L}, \quad (6)$$

где  $\mu_{\text{ж}}$  – вязкость жидкости;

$Q_{\max}$  – максимальный тепловой поток;

$K$  – проницаемость фитиля;

$A$  – площадь поперечного сечения трубы;

$L$  – скрытая теплота парообразования.

$$Q_{\max} = m_{\max} \cdot L. \quad (7)$$

Согласно расчету освещенности, величина солнечного излучения  $P_{\text{спр}}$  составляет 409 Вт/м<sup>2</sup>. С учетом оптического КПД коллектора  $\eta=0,9$ , на поглощающую поверхность (площадь  $F_{\text{пп}}=0,1$  м<sup>2</sup>) вакуумированной колбы в среднем приходится:

$$Q_{\text{спр}} = P_{\text{спр}} \cdot \eta \cdot F_{\text{пп}}. \quad (8)$$

$$Q_{\text{спр}} = 409 \cdot 0,9 \cdot 0,1 = 35 \text{ Вт}.$$

Определим расход жидкости в фитиле  $m_{\max}$  из формулы (7), принимая  $Q_{\text{спр}} = Q_{\max}$ :

$$m_{\max} = \frac{35}{2,4 \cdot 10^6} = 14 \cdot 10^{-6} \text{ кг/с}. \quad (9)$$

Определим максимальную теплопередающую способность трубы при максимальной температуре пара.

Выражение для максимального потока массы  $m_{\max}$  можно получить, если принять следующие допущения:

– свойства жидкости не меняются вдоль трубы;

– фитиль является однородным;

– перепадом давления в паровом потоке можно пренебречь.

Тогда:

$$m_{\max} = \frac{\rho_{\text{ж}} K A}{\mu_{\text{ж}} l} \left( \frac{\sigma}{r_{\text{и}}} \cos \Theta - \rho_{\text{ж}} g l \sin \varphi \right), \quad (10)$$

где  $r_{\text{и}}=6$  мкм – радиус поры в испарителе [4];

$$K = 8,4 \cdot 10^{-10} \text{ м}^2.$$

Диаметр проволоки равен 36 мкм, толщина двух слоев сетки составит 144 мкм. Внутренний

диаметр корпуса трубы 6 мм. Тогда поперечное сечение фитиля А будет равно:

$$A = 144 \cdot 10^{-6} \cdot \pi \cdot 6 \cdot 10^{-3} = 2,7 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2. \quad (11)$$

Допустим наличие идеального смачивания ( $\Theta = 0^\circ$ ), с учетом физических свойств воды, приведенных в табл. 1, определим максимальные расход жидкости и тепловой поток в фитиле.

Таблица 1  
Физические свойства воды при  $T=353 \text{ К}$

| $L, \text{ МДж/кг}$ | $\rho_{ж}, \text{ кг/м}^3$ | $\mu_{ж}, \text{ мН/м}$ | $\sigma, \text{ Н/м}$ |
|---------------------|----------------------------|-------------------------|-----------------------|
| 2,3                 | 972                        | 0,36                    | 0,0628                |

Пользуясь формулой (10) определяем, что  $m_{\max} = 22 \cdot 10^{-6} \text{ кг/с}$ .

Подставив значение  $m_{\max}$  в уравнение (7), получаем величину максимального теплового потока в фитиле:  $Q_{\max} = 51 \text{ Вт}$ .

Используя методику расчета [4], определяем параметры ТТ.

Термическое сопротивление стенки тепловой трубы в испарителе:

$$R_{p,и} = \frac{r_{вн} \cdot t}{2l_{и} \cdot \lambda_{м}}, \quad (12)$$

где  $\lambda_{м} = 390 \text{ Вт/м}^2\text{К}$  – теплопроводность меди;

$l_{и}$  – длина испарителя;

$t = 10^{-3} \text{ м}$  – толщина стенки трубы;

$r_{вн} = 0,004 \text{ м}$  – внутренний радиус испарителя.

Термическое сопротивление насыщенного жидкостью пара в испарителе:

$$R_{ф,и} = \frac{r_{вн}^2 \cdot t_{ф}}{2l_{и} \cdot r_{внутр} \cdot \lambda_{ф,э}}, \quad (13)$$

где  $r_{внутр} = 0,003 \text{ м}$  – радиус парового канала;

$t_{ф} = 144 \text{ мкм}$  – толщина фитиля.

Эффективная теплопроводность насыщенного фитиля:

$$\lambda_{ф,э} = \frac{\lambda_{в}(\lambda_{в} + \lambda_{м} - (1 - \varepsilon)(\lambda_{в} - \lambda_{м}))}{(\lambda_{в} + \lambda_{м}) + (1 - \varepsilon)(\lambda_{в} - \lambda_{м})}, \quad (14)$$

где  $\lambda_{в} = 0,668 \text{ Вт/(м}^2\text{К)}$  – теплопроводность воды;

$\varepsilon = 0,549$  – проницаемость фитиля.

Термическое сопротивление парового потока:

$$R_{п} = \frac{\pi r_{вн} T_{п} F_{п} \left( \frac{1}{6} (l_{и} + l_{к}) \right)}{\rho_{п} L}, \quad (15)$$

где  $T_{п}$  – температура пара;

$F_{п}$  – сопротивление пара;

$l_{к}$  – длина конденсатора;

$\rho_{п}$  – плотность пара.

Термическое сопротивление насыщенного жидкостью фитиля в конденсаторе:

$$R_{ф,к} = \frac{r_{вн}^2 \cdot t_{ф}}{2l_{к} \cdot r_{к} \cdot \lambda_{ф}}, \quad (16)$$

где  $r_{к} = 0,007 \text{ м}$  – радиус конденсатора.

Термическое сопротивление стенки тепловой трубы в конденсаторе:

$$R_{p,к} = \frac{r_{вн} \cdot t}{2l_{к} \cdot \lambda_{м}}. \quad (17)$$

Коэффициент теплопередачи тепловой трубы:

$$\lambda_{ТТ} = \frac{1}{R_{p,и} + R_{ф,и} + R_{п} + R_{ф,к} + R_{p,к}}. \quad (18)$$

Перепад температуры между испарителем и конденсатором отнесенный к поперечному сечению трубы:

$$\Delta T = \frac{Q_{\max}}{\lambda_{ТТ} \cdot A_{ТТср}}, \quad (19)$$

где  $A_{ТТср}$  – среднее поперечное сечение по длине трубы.

Полученные расчетные величины представлены в табл. 2.

Таблица 2  
Сводная таблица расчетных величин

| Параметры                                 | Величины             |
|-------------------------------------------|----------------------|
| $R_{p,и}, \text{ К/Вт}$                   | $3,01 \cdot 10^{-9}$ |
| $R_{ф,и}, \text{ К/Вт}$                   | $1,5 \cdot 10^{-7}$  |
| $R_{п}, \text{ К/Вт}$                     | $1,17 \cdot 10^{-8}$ |
| $R_{ф,к}, \text{ К/Вт}$                   | $1,06 \cdot 10^{-6}$ |
| $R_{p,к}, \text{ К/Вт}$                   | $5,12 \cdot 10^{-6}$ |
| $\lambda_{ф,э}, \text{ Вт/(м}^2\text{К)}$ | 1,5                  |
| $\lambda_{ТТ}, \text{ Вт/(м}^2\text{К)}$  | $0,88 \cdot 10^5$    |
| $\Delta T, \text{ К}$                     | 12                   |

По результатам расчета минимальный перепад температур  $\Delta T$  между испарителем и конденсатором для начала работы тепловой трубы должен равняться 12 К. Тепловой поток, передаваемый одной тепловой трубой при среднем значении освещенности, составил 35 Вт, следовательно, количество тепловых труб для обеспечения требуемой мощности коллектора равно:

$$n_T = \frac{Q_{к}}{Q_{\max}}, \quad (20)$$

$$n_T = \frac{700}{35} \approx 20 \text{ шт.}$$

Расчет показал, что для полноценного обеспечения дома горячей водой, необходимое количество труб должно составлять – 20 штук.

## Заключение

Предложенный в публикации подход к проектированию позволяет определить основные характеристики тепловых труб и их количество для обеспечения дома горячей водой, что в свою очередь дает возможность оценить эффективность и преимущества солнечного теплового коллектора на тепловых трубах, в сравнении с другими установками в системе горячего водоснабжения. Он является универсальным и подходит для расчета любых видов труб с гомогенными фитилями.

## Литература

1. Применение тепловых труб в бортовых энергосистемах летательных аппаратов [Текст] / Н.В. Белан, К.В. Безручко, В.Б. Елисеев, А.В. Романкевич. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1984. – 151 с.
2. Дан, П.Д. Тепловые трубы [Текст]: пер с англ. / П.Д. Дан, Д.А. Рей. – М.: Энергия, 1979. – 272 с.
3. Харченко, Н.В. Индивидуальные солнечные установки [Текст] / Н.В. Харченко. – М.: Энергоатомиздат, 1991. – 208 с.
4. Чи, С. Тепловые трубы: Теория и практика [Текст]: пер с англ. / С. Чи. – М.: Машиностроение, 1981. – 207 с.

Поступила в редакцию 29.02.2012

**Рецензент:** канд. физ.-мат. наук, ст. науч. сотр., руководитель группы А.П. Моторненко, Институт радиопроизводства и электроники им. А.Я. Усикова НАН Украины, Харьков.

## ПІДХІД ДО ПРОЕКТУВАННЯ ТЕПЛОВОЇ ТРУБИ ВАКУУМОВАННОГО СОНЯЧНОГО КОЛЕКТОРА

*Т.Г. Михаленко, С.В. Губін*

Запропонований підхід до розрахунку основних проектних параметрів теплових труб (ТТ). Описані основні переваги використання ТТ у сонячній енергетиці, наведені існуючі конструкції цих пристроїв для теплопередачі. В якості прикладу був запропонований розрахунок теплової труби для сонячного вакуумованого колектору. Розрахунок проводився на основі даних енергоприходу сонячного випромінювання на похилу поверхню геліоколектора, а також на основі теплофізичних властивостей теплоносія. Наведений підхід є універсальним для теплових труб з гомогенною внутрішньою структурою (у вигляді сітки) і дає змогу порівнювати можливість передачі тепла ТТ при використанні різних матеріалів та теплоносіїв.

**Ключові слова:** теплова труба, сонячний колектор, енергоприхід сонячний, капілярна структура, теплоносії.

## APPROACH TO DESIGNING THE THERMAL TUBE OF VACUUMED SOLAR COLLECTOR

*T. G. Mikhlenko, S. V. Gubin*

This paper proposes an approach of calculation of heat pipe (HP) main technical characteristics. There are observed the advantages of HP using in solar energy, and are given the samples of existing design of the heat-transfer devices. As a sample it is provided the calculation of heat pipe for solar vacuumed collector. The calculation is based on data of energy income of solar radiation to inclined surface of solar collectors, as well as on the basis of thermophysical properties of coolant. This approach is universal for the heat pipes with a homogeneous internal structure (in the form of a grid) and allows us to compare heat transfer characteristics of the HP by using different materials and coolant.

**Key words:** heat pipe, solar collector, solar energy income, microvascular structure, coolant.

**Михаленко Татьяна Геннадьевна** – студентка кафедры ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: tatyana.mikhlenko@gmail.com.

**Губин Сергей Викторович** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: gubinsv@d4.khai.edu.

УДК 621.43

О.О. ОСЕТРОВ, С.С. КРАВЧЕНКО

Національний технічний університет «ХПІ», Україна

**РОЗРОБКА ХАРАКТЕРИСТИЧНИХ КАРТ КЕРУВАННЯ КУТОМ  
ВИПЕРЕДЖЕННЯ ЗАПАЛЮВАННЯ В ВОДНЕВОМУ ДВИГУНІ**

Робота присвячена дослідженню з розробки раціональних характеристичних карт керування кутом випередження запалювання в водневому двигуні на основі обраних критеріїв оптимізації. Проаналізовано вплив кута випередження запалювання на показники двигуна та визначено принципи особливості його вибору залежно від режиму роботи водневого двигуна із якісним регулюванням складу суміші. Запропоновано чотири характеристичні карти керування кутом випередження запалювання за умови забезпечення найкращої паливної економічності та балансу між паливною економічністю та токсичністю викидів двигуна.

**Ключові слова:** альтернативні джерела енергії, водень, кут випередження запалювання, Характеристична карта керування, критерій оптимізації.

**Вступ**

Скорочення природних запасів традиційних палив і екологічні проблеми, пов'язані з їх використанням, гостро ставлять питання впровадження альтернативних джерел енергії. Одним з найбільш перспективних альтернативних палив для двигунів внутрішнього згоряння (ДВЗ) є водень, який має високі енергетичні показники, унікальні кінетичні характеристики, хороші моторні властивості, екологічну чистоту, необмеженість сировинних запасів, тощо [1 – 9]. Тому дослідженням з використання водню в ДВЗ у світі присвячується велика увага.

Для кожного конкретного двигуна при його конвертації для використання водню необхідно вирішити ряд проблем, пов'язаних зі зберіганням палива, організацією сумішоутворення і згоряння, вибором раціональних конструктивних і регулювальних параметрів.

В роботі розроблено характеристичні карти керування кутом випередження запалювання для водневого двигуна Honda GX390.

**Аналіз останніх досліджень і публікацій**

Питанням дослідження процесів у водневих ДВЗ, вибору їх раціональних параметрів присвячено ряд робіт [1 – 9]. Аналіз публікацій показує, що важливим регулювальним параметром, який суттєво впливає на показники двигуна, є кут випередження запалювання  $\theta$ .

Як правило, в бензинових ДВЗ кут  $\theta$  регулюють залежно від зміни частоти обертання  $n$  і навантаження, що оцінюється розрідженням у впускному

колекторі  $P$ . Принципова схема (так звана «мапа» або карта) регулювання кута  $\theta$  залежно від  $n$  і  $P$  наведена на рис. 1 [10]. Видно, що із зменшенням навантаження (збільшенням розрідження на впуску  $P$ ) і збільшенням частоти обертання кут випередження запалювання  $\theta$  збільшують.

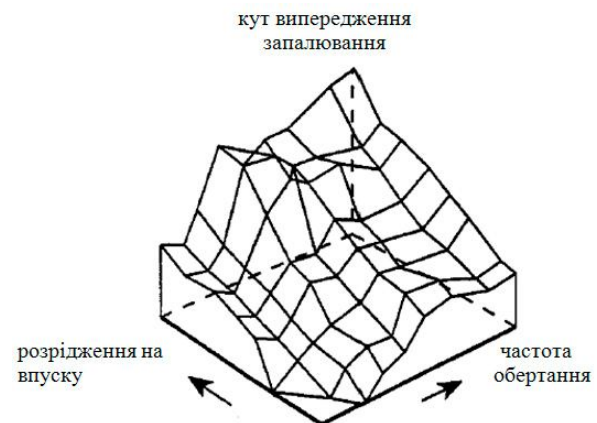


Рис. 1. Принципова схема регулювання кута випередження запалювання в бензинових ДВЗ

При збільшенні частоти обертання зростає період затримки запалювання, виражений в град. повороту колінчастого валу. Процес згоряння в циклі починається пізніше.

Крім того, збільшується тривалість догорання паливної суміші в ході процесу розширення продуктів згоряння [11]. Отже робоче тіло треба запалювати раніше, і кут  $\theta$  збільшують. При зменшенні навантаження у циліндрі збільшується частка залишкових відпрацьованих газів. Це також призводить до росту періоду затримки запалювання і збільшенню

тривалості догорання паливної суміші [11]. Тому кут  $\theta$  також збільшують.

Деякі дослідники при розробці характеристичних карт керування кутом  $\theta$  враховують температуру двигуна (на «холодному» двигуні кут  $\theta$  збільшують), детонацію (при її виникненні кут  $\theta$  зменшують), а також інші параметри [10, 12].

Певну специфіку на вибір кута випередження запалювання накладає спосіб регулювання потужності двигуна. Водень на відміну від більшості альтернативних палив має широкі межі займання:  $\alpha = 0,15 \dots 10$  [5]. Це дозволяє здійснити якісне регулювання потужності двигуна, отже забезпечити високу паливну економічність у широкому діапазоні експлуатаційних навантажень.

В роботах [4, 6, 8] представлено карту керування кутом  $\theta$ , розроблену для водневого двигуна GM 454 (8Ч 10,795/10,160) залежно від навантаження (вісь Y) і частоти обертання колінчастого валу (вісь X). Навантажувальний пристрій моделював сигнал датчика розрідження на впуску таким чином, що 2000 mBar відповідало максимальному навантаженню, а 0 mBar – відсутності навантаження (холостий хід).

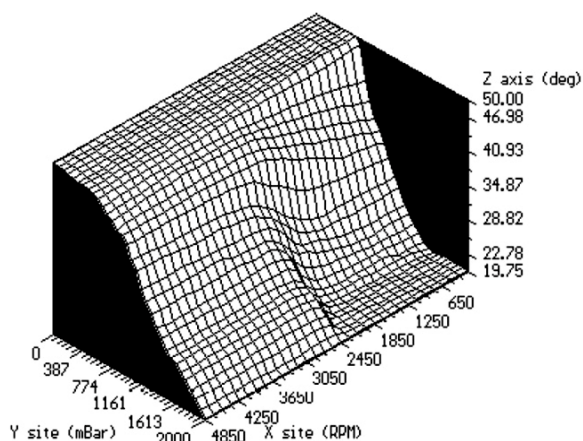


Рис. 2. Карта керування водневого двигуна GM454 (8Ч 10,795/10,160)

Видно, що при зменшенні навантаження кут випередження запалювання на більшості режимів збільшують. Це пояснюють зростанням тривалості згорання водню: при зменшенні навантаження при якісному регулюванні потужності зростає коефіцієнт надлишку повітря  $\alpha$ , що призводить до збільшення тривалості згорання. Отже кут  $\theta$  необхідно також збільшувати. Виключенням є режими малих і високих навантажень і малих частот обертання, де кут  $\theta$  приймають постійним в певному діапазоні навантажувальних режимів. Пояснення цьому в роботах не надано.

Вплив частоти обертання на вибір кута  $\theta$  багато менший [4, 6, 8]. На режимах малих і високих

навантажень кут  $\theta$  приймають постійним у всьому діапазоні (або на певній ділянці діапазону) частот обертання і змінюють тільки на середніх навантаженнях. Пояснення необхідності збільшувати кут  $\theta$  із ростом частоти обертання на означених режимах в жодній з проаналізованих робіт не наведено.

Параметр  $\theta$  найчастіше призначають, виходячи із забезпечення найкращої паливної економічності двигуна. В деяких випадках намагаються урахувати токсичність відпрацьованих газів, проте методика вибору компромісного рішення в публікаціях не наводиться. Складність представляє також вибір критерію оптимізації, який дозволяє врахувати як показники паливної економічності, так і токсичності відпрацьованих газів (ВГ) ДВЗ.

З аналізу робіт видно, що не достатньо висвітленими в технічній літературі є питання обґрунтування вибору кута випередження запалювання в водневому двигуні залежно від потужності і частоти обертання, методики такого вибору, обґрунтування оптимізаційного критерію

**Метою роботи** є розробка і обґрунтування характеристичних карт керування кутом випередження запалювання в водневому двигуні в діапазоні експлуатаційних навантажень на основі обраних оптимізаційних критеріїв.

## Результати досліджень

На кафедрі ДВЗ НТУ «ХП» спільно із вченими університету міста Труа Рів'єр (Канада) виконані розрахунково-експериментальні дослідження з використання водню в чотиритактному одноциліндровому двигуні Honda GX390 (1Ч 8,8/6,4). В ході цих досліджень розроблено і верифіковано математичні моделі газообміну, згорання водню і утворення оксидів азоту у циліндрі двигуна [9]. Програмний код написано в системі MATLAB. Створені математичні моделі дозволяють виконувати широкий спектр розрахункових оптимізаційних досліджень, зокрема з вибору раціональних значень кута  $\theta$ .

## Експлуатаційні режими

Згідно паспортних даних двигуна Honda GX390 частота обертання  $n$  при роботі на бензині на режимах швидкісних характеристик змінюється в діапазоні  $2000 \dots 3600 \text{ хв}^{-1}$ , а крутний момент  $M_{кр}$  в діапазоні  $2,5 \dots 25 \text{ Н}\cdot\text{м}$ . Експериментальні дослідження двигуна показали, що внаслідок витиснення частини повітря воднем максимальний крутний момент і потужність двигуна зменшуються приблизно на 10%. Тому для розрахункового дослідження обраний інший діапазон зміни крутного моменту  $M_{кр}$  – від 2,5 до 20 Н·м. При проведенні

розрахункового дослідження задавали крок по частоті обертання  $100 \text{ хв}^{-1}$ , та крок по моменту –  $1,25 \text{ Н·м}$ .

Таким чином, вибір раціонального значення кута випередження  $\theta$  проводився для 255 режимів роботи двигуна.

#### Діапазон зміни кута випередження запалювання

Для визначення діапазону зміни кута  $\theta$  були виконані попередні розрахунки.

Мінімальні значення  $\theta$  задавали поблизу верхньої мертвої точки ( $\theta = 6$  град. п.к.в. після верхньої мертвої точки (ВМТ)). Розрахунки показали, що при більш пізніх кутах  $\theta$  суттєво зменшується індикаторна робота і ростуть температури відпрацьованих газів, отже зменшується надійність деталей випускного тракту.

Максимальні значення  $\theta$  залежать від режиму роботи двигуна (рис. 3).

Так, на режимах високих навантажень ( $M_{кр} = 20 \text{ Н·м}$ ) максимальні значення  $\theta$  знаходяться в межах  $22...26$  град. п.к.в. до ВМТ. При більших  $\theta$  зменшення індикаторної роботи призводить до того, що навіть збільшуючи циклову подачу палива (до  $\alpha = 1$ ) не вдається забезпечити задану потужність (або крутний момент) двигуна.

На режимах малих навантажень ( $M_{кр} = 2,5 \text{ Н·м}$ ) зростає тривалість згоряння, що дає змогу збільшувати кут випередження запалювання до  $64...68$  град. п.к.в. до ВМТ.

Таким чином, із зменшенням навантаження збільшується діапазон регулювання кута випередження запалювання з  $28...32$  град. п.к.в. до  $70...74$  град. п.к.в.

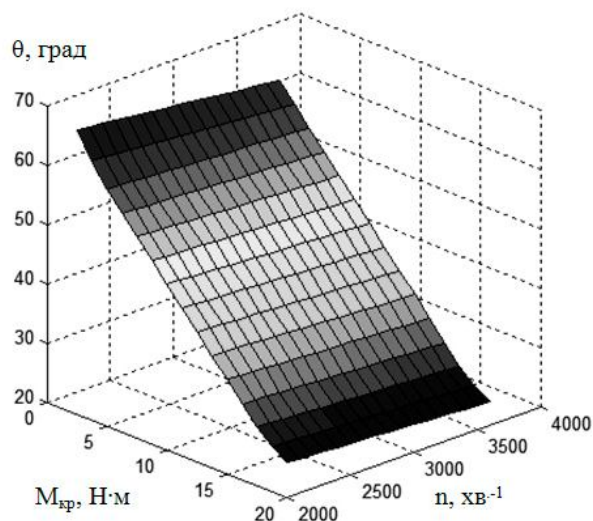


Рис. 3. Максимальні значення кута випередження запалювання для двигуна Honda GX390

#### Критерії оптимізації

Найбільше поширення як критерій якості протікання робочого процесу отримала питома ефективна витрата палива  $g_e$ . Тому цей параметр був прийнятий у якості першого оптимізаційного критерію.

Останнім часом все більше застосування знаходять також екологічні критерії – питоми викиди шкідливих речовин з ВГ, зокрема оксидів азоту  $g_{NOx}$ , монооксиду  $g_{CO}$  і діоксиду  $g_{CO2}$ , вуглецю, вуглеводнів  $g_{CH}$ , твердих частинок  $g_{TC}$  тощо. Аналіз відпрацьованих газів водневого двигуна показав, що основним шкідливим компонентом продуктів згоряння є оксид азоту NO. Викиди інших шкідливих речовин у ВГ майже відсутні. Незначний вміст CO і твердих частинок у ВГ пояснюється потраплянням мастила в камеру згоряння двигуна. Отже питоми викид оксиду азоту  $g_{NO}$  доцільно також врахувати при оптимізації.

Аналіз розрахункових залежностей питомого викиду оксиду азоту  $g_{NO}$  та питомої ефективної витрати палива  $g_e$  від конструктивних і режимних параметрів робочого процесу показує, що в деяких випадках ці критерії змінюються у протилежних напрямках. Забезпечити компроміс між показниками паливної економічності і токсичності відпрацьованих газів двигуна можливо використанням паливно-екологічного критерію, запропонованого в роботі [7]:

$$K_{te} = \frac{3600}{Q_H g_e} \cdot \frac{g_e}{g_e + \sigma \cdot f \sum_{k=1}^N (A_k g_{Bbk})}, \quad (1)$$

де  $g_e$ ,  $g_{Bbk}$  – відповідно питома ефективна витрата палива і питоми викид  $k$ -го компоненту токсичних викидів з відпрацьованими газами;

$A_k$  – показник відносної агресивності  $k$ -го компонента токсичних викидів;

$N$  – загальне число врахованих токсичних компонентів, які викидаються в навколишнє середовище з ВГ;

$\sigma$  – безрозмірний показник відносної небезпеки забруднення для різних територій;

$f$  – безрозмірний коефіцієнт, що враховує характер розсіювання ВГ в атмосфері;

$Q_H$  – нижча теплота згоряння палива.

Залежність (1) можна модифікувати для урахування тільки двох показників двигуна – питомої витрати палива і викидів оксиду азоту:

$$K_{te} = \frac{3600}{Q_H g_e} \cdot \frac{g_e}{g_e + \sigma \cdot f \cdot A_{NO} \cdot g_{NO}}.$$

Таким чином, в роботі запропоновано проводити оптимізацію кута випередження запалювання  $\theta$  за двома критеріями: питомою витратою палива  $g_e$  і комплексним паливно-екологічним критерієм  $K_{te}$ .

### Аналіз впливу зміни кута випередження запалювання на показники роботи дослідного двигуна

На рис. 4 та 5 наведені регульовальні характеристики дослідного двигуна на режимах великих і малих навантажень (крутного моменту) при постійній частоті обертання (рис. 4), а також високої і малої частоти обертання при постійному навантаженні (крутному моменті) (рис. 5). При кожному значенні кута  $\theta$  варіювали циклову подачу палива за умови забезпечення заданої потужності (крутного моменту) двигуна.

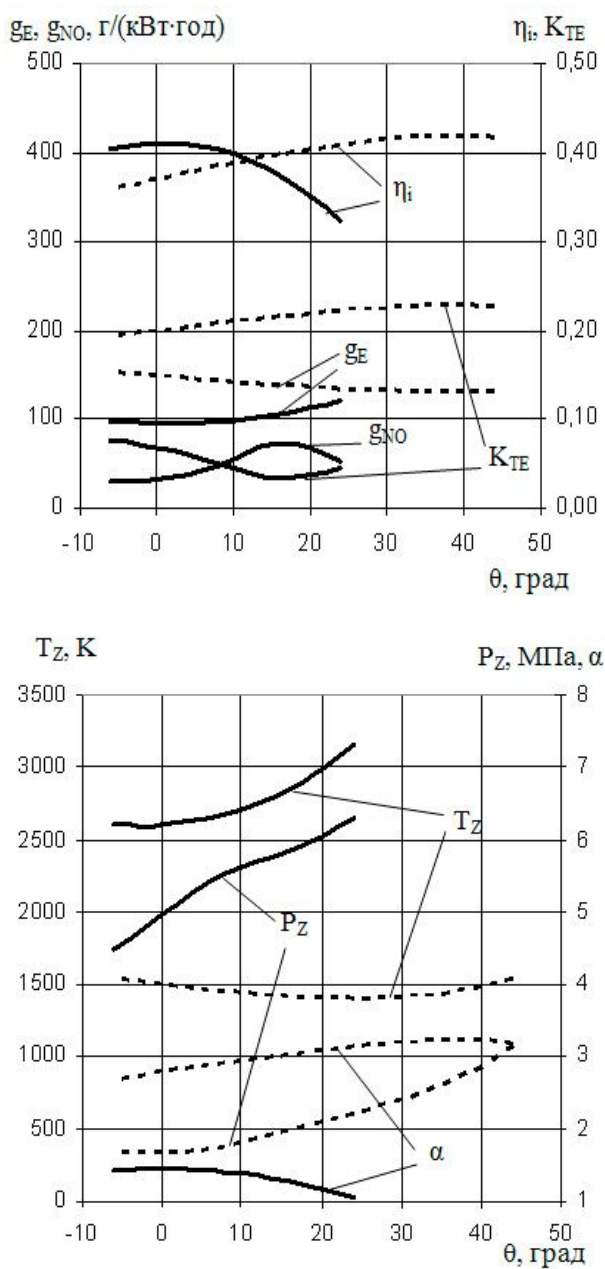


Рис. 4. Регульовальні характеристики дослідного двигуна:  $n = 2800 \text{ хв}^{-1}$ ; — -  $M_{кр} = 20 \text{ Н} \cdot \text{м}$ ; --- -  $M_{кр} = 7,5 \text{ Н} \cdot \text{м}$

З рис. 4 та 5 видно, що із збільшенням кута випередження запалювання  $\theta$  в циліндрі, як правило, зростають максимальні температура  $T_z$  і тиск  $P_z$  згоряння. Це призводить до підвищення механічної і термічної напруженості деталей двигуна, а також збільшення викидів оксиду азоту  $g_{NO}$ . Термодинамічна ефективність циклу (індикаторний ККД) з ростом кута  $\theta$  спочатку збільшується, а потім починає різко зменшуватися. Максимум  $\eta_i$  (і відповідно мінімум  $g_e$ ) досягається у момент, коли робота розширення є максимальною, а робота стиску – мінімальною.

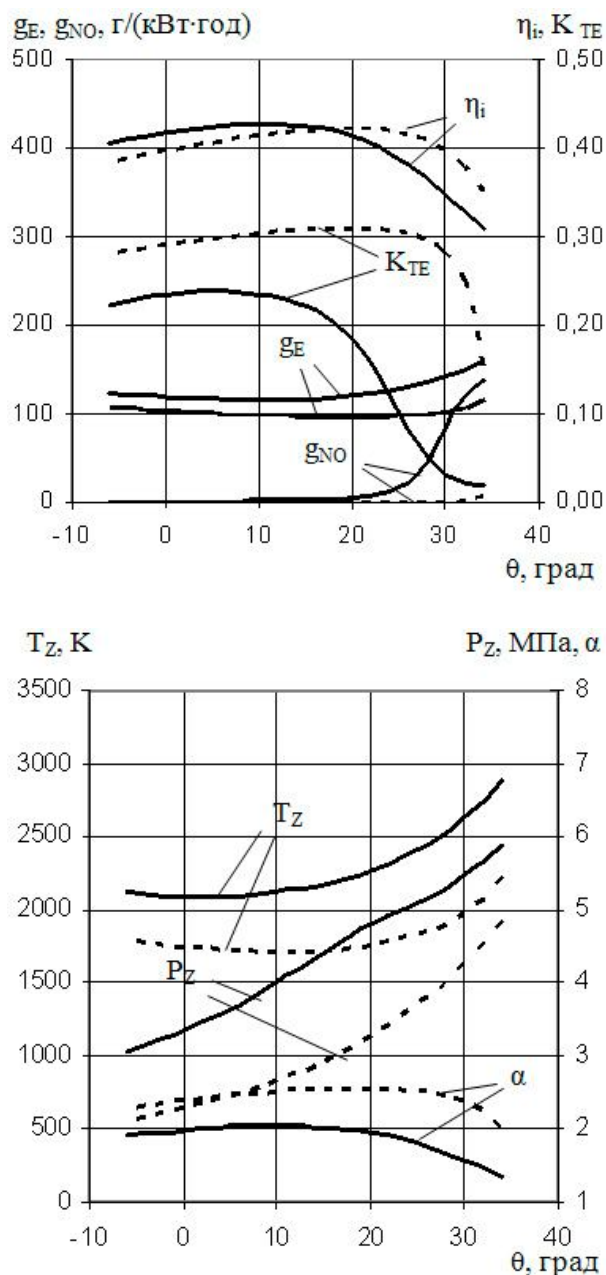


Рис. 5. Регульовальні характеристики дослідного двигуна:  $M_{кр} = 12,5 \text{ Н} \cdot \text{м}$ ; — -  $n = 3600 \text{ хв}^{-1}$ ; --- -  $n = 2000 \text{ хв}^{-1}$

Зі зменшенням навантаження максимум індикаторного ККД  $\eta_i$ , паливно-екологічного критерію  $K_{TE}$  і мінімум питомої витрати палива  $g_E$  зміщуються в сторону більших кутів випередження запалювання  $\theta$  (рис. 4).

Це пов'язано зі збільшенням коефіцієнту надлишку повітря (рис. 5) і зростанням тривалості згоряння, отже необхідністю більш раннього запалювання робочої суміші. На режимах малих і середніх навантажень максимумами індикаторного ККД  $\eta_i$ , паливно-екологічного критерію і мінімум питомої витрати палива  $g_E$  співпадають. Це пов'язано з тим, що при коефіцієнтах надлишку повітря  $\alpha$  більше 2 вміст оксидів азоту у ВГ (складова токсичності в комплексному критерії) надзвичайно низький, отже зміна паливно-екологічного критерію віддзеркалює зміну питомої витрати палива.

В області високих навантажень викиди оксидів азоту сягають 50 г/(кВт·год) і більше, тому максимум паливно-екологічного критерію приходить на 2...7 град. менші кути випередження запалювання, ніж максимум індикаторного ККД (відповідно мінімум питомої витрати палива).

Вплив частоти обертання  $n$  на вибір  $\theta$  істотно менше, ніж вплив навантаження (рис. 5). Слід відзначити те, що найкращі показники робочого процесу двигуна із збільшенням  $n$  досягаються при більш пізніх кутах випередження запалювання  $\theta$ . Це можна пояснити тим, що із збільшенням частоти обертання погіршується наповнення циліндра, зменшується коефіцієнт надлишку повітря і зменшується тривалість згоряння. Тому кут  $\theta$  доцільно збільшувати.

Вплив частоти обертання на вибір кута  $\theta$  більш суттєвий на режимах малих навантажень і менш суттєвий – на режимах високих навантажень. На режимах високих навантажень і малих  $\alpha$  робочий процес двигуна дуже чутливий до зміни кута  $\theta$  (рис. 4). Навіть незначна зміна  $\theta$  на цих режимах дозволяє забезпечити задані показники двигуна. Проте на режимах малих навантажень вплив зміни кута  $\theta$  не суттєвий. Тому для забезпечення заданих показників роботи двигуна кут випередження запалювання слід регулювати у більших діапазонах.

Вказані особливості вибору кута випередження запалювання покладені в основу розробки характеристичних карт керування цим параметром.

### Характеристичні карти керування

На рис. 6 а, показані карти керування кутом  $\theta$  1 і 2, оптимізовані як за навантаженням, так і за частотою обертання. Карта 1 забезпечує найкращу паливну економічність, карта 2 – як високу паливну

економічність, так і низьку токсичність (максимальний паливно-екологічний критерій).

Вище показано, що вплив частоти обертання  $n$  на вибір кута випередження запалювання  $\theta$  не суттєвий, отже  $\theta$  можна приймати постійним у всьому діапазоні  $n$ . Карти керування 3 і 4, що відповідають характеристичним картам 1 і 2 не враховують вплив частоти обертання на вибір  $\theta$ , наведені на рис. 6 б.

Також показано, що на режимах малих і середніх навантажень, викиди оксидів азоту є надзвичайно низькими, отже оптимізовані за  $g_E$  і  $K_{TE}$  характеристичні карти керування (відповідно 1 і 2, 3 і 4) на цих режимах співпадають. На режимах високих навантажень оксиди азоту сягають значних рівнів, отже характеристичні карти керування 1 і 2, 3 і 4 на 3...6 град. п.к.в. відрізняються.

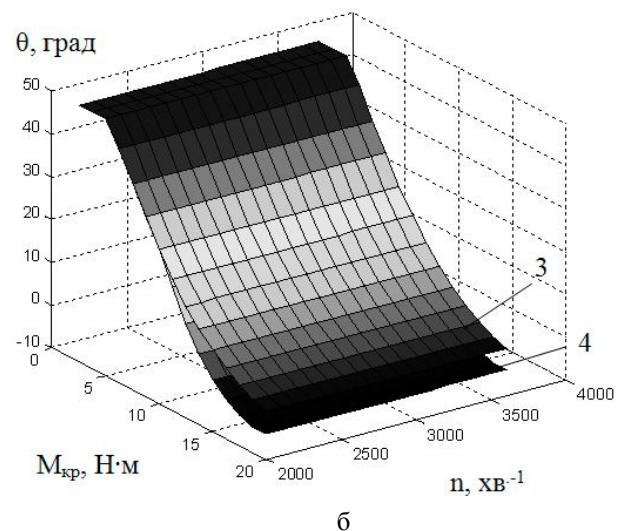
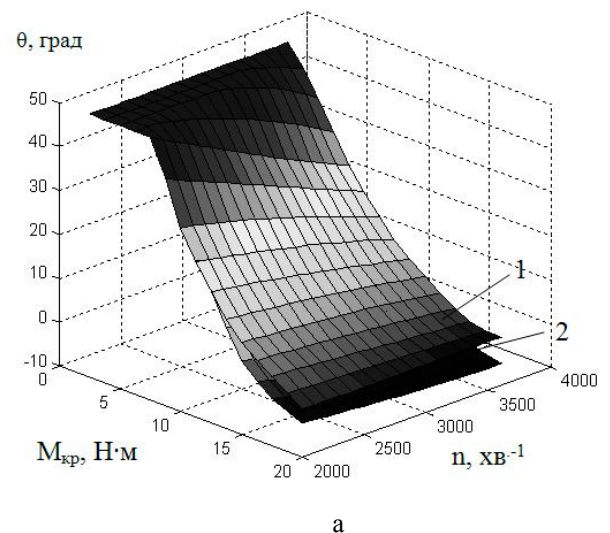


Рис. 6. Характеристичні карти керування кутом випередження запалювання: 1, 3 – оптимізовані за паливною економічністю; 2, 4 – оптимізовані за паливно-екологічним критерієм

При малих навантаженнях  $M_{кр}$  і частотах обертання раціональні рівні  $\theta$  співпадають з максимальними допустимими значеннями кута випередження запалювання для дослідного двигуна (див. рис. 3). В роботі запропоновано на цих режимах встановлювати дещо менші значення  $\theta = 50$  град. п.к.в. до ВМТ.

Це призначено для забезпечення стабільної і рівномірної роботи двигуна. Такий самий підхід до регулювання  $\theta$  на режимах малих навантажень прийнятий і в роботах [4, 6, 8].

Для порівняння ефективності керування кутом  $\theta$  за розробленими характеристичними картами визначено середні експлуатаційні значення питомої ефективної витрати палива  $g_e$ , викиду оксиду азоту  $g_{NO}$  та паливо – екологічного критерію КТЕ в досліджуваному діапазоні режимів. При цьому спрощено

прийнято, що двигун на всіх режимах працює однаково кількість часу. Результати порівняння представлені в табл. 1. З табл. 1 видно, що при використанні усіх розроблених карт забезпечується приблизно однакова середньо-експлуатаційна витрата палива – різниця складає менше одного відсотка. Проте середні експлуатаційні викиди оксидів азоту при використанні карт 1 і 2, 3 і 4 відрізняються приблизно на 13%, що в сучасних умовах жорстких обмежень токсичності вихлопу є дуже суттєвим.

На наш погляд, раціонально використовувати характеристичні карти керування 2 і 4, оптимізовані за паливно-екологічним критерієм, що дозволить суттєво знизити токсичність викидів при майже незмінній витраті палива.

Таблица 1

Порівняння ефективності застосування карт керування кутом випередження запалювання

| № | Характеристичні карти керування                    | КТЕ   | $g_e$ ,<br>г/(кВт год) | $g_{NO}$ ,<br>г/(кВт год) |
|---|----------------------------------------------------|-------|------------------------|---------------------------|
| 1 | Оптимізована за $g_e$                              | 0,199 | 0,135                  | 4,93                      |
| 2 | Оптимізована за $K_{TE}$                           | 0,201 | 0,136                  | 4,33                      |
| 3 | Оптимізована за $g_e$ без урахування впливу $n$    | 0,197 | 0,136                  | 5,04                      |
| 4 | Оптимізована за $K_{TE}$ без урахування впливу $n$ | 0,200 | 0,137                  | 4,41                      |

## Висновки

В результаті розрахункового дослідження отримані такі результати:

1. Визначено діапазони керування кутом випередження запалювання залежно від режимів роботи дослідного двигуна.

2. Запропоновано проводити оптимізацію кута  $\theta$  за модифікованим виразом комплексного паливно-екологічного критерію, що враховує витрату палива двигуна і викиди оксиду азоту з продуктами згоряння.

3. Проаналізовано вплив кута випередження запалювання на показники дослідного двигуна. Визначено принципові особливості вибору кута  $\theta$  залежно від режиму роботи водневого двигуна із якісним регулюванням складу суміші.

4. Запропоновано чотири характеристичні карти керування кутом  $\theta$  за умови забезпечення найкращої паливної економічності (перша і третя карта) та балансу між паливною економічністю та токсичністю викидів двигуна (друга і четверта карта). Перша і друга карта оптимізовані як за частотою обертання, так і за навантаженням двигуна, друга і четверта – тільки за навантаженням без урахування впливу частоти обертання.

## Література

1. MacCarley, C.A. *Electronic fuel injection techniques for hydrogen powered I.C. engines* [Text] / C.A. MacCarley, W.D. Van Vorst // *International Journal of Hydrogen Energy*. – 1980. – Volume 5, issue 2. – P. 179 – 203.
2. *Effect of ignition timing and hydrogen fraction on combustion and emission characteristics of natural gas direct-injection engine* [Text] / J. Wang, Z. Huang, B. Liu, K. Zeng, J. Yu, D. Jiang // *Frontiers of energy and power engineering in china*. – 2008. – Vol. 2, № 2. – P. 194-201.
3. Blair, G.P. *Design and simulation of four stroke engines* [Text] / G.P. Blair. – USA: SAE International, 1999. – 840 p.
4. Sierens, R. *Experimental study of a hydrogen-fueled engine* [Text] / R. Sierens, S. Verhelst. // *J. Eng. Gas Turbines Power*. – 2001. – Volume 123, issue 1. – P. 211 – 216.
5. Мищенко, А.И. *Применение водорода для автомобильных двигателей* [Текст] / А.И. Мищенко. – К.: Наука, 1984. – 143 с.
6. Verhelst, S. *A study of the combustion in hydrogen-fuelled internal combustion engines* [Text] / S. Verhelst. – USA: Department of Flow, Heat and Combustion Mechanics. Ghent University, 2005. – 222 p.

7. Парсаданов, И.В. Повышение качества и конкурентоспособности дизелей на основе комплексного топливно-экологического критерия [Текст] / И.В. Парсаданов. – Х.: НТУ «ХПИ», 2003. – 244 с.

8. Verhelst, S. Aspects concerning the optimisation of a hydrogen fueled engine [Text] / S. Verhelst, R. Sierens // *International Journal of Hydrogen Energy*. – 2001. – Volume 26, issue 9. – P. 981–985.

9. Расчетно-экспериментальное исследование процесса сгорания водорода в одноцилиндровом четырехтактном двигателе с искровым воспламенением [Текст] / А.П. Марченко, А.А. Осетров, И. Дубей, Р. Маамри // *Энерготехнологии и Ресурсосбережение*. – 2011. – №4. – С. 14–18.

10. *Engine sub systems - Spark Advance Control* [Text]. – Toyota Motor Sales, U.S.A., Inc. All Rights Reserved.

11. Двигатели внутреннего сгорания: теория поршневых и комбинированных двигателей [Текст]: Учебник для вузов по специальности «Двигатели внутреннего сгорания» / Д.Н. Вырубов, Н.А. Иващенко, В.И. Ивин и др.; под ред. А.С. Орлина, М.Г. Круглова. – 4-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 372 с.

12. *Automotive Engineering: Engine Fuel Map Design* [Электронный ресурс] / George Alexandrov, Kaitlin Bergin, Xiao Ying Zhao, Rolih Ferdinand. – Режим доступа: <http://www.soe.rutgers.edu/sites/default/files/gset/Paper08-Auto.pdf>. – 10.04.2009 г.

Надійшла до редакції 28.12.2011

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., зав. каф. Двигуни внутрішнього згоряння Ф.І. Абрамчук, Харківський національний автомобільно-дорожній університет.

#### РАЗРАБОТКА ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКИХ КАРТ УПРАВЛЕНИЯ УГЛОМ ОПЕРЕЖЕНИЯ ЗАЖИГАНИЯ В ВОДОРОДНОМ ДВИГАТЕЛЕ

**А.А. Осетров, С.С. Кравченко**

Работа посвящена исследованию разработки рациональных характеристических карт управления углом опережения зажигания в водородном двигателе на основе избранных критериев оптимизации. Проанализировано влияние угла опережения зажигания на показатели двигателя и определены принципиальные особенности его выбора в зависимости от режима работы водородного двигателя с качественной регулировкой состава смеси. Предложены четыре характеристические карты управления углом опережения зажигания при условии обеспечения наилучшей топливной экономичности и баланса между топливной экономичностью и токсичностью выбросов двигателя.

**Ключевые слова:** альтернативные источники энергии, водород, угол опережения зажигания, характеристическая карта управления, критерий оптимизации.

#### APPLICATION OF DEVELOPING CONTROL MAPS CHARACTERISTIC ANGLE IGNITION TIMING IN THE HYDROGEN ENGINES

**A.A. Osetrov, S.S. Kravchenko**

The work is devoted to research to develop the characteristic maps of rational control of ignition timing angle in the hydrogen engine based on the selected optimization criteria. The influence of the angle of ignition timing on engine performance and defined the basic features of his choice depending on the mode of hydrogen engine with quality control of the mixture. A four characteristic maps control of ignition timing angle, provided that the best fuel economy and the balance between fuel economy and emissions of toxic engine.

**Key words:** alternative energy, hydrogen, ignition timing, the characteristic map control, the criterion of optimization.

**Осетров Александр Александрович** - канд. техн. наук, доцент, доцент каф. «Двигуни внутрішнього згоряння», Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», Харьков, Украина.

**Кравченко Сергій Сергійович** – студент каф. «Двигуни внутрішнього згоряння», Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», Харьков, Украина.

УДК 621.311.21.001.4

Е.В. ЮРЕВИЧ, С.В. ГУБИН

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

## ПРИМЕНЕНИЕ ГОЛОГРАФИЧЕСКОГО КОНЦЕНТРАТОРА СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ В ГИБРИДНОМ СОЛНЕЧНОМ ПРИЕМНИКЕ

*Рассмотрены существующие виды концентраторов, их преимущества и недостатки, принцип их работы. Приведена классификация концентраторов, по разным параметрам. Предложен гибридный гелиоприемник как решение повышения эффективности солнечного элемента и как вариант автономного энергоснабжения потребителя. Обосновано основное назначение концентратора солнечного излучения и преимущества его использования в гибридном солнечном приемнике. Изучен принцип работы голографического концентратора. Сделаны выводы о совместной работе голографического концентратора и гибридного солнечного приемника.*

**Ключевые слова:** концентраторы солнечного излучения, плотность солнечного потока, комбинированный гелиоприемник, голографический концентратор солнечного излучения, автономное энергоснабжение.

### Введение

Солнечное излучение представляет собой практически неисчерпаемый источник энергии. Оно поступает во все уголки околоземного пространства и Земли. По сравнению с другими видами энергетики солнечная энергетика в целом является одним из наиболее чистых в экологическом отношении видов энергии в космосе и на земле. Существенный недостаток солнечной энергетики связан с малой плотностью солнечного излучения, что в сочетании с относительно высокой стоимостью полупроводниковых солнечных элементов (СЭ) приводит к значительным затратам при изготовлении солнечных энергоустановок. Применение концентраторов солнечного излучения позволяет во много раз уменьшить требуемую для получения заданной электрической мощности площадь полупроводниковых фотоэлементов, повысить их устойчивость к действию внешних факторов и в результате значительно снизить стоимость получаемой электроэнергии.

Применение комбинированного гелиоприемника с фотоэлектрическими преобразователями и гелиоколлектором позволяет реализовать на борту космического аппарата как повышенную энергоотдачу так и организовать терморегулирование внутренних объектов космического аппарата. Наземное применение является конверсией комбинированного гелиоприемника и создает ряд дополнительных эффектов в энергоснабжении автономных объектов. Это характеризуется особенностями наземной солнечной энергетики.

В настоящее время такие особенности заключаются в том, что практически во всех развитых

странах формируются и реализуются программы развития возобновляемых источников энергии, причем интерес к этой проблеме связан с экологией, осознанием того факта, что быстрый экспоненциальный рост негативных антропогенных воздействий на окружающую среду ведет к существенному ухудшению среды обитания человека.

Истощение ископаемых энергоресурсов и нарастающие трудности решения экологических проблем развития энергетики приводят к необходимости поиска новых, нетрадиционных методов получения энергии, среди которых одним из наиболее перспективных является фотоэлектрический метод преобразования солнечной энергии.

Целью статьи является показать преимущество использования голографического концентратора в гибридном солнечном приемнике наземного и космического применения.

### Постановка задачи

Серьезным препятствием на пути эффективной реализации высоко энергетического потенциала солнечного излучения является его низкая плотность, обусловленная большой удаленностью Земли от Солнца. Преодолеть это можно путем концентрации излучения. Применение концентраторов позволяет не только поднять энергетическую эффективность солнечных фотоэлектрических установок, но также улучшить их энерго-экономические и эксплуатационные показатели за счет уменьшения расхода дефицитных материалов, снижения стоимости и массы, повышения устойчивости к действию внешних факторов. При этом, однако, возникает

необходимость оптимального согласования параметров концентраторов и фотопреобразователей, в связи с чем повышаются требования к точности расчетных оценок характеристик концентрирующих систем.

Основное функциональное назначение концентрирующей системы в общем случае – повышение плотности потока солнечного излучения до уровня, обеспечивающего его эффективное и экономичное преобразование в энергию требуемого вида [1]. Интегральным показателем, характеризующим эту функцию системы, является средний коэффициент концентрации:

$$K_C = \frac{E_{КСР}}{E_{\Pi}}, \quad (1)$$

где  $E_{КСР}$  – среднее значение плотности сконцентрированного лучистого потока на приемник;

$E_{\Pi}$  – плотность солнечного излучения в плоскости, перпендикулярной направлению его распространения.

Характерные для солнечных фотоэлектрических установок (СФЭУ) значения  $K_C$  лежат в диапазоне от единиц до сотен крат.

При концентрации солнечного излучения увеличивается тепловая нагрузка на солнечный элемент, что требует создания эффективной системы теплоотвода, так как с повышением рабочей температуры фотопреобразователя уменьшается его эффективность. Такая система может быть реализована в гибридном солнечном приемнике.

Гибридный солнечный приемник представляет собой систему, в которой объединены фотоэлектрический преобразователь солнечного излучения и гелиоколлектор. При концентрации солнечного излучения рабочая температура солнечного элемента значительно увеличивается, расположенный с тыльной стороны абсорбер поглощает тепло от фотопреобразователей, тем самым не допуская падения эффективности фотопреобразователей.

Фотоэлектрический преобразователь содержит множество последовательно и параллельно соединенных солнечных элементов, которые должны работать в одинаковых условиях, с целью уменьшения схемных потерь необходимо обеспечивать равномерное облучение всех элементов.

Таким образом задача заключается в выборе концентратора солнечного излучения для гибридного приемника солнечного излучения.

### Решение задачи

При концентрации солнечного излучения не только повышается его плотность, но изменяется распределение в пространстве, а следовательно, и на

лучевоспринимающих поверхностях элементов преобразователя. Поверхностная облученность  $E_{\text{ПОВ}}$  в общем случае характеризуется функцией вида:

$$E_{\text{ПОВ}} = E_{\Pi}(x_n, y_n, z_n), \quad (2)$$

где  $x_n, y_n, z_n$  – координаты точки приемника, либо соответствующим распределением значений локального коэффициента концентрации солнечного излучения:

$$K_L = \frac{E_{\text{ПОВ}}}{E_{\Pi}} = K_L(x_n, y_n, z_n). \quad (3)$$

Это распределение является основной энергетической характеристикой концентрирующей системы.

Требования к распределению плотности сконцентрированного излучения существенно зависят от типа преобразователя, особенностей организации рабочих процессов в его элементах и их конструкции.

Системы концентрирования солнечного излучения (КСИ) предназначенные в общем случае для повышения плотности потока лучистой энергии при его одновременном пространственном и спектральном перераспределении. По уровню повышения плотности солнечного излучения или степени его концентрирования, характеризуемой значением  $K_C$ , системы КСИ с определенной условностью можно разделить на слабоконцентрирующие ( $K_C < 100$ ) и сильноконцентрирующие ( $K_C > 100$ ) системы.

Дополнительным классификационным признаком здесь может служить степень равномерности распределения плотности сконцентрированного излучения  $E_K$  или локального коэффициента концентрации  $K_L$  на приемнике, которая характеризуется соответствующими производными по направлениям ( $dE_K/dx$ ,  $dK_L/dx$  и т. п.). По этому признаку различают системы КСИ, обеспечивающие равномерную и неравномерную облученность СЭ.

Из существующих концентраторов солнечного излучения можно выделить следующие:

#### 1. Отражающие:

- зеркальные (отражают весь или большинство падающего спектра солнечного излучения);
- линзовые (преломляют и отражают падающий спектр солнечного излучения);

#### 2. Поглощающие:

- селективные (отражают избирательный спектр);
- диспергирующие (концентрируют весь поток и затем разлагают его на спектральные составляющие);

Концентраторы могут обеспечивать не только интегральное, но и спектральное перераспределе-

ние солнечного излучения в пространстве при нанесении на их поверхности соответствующим образом подобранных оптических покрытий. В данном случае речь идет о так называемых селективных и диспергирующих концентраторах, первые из которых обеспечивают избирательное (селективное) концентрирование излучения, относящегося к одному или нескольким участкам солнечного спектра, а вторые концентрируют весь падающий на них поток солнечного излучения, но одновременно разлагают (диспергируют) его на спектральные составляющие. Требования к характеристикам распределения сконцентрированного излучения в этом случае зависят от спектральной чувствительности используемых преобразователей солнечной энергии. Такие концентраторы несомненно перспективны для применения в СФЭУ вследствие сильно выраженной селективности полупроводниковых фотоэлементов по отношению к солнечному излучению.

Оптические схемы зеркальных концентрирующих систем различают по следующим признакам:

- 1) расположению приемника в совпадающем по направлению (проходящем) или встречном по отношению к солнечному потоке сконцентрированного излучения (в первом случае приемник облучается не только отраженным, но и прямым солнечным светом);
- 2) форме образующей отражающей поверхности (прямая, ломаная, ступенчатая или кривая 2-го порядка);
- 3) кратности отражения излучения от элементов концентрирующей системы (с одно- и многократным отражением);
- 4) форме в плане (линейная, многогранная, круглая).

Слабоконцентрирующие системы применяются главным образом для повышения освещенности модулей (групп) или панелей СЭ, в связи с чем важным требованием к их выходным энергетическим характеристикам является обеспечение равномерного распределения плотности лучистого потока на приемной поверхности. С этой точки зрения весьма привлекательными являются концентраторы с плоскими отражающими поверхностями. В группе систем с расположением приемника в проходящем потоке и прямолинейными образующими к их числу относятся двухгранные концентраторы, получившие название плоских фоклинов, и многогранные (преимущественно четырехгранные) системы. При этом, если образующая концентратора является прямой линией, их называют односекционными а если ломаной, то многосекционными.

Основной недостаток пирамидальных концентраторов — неравномерность распределения скон-

центрированного ими излучения по поверхности приемника.

Одно из важных достоинств систем с плоскими отражающими поверхностями связано с возможностью поддержания равномерной облученности приемника при неточной ориентации системы на Солнце и деформации отражающих поверхностей.

Один из основных недостатков односекционных плоских концентраторов связан с тем, что при использовании многократного отражения для достижения более чем трехкратной концентрации излучения существенно возрастают потери на поглощение и соответственно увеличивается требуемая высота (глубина) концентраторов. Более эффективными с этой точки зрения являются многосекционные плоские концентраторы, образующая отражающей поверхности которых представляет собой ломаную линию, где каждый отрезок соответствует одной из секций боковой грани. Угол наклона и ширина секций выбираются таким образом, чтобы отраженные от секции лучи попадали на поверхность приемника после однократного отражения и полностью (равномерно) освещали его.

Использовать конические концентраторы с многоэлементными фотоэлектрическими преобразователями нецелесообразно из-за большой величины схемных потерь. Недостатки, характерные для конических концентраторов, свойственны также и концентраторам с криволинейными образующими и расположением приемника в проходящем потоке излучения. К числу таких концентраторов относятся в первую очередь параболоторические фоконы и параболоцилиндрические фоклины. Одним из недостатков фоконов и фоклинов является их сравнительно большая глубина. Повышение коэффициента концентрации за счет уменьшения параметрического угла приводит одновременно и к быстрому росту глубины отражателей, а следовательно, к увеличению их массы и стоимости, затрудняет изготовление и эксплуатацию. Фоконы и фоклины обладают двумя основными положительными свойствами: они не требуют высокой точности изготовления зеркальной поверхности отражателя и, что особенно важно, сохраняют исходное значение среднего коэффициента концентрации при невысокой точности ориентации оси отражателя на Солнце. В стационарных условиях они могут эффективно работать, оставаясь в течение длительного времени неподвижными по отношению к направлению солнечного излучения. Основным недостатком фоконов и фоклинов с параболической образующей является значительная неравномерность распределения плотности сконцентрированного излучения, усиливающаяся при неточной ориентации отражателя на Солнце.

Сильноконцентрирующие системы это концентраторы, у которых образующая отражающей поверхности является кривой второго порядка — окружностью, параболой, гиперболой и т. п., а также двухзеркальные концентрирующие системы.

Идеальный параболюидный концентратор фокусирует параллельный пучок лучей в точку, что соответствует бесконечно большой степени концентрирования.

Преимуществом двухзеркальных концентрирующих систем является возможность широкого и относительно независимого варьирования распределением освещенности на выходе оптической системы и соотношением между ее продольными и поперечными габаритными размерами. Двухзеркальные системы позволяют также концентрировать излучение с тыльной стороны зеркал, что упрощает решение задачи отвода тепла от СЭ и обеспечивает ряд других преимуществ. К наиболее распространенным двухзеркальным системам относятся системы, состоящие из соосных поверхностей вращения второго порядка: параболюида и эллипсоида (система Грегори), параболюида и параболюида (система Марсена), параболюида и гиперболоида (система Кассегрена).

Особенностью параболюидоцилиндрического зеркала является то, что солнечный поток концентрируется в фокусной линии. При этом конструкция зеркальной системы оказывается проще, чем у параболического зеркала, однако степень концентрации не превышает 200 – 300 единиц. Системы разделяются на горизонтальнофокусные и эклипτικοфокусные. Достоинством параболюидоцилиндрических зеркальных систем является простота слежения за Солнцем. Недостаток – неравномерность распределения температуры теплоносителя по фокусной линии. Для того чтобы это устранить, используется схема с эклиптическим расположением теплообменника.

Преломляющие системы (различного типа линзы) имеют одно несомненное преимущество перед отражающими концентраторами в том, что приемнике излучения вынесен на тыльную сторону принимающей солнечное излучение поверхности, т.е. не затеняется приемником и его опорами. Линзовые концентраторы [2]:

- концентрические линзы Френеля (КЛФ), выполненные в виде набора концентрических преломляющих элементов с прямыми или кривыми образующими рабочих поверхностей;

- линейные (цилиндрические) линзы Френеля (ЛЛФ) с преломляющими элементами в виде треугольных призм;

- дисперсионные линзы Френеля, главным принципом работы которых является разложение света в спектр, для чего подбирают фотоэлектриче-

ские приемники излучения с соответствующей спектральной чувствительностью;

- голографические линзы Френеля.

Преимущества линз Френеля:

1. Высокая технологичность изготовления линз Френеля (пресовка, прокатка) и относительно низкая стоимость.

2. Высокие конструктивные качества линз как компактных, плоских объектов, удобно монтируемых в несущие конструкции с высокой степенью занимаемой площади.

3. Удобное для эксплуатационных целей взаимное расположение приемника излучения на тыльной стороне концентратора.

4. Возможность формирования облученности фокальной плоскости по необходимому закону, что достигается соответствующим изменением профиля линзы Френеля.

5. Меньшая, чем для зеркальных концентраторов, необходимая точность слежения.

Создание селективных гелиоконцентраторов возможно с использованием голограмм (дифракционных решеток) для выделения и концентрирования заданной области спектра солнечного излучения. Голограмма представляет собой светочувствительный слой, в котором зарегистрирована интерференционная картина от двух когерентных пучков излучения. Один из пучков имеет неискаженный фронт волны, обычно плоский или сферический, и называется опорным пучком. Другой пучок может иметь сложный фронт волны, он отражается от «фотографируемого» предмета или проходит через него, содержит информацию о яркости и рельефе этого предмета и называется предметным. Если полученную голограмму осветить одним из этих пучков, то в точности восстанавливается второй пучок излучения – это основное свойство голограммы. Дифракционную эффективность 100 % -ю для фазовых объемных голограмм можно получить лишь при соблюдении закона Брэгга.

$$2 \cdot d \cdot \sin \theta = \lambda, \quad (4)$$

где  $d$  – расстояние между стратами;

$\theta$  – дифракционный угол;

$\lambda$  – длина волны.

Отклонение от угла Брэгга снижает дифракционную эффективность. Для солнечных концентраторов максимальное отклонение от угла Брэгга определяется половиной углового размера Солнца (около 16 минут). При таком отклонении от угла Брэгга дифракционная эффективность снижается незначительно (80%). Закон Брэгга определяет однозначную связь между периодом следования страт, длиной волны излучения и углом падения восстанавливающего пучка лучей. Отсюда следует, что голо-

граммы, свойства которых описываются законом Брэгга, являются селективными по отношению к параметрам восстанавливающего пучка лучей. Энергетическая эффективность определяется из отношения энергии сконцентрированного излучения (в одной или нескольких областях спектра) к энергии солнечного излучения на его приемной поверхности. Коэффициент концентрации можно выразить как отношение площади концентратора к площади, занимаемой фотопреобразователями:

$$k_k = \frac{S_k}{S_{\text{ФЭП}}}, \quad (5)$$

где  $k_k$  – коэффициент концентрации;  
 $S_k$  – площадь концентратора;  
 $S_{\text{ФЭП}}$  – площадь фотопреобразователей.

Голограммы регистрируются в светочувствительном материале. Когда толщина слоя намного превышает расстояние между изофазными поверхностями интерференционной картины (характерные значения толщины 10-15 мкм), то получается объемная голограмма.

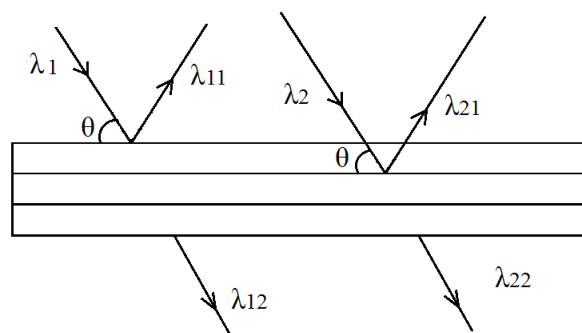


Рис. 1. Схема работы голографического концентратора

При поступлении солнечного излучения  $\lambda_1$  и  $\lambda_2$  на голографический концентратор под углом Брэгга (угол, при котором происходила запись голографического концентратора) происходит разложение луча на спектры: видимый ( $\lambda_{11}$  и  $\lambda_{21}$ ), который отражается и длинноволновой ( $\lambda_{12}$  и  $\lambda_{22}$ ), который проходит сквозь концентратор.

В объеме регистрирующей среды образуется большое количество частично отражающих излучение поверхностей, называемых стратами, действующих подобно отражательному интерференционному фильтру. Большое число содержащихся в голограмме частично отражающих поверхностей обуславливает их высокую спектральную селективность, позволяющую восстанавливать записанное на них изображение в белом свете.

Объемная голограмма будет только тогда восстанавливать изображение с высокой дифракционной эффективностью, когда она освещается под

соответствующим углом светом с длиной волны, использованной при записи.

Данный голографический концентратор [3] размещается между фотопреобразователями и абсорбером гелиоколлектора, причем полосы голограммы и полосы фотопреобразователей будут чередоваться. Когда солнечный свет падает на установку, его видимый спектр после многократного отражения от голографической пленки попадает на фотопреобразователи, длинноволновое излучение проходит сквозь голографический концентратор на абсорбер гелиоколлектора.

## Выводы

При применении концентраторов повышаются требования к точности ориентации установок на Солнце, усложняются их конструкция и эксплуатация, возникает необходимость в специальных мероприятиях для интенсификации отвода тепла от СЭ, чтобы не допустить повышения их рабочей температуры до уровня, приводящего к существенному снижению КПД. Все это в свою очередь приводит к увеличению массы и стоимости СФЭУ, затрудняет достижение требуемого уровня надежности установок и т. п.

Данный концентратор обладает спектральной селективностью, что дает возможность создать узкополосный фильтр-концентратор. Это свойство голографического концентратора является основным его преимуществом перед остальными существующими концентраторами для применения его в данном гибридном приемнике. Так как он будет разделять поступающее солнечное излучение на две составляющие: видимый спектр, концентрируя его на фотопреобразователи и «тепловой» спектр, который будет направляться на абсорбер гелиоколлектора.

Таким образом нет необходимости в устройстве слежения за Солнцем, так как при перемещении Солнца по небосводу, концентрации излучения падающего на приемник происходит с помощью системы страт записанной в толще голографической пленки.

Такой приемник можно установить как на крышу любого здания, как составляющую солнечной системы энергоснабжения, так и создавать солнечные электростанции.

## Литература

1. Андреева, О.В. Прикладная голография [Текст]: учебн. пособие / О.В. Андреева. – СПб: СПбУИТМО, 2008. – 184 с.
2. Стребков, Д.С. Концентраторы солнечного излучения [Текст] / Д.С. Стребков, Э.В. Тверьяно-

вич; под ред. академика РАСХН Д. С. Стребова. – М.: ГНУ ВИЭСХ, 2007. – 316 с.

3. Iurevych, O. Combined receiver of solar radiation with holographic planar concentrator [Электронный ресурс] / O. Iurevych, S. Gubin, M. Dudeck// IOP Conference Series: Materials Science and

Engineering. Volume 29. 2012. 1st International Symposium on Electrical Arc and Thermal Plasmas in Africa (ISAPA) 17–22 October 2011, Ouagadougou, Burkina Faso. – Режим доступа: <http://iopscience.iop.org/1757-899X/29/1/012016>. – 28.02.2012 г.

Поступила в редакцию 29.02.2012

**Рецензент:** канд. физ.-мат. наук, ст. научн. сотр., руководитель группы А.П. Моторненко, Институт радиофизики и электроники НАН Украины, г. Харьков.

## ЗАСТОСУВАННЯ ГОЛОГРАФІЧНОГО КОНЦЕНТРАТОРА СОНЯНОГО ВИПРОМІНЕННЯ В ГІБРИДНОМУ СОНЯЧНОМУ ПРИЙМАЧІ

*О.В. Юревич, С.В. Губін*

Розглянуто існуючі види концентраторів, їх переваги та недоліки, принцип їх роботи. Наведена класифікація концентраторів за різними параметрами. Запропоновано гібридний сонячний приймач як рішення підвищення ефективності сонячного елемента і як варіант автономного енергопостачання споживача. Обґрунтовано основне призначення концентратора сонячного випромінювання та переваги його використання в гібридному сонячному приймачі. Надано принцип роботи голографічного концентратора. Зроблено висновки про спільну роботу голографічного концентратора і гібридного сонячного приймача.

**Ключові слова:** концентратори сонячного випромінювання, щільність сонячного потоку, комбінований геліоприймач, голографічний концентратор сонячного випромінювання, автономне енергопостачання.

## APPLICATION OF HOLOGRAPHIC CONCENTRATOR OF SOLAR RADIATION IN HYBRID SOLAR RECEIVER

*O.V. Iurevych, S.V. Gubin*

Considered the existent types of concentrators, their advantages and disadvantages, how they work. Presented the classification of concentrators, according to various parameters. We propose a hybrid solar absorber as a solution to improve the efficiency of the solar cell and as a variant of the autonomous power of the consumer. Substantiated the main purpose of the concentrator solar radiation and the benefits of its use in hybrid solar receiver. Studied the principle of holographic concentrator. Made the conclusions of the joint work of a holographic concentrator and hybrid solar receiver.

**Key words:** solar concentrators, solar flux density, the combined solar absorber, the holographic concentrator solar radiation, independent power supply.

**Юревич Елена Валерьевна** – аспирант кафедры ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, аспирант института Jean Le Rond d'Alembert, университета П'ера и Марии Кюри, Париж, Франция, e-mail: yurevi.elena@yandex.ru

**Губин Сергей Викторович** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: gubinsv@d4.khai.edu

УДК 681.321

**Н.В. КУЗНЕЦОВА, Л.В. КАПИТАНОВА, А.Н. ДЖУРИНСКИЙ***Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ПРИНЯТИЕ РЕШЕНИЙ СРЕДСТВАМИ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ  
В УПРАВЛЕНИИ САМОЛЕТОМ НА ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ**

*Рассмотрен подход к применению информационной технологии для решения задачи управления движением самолета на наиболее скоротечном участке его посадочной дистанции на этапе «парашютирования». Рассматриваемая задача относится к классу слабоформализованных многопараметрических задач. Предложенный подход к решению поставленной задачи базируется на идеях и принципах искусственного интеллекта и инженерии знаний, теории нечетких множеств и лингвистических переменных. Он позволит описать причинно-следственные связи на естественном языке между снижением перегрузок при посадке самолета и коэффициентом нескомпенсированности, освобождая от трудоемких процедур сбора и обработки больших массивов экспериментальных данных. Применение предлагаемого подхода обеспечит существенное расширение возможностей параметров пилотирования на всех участках посадочной дистанции.*

**Ключевые слова:** система поддержки принятия решений, взлетно-посадочные характеристики, коэффициент нескомпенсированности, нейронная сеть, нечеткая база знаний.

**Введение**

В последние годы развитие информационных технологий все чаще внедряется в управление такими сложными динамическими объектами как современные самолеты. Несмотря на это, возможности информационных технологий в управлении самолетами еще недостаточно изучены. Установлено, что в авиации с непрерывным увеличением крейсерских скоростей полета неизбежно ухудшаются взлетно-посадочные характеристики (ВПХ), которые играют существенную роль в конкурентной способности современных самолетов. ВПХ определяют не только аэродромы базирования, технику пилотирования, но и безопасность самолетов и пассажиров.

Типичная посадочная дистанция самолета состоит из таких участков как планирование, выравнивание, непосредственное приземление, нетормозного и тормозного пробегов. Наименее исследованным из них является участок непосредственного приземления, когда самолет с высоты «парашютирует» с вертикальной скоростью и колеса опор шасси впервые соприкасаются со взлетно-посадочной полосой (ВПП). Однако рост производительности вычислительной техники, в частности за счет использования нейро-нечетких моделей, позволит реализовать сложные алгоритмы управления на таком участке непосредственного приземления.

В настоящей работе предлагается один из возможных вариантов построения структуры инфор-

мационной технологии для системы поддержки принятия решений (СППР) при движении самолета на наиболее скоротечном участке его посадочной дистанции на этапе «парашютирования», описанном в [1].

**1. Постановка задачи исследования**

В настоящее время наиболее перспективным в улучшении ВПХ самолетов является применение СППР в управлении параметрами планера и шасси.

Теория нечеткой логики и нейронные сети являются двумя различными методологиями построения СППР, каждая из которых имеют свои достоинства.

Нечеткая логика была предложена изначально как мощное математическое средство формального описания действий человека-оператора, управляющего технологическим процессом. Ее достоинством является то, что при использовании нечетких множеств для описания объекта исследования с одной стороны можно учесть качественный и неточный характер знаний эксперта, а с другой – обойтись без математического описания управления сложным динамическим объектом. Этот подход отличается тем, что описание процесса управления представляется в явной форме – в виде совокупности продукционных правил, связывающих входные и выходные переменные параметры объекта.

Главной же особенностью нейронных сетей является их способность к обучению. Она реализуется с помощью специально разработанных алго-

ритмов, среди которых наиболее эффективным является правило «обратного распространения ошибки».

Объединение нечеткой логики с нейронными сетями для СППР дает принципиально новое качество. Полученная в результате такого объединения нейро-нечеткая сеть обладает двумя важнейшими человеческими свойствами: лингвистичностью, т.е. использование знаний на естественном языке и обучаемостью в реальном масштабе времени.

Рассматриваемый ниже подход к построению нейро-нечеткой СППР предполагает нечеткую классификацию типовых ситуаций, возникающих при управлении самолетом во время посадки. Стратегия управления в каждой из этих ситуаций реализуется нейросетью с простой топологией.

Поэтому разработка автоматизированных средств информационных технологий, обеспечивающих улучшение ВПХ, является актуальной задачей в современной авиации.

## 2. Решение поставленной задачи

Предлагаемая структура информационной технологии для автоматизированной СППР при движении самолета на посадочной дистанции базируется на следующих двух основных положениях.

1. При управлении самолетом на взлетно-посадочной полосе необходимо выделить конечный набор эталонных нечетких ситуаций. Фактически при этом происходит определение пространства состояний объекта управления. Такой подход характерен для нечетких систем. Таким образом, процесс управления самолетом рассматривается как переход из одного пространства решений в другой.

2. Заранее неизвестная в каждой ситуации стратегия управления реализуется за счет обучения нейросети с помощью предложенного выше алгоритма. Если для какой-то области пространства решений не удастся добиться нужного качества управления, то эта область разбивается на две новые области.

Таким образом, упростится структура нейросети за счет ее декомпозиции на отдельные достаточно простые подсистемы, решающие локальные задачи управления.

Учитывая изложенные обстоятельства, решение поставленной задачи сводится к идентификации многопараметрического объекта управления ВПХ нечеткими базами знаний в комплексе с нейронными сетями.

Формирование нечеткой базы знаний, в которой формализованы причинно-следственные связи между переменными «вход ( $x_i$ ) - выход ( $y_i$ )» осуществляется в виде продукционных правил «ЕСЛИ-

ТО» на естественном языке. Зависимость с  $n$  входами и одним выходом, который характеризуется 3-мя возможными значениями  $\{\bar{\beta}_1, \bar{\beta}_2, \bar{\beta}_3\}$  имеет следующий вид:

$$y = f_{\bar{\beta}}(x_1, x_2, \dots, x_n).$$

Как установлено в [2], значение  $\bar{\beta}$  (коэффициент нескомпенсированности посадочной массы и подъемной силы крыла) оказывает решающее влияние на последующие перемещения при первых ударах самолета о взлетно-посадочную полосу (ВПП).

В соответствии с рис. 1 показано, что процесс посадки самолета включает в себя три этапа, для каждого из которых характерен свой диапазон изменений коэффициента  $\bar{\beta}$ :

$\bar{\beta}_1$  – на горизонтальном участке планирования и выравнивания самолета ( $L_{ПЛ}, L_{ВР}$ ),

$\bar{\beta}_2$  – на участке приземления и нетормозного пробега ( $L_{ПЗ}, L_{НТ.П}$ ),

$\bar{\beta}_3$  – на участке тормозного пробега ( $L_{ТП}$ ).

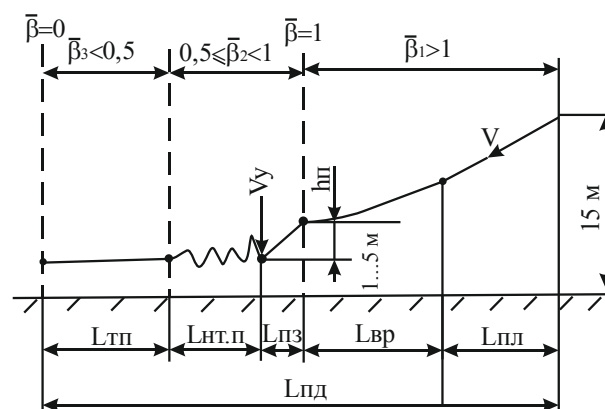


Рис. 1. Значения нескомпенсированности массы самолета и подъемной силы крыла (коэффициент  $\bar{\beta}$ ) на различных участках посадочной дистанции, где  $L_{ПЛ}$  - горизонтальная длина участка планирования;  $L_{ВР}$  - горизонтальная длина участка выравнивания;  $L_{ВД}$  - длина участка выдерживания;  $L_{ПЗ}$  - длина участка приземления;  $L_{НТ.П}$  - длина нетормозного пробега;  $L_{ТП}$  - длина тормозного пробега;  $h_{П}$  - высота, с которой «парашютирует» самолет;  $V_y$  - вертикальная скорость;  $V$  - посадочная скорость.

Учитывая, что параметры, описывающие динамику посадки самолета, определяют коэффициент нескомпенсированности, значения которого влияют

на переходные процессы при приземлении, сформируем нечеткую базу знаний, которая является обобщением методов в работе [3]. Она будет соответствовать следующей системе логических высказываний:

ЕСЛИ  $(x_1=a_{11}^{11})$  И  $(x_2=a_{12}^{11})$  И... И  $(x_n=a_{1n}^{11})$  ИЛИ  
 $(x_1=a_{12}^{12})$  И  $(x_2=a_{12}^{12})$  И... И  $(x_n=a_{1n}^{12})$  ИЛИ...  
 $(x_1=a_{1k}^{1k})$  И  $(x_2=a_{1k}^{1k})$  И... И  $(x_n=a_{1n}^{1k})$ ,

ТО  $y = \bar{\beta}_1$ , ИНАЧЕ...

ЕСЛИ  $(x_1=a_{21}^{21})$  И  $(x_2=a_{22}^{21})$  И... И  $(x_n=a_{2n}^{21})$  ИЛИ  
 $(x_1=a_{22}^{22})$  И  $(x_2=a_{22}^{22})$  И... И  $(x_n=a_{2n}^{22})$  ИЛИ...  
 $(x_1=a_{2k}^{2k})$  И  $(x_2=a_{2k}^{2k})$  И... И  $(x_n=a_{2n}^{2k})$ ,

ТО  $y = \bar{\beta}_2$ , ИНАЧЕ... (1)

ЕСЛИ  $(x_1=a_{31}^{31})$  И  $(x_2=a_{32}^{31})$  И... И  $(x_n=a_{3n}^{31})$  ИЛИ  
 $(x_1=a_{32}^{32})$  И  $(x_2=a_{32}^{32})$  И... И  $(x_n=a_{3n}^{32})$  ИЛИ...  
 $(x_1=a_{3k}^{3k})$  И  $(x_2=a_{3k}^{3k})$  И... И  $(x_n=a_{3n}^{3k})$ ,

ТО  $y = \bar{\beta}_3$ , ИНАЧЕ...

где  $x_i = \{ \theta_{\text{пос}}, \theta_{3.п}, V_X, V_Y, C_{y\text{max}}, \alpha, P_D, n_y, K, \delta_B, \rho, \delta_{\text{инт.к}}, \delta_{\text{инт.з}}, h_{\text{пз}}, \dots \}$  – входные переменные параметры, при  $i = \overline{1, n}$ :

$\theta_{\text{пос}}, \theta_{3.п}$  – посадочный угол и угол захода на посадку;

$V_X, V_Y$  – горизонтальная и вертикальная составляющие посадочных скоростей;

$C_{y\text{max}}$  – коэффициент подъемной силы крыла на соответствующих участках посадочной дистанции;

$\alpha$  – угол атаки крыла на соответствующих участках;

$P_D$  – реверс тяги двигателей;

$n_y$  – перегрузка по оси  $y$ ;

$K$  – аэродинамическое качество самолета;

$\delta_B$  – угол отклонения руля высоты;

$\rho$  – плотность воздуха на уровне аэродрома приземления;

$\delta_{\text{инт.к}}, \delta_{\text{инт.з}}$  – углы отклонения крыльевого (К) и в закрыльевых (З) интерцепторов;

$h_{\text{пз}}$  – высота парашютирования самолета при приземлении;

$\bar{\beta}$  – коэффициент некомпенсированности;

$a_{jn}^{jp}$  – лингвистическая оценка входной переменной  $x_i$  в  $r$ -й строке  $j$ -й дизъюнкции, которая выбирается из соответствующего терм-множества  $A_j$ ;

$k_j$  – количество правил которые определяют значение выходной переменной  $y = \bar{\beta}_j$ ;

$\bar{\beta}_j$  – лингвистическая оценка выходной переменной  $y$ , которая определяется из терм-множества  $B$ .

Для формализации полученного решения введем функции принадлежности, описанные в [4]:

$$\mu_{\bar{\beta}_1}^1(x_i) = [\mu_{11}^{11}(x_1) \wedge \mu_{12}^{11}(x_2) \wedge \mu_{13}^{11}(x_3) \wedge \dots \wedge \mu_{1n}^{11}(x_n)] \vee [\mu_{11}^{12}(x_1) \wedge \mu_{12}^{12}(x_2) \wedge \mu_{13}^{12}(x_3) \wedge \dots \wedge \mu_{1n}^{12}(x_n)] \vee [\mu_{11}^{13}(x_1) \wedge \mu_{12}^{13}(x_2) \wedge \mu_{13}^{13}(x_3) \wedge \dots \wedge \mu_{1n}^{13}(x_n)] \vee [\mu_{11}^{14}(x_1) \wedge \mu_{12}^{14}(x_2) \wedge \mu_{13}^{14}(x_3) \wedge \dots \wedge \mu_{1n}^{14}(x_n)] \vee [\mu_{11}^{1k}(x_1) \wedge \mu_{12}^{1k}(x_2) \wedge \mu_{13}^{1k}(x_3) \wedge \dots \wedge \mu_{1n}^{1k}(x_n)],$$

...

$$\mu_{\bar{\beta}_3}^3(x_i) = [\mu_{31}^{31}(x_1) \wedge \mu_{32}^{31}(x_2) \wedge \mu_{33}^{31}(x_3) \wedge \dots \wedge \mu_{3n}^{31}(x_n)] \vee [\mu_{31}^{32}(x_1) \wedge \mu_{32}^{32}(x_2) \wedge \mu_{33}^{32}(x_3) \wedge \dots \wedge \mu_{3n}^{32}(x_n)] \vee [\mu_{31}^{33}(x_1) \wedge \mu_{32}^{33}(x_2) \wedge \mu_{33}^{33}(x_3) \wedge \dots \wedge \mu_{3n}^{33}(x_n)] \vee [\mu_{31}^{34}(x_1) \wedge \mu_{32}^{34}(x_2) \wedge \mu_{33}^{34}(x_3) \wedge \dots \wedge \mu_{3n}^{34}(x_n)] \vee [\mu_{31}^{3k}(x_1) \wedge \mu_{32}^{3k}(x_2) \wedge \mu_{33}^{3k}(x_3) \wedge \dots \wedge \mu_{3n}^{3k}(x_n)],$$

где  $\mu_{\bar{\beta}_n}^n(x_n)$  – функция принадлежности параметра  $x_i \in [x_1 \div x_n]$  к нечеткому терму  $a_{jn}^{jp}$ ,  $i = \overline{1, n}$ ,  $j = \overline{1, m}$ ,  $p = \overline{1, k_j}$ ;

$\mu_{\bar{\beta}_3}^3(x_1 \div x_n)$  – функция принадлежности вектора входных переменных значению выходной переменной  $y = \bar{\beta}_j$ ,  $j = \overline{1, m}$ .

Несмотря на то, что каждая входная переменная  $x_1 \div x_n$  имеет свою собственную функцию принадлежности нечетким термам, для упрощения моделирования используем для всех переменных только одну форму функции принадлежности, показанную на рис. 2.

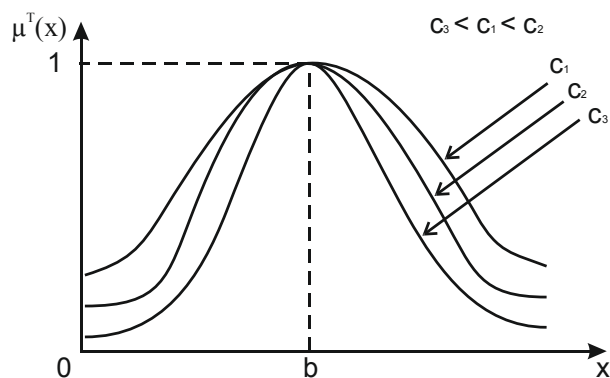


Рис. 2. Вид формы функций принадлежности, где для нечеткого терма  $T$  число  $b$  представляет наиболее возможное значение переменной  $x$ ;  $c_1, c_2, c_3$  – коэффициенты концентрации-растяжения формы функции принадлежности в определенных выше диапазонах изменений коэффициента некомпенсированности соответственно  $\{\bar{\beta}_1, \bar{\beta}_2, \bar{\beta}_3\}$ .

Одновременно установим интервалы изменения каждой переменной к одному универсальному интервалу  $[0, 1]$  в соответствии с единой шкалой качественных термов. Учитывая, что аналитическая мо-

дель заданной формы функции принадлежности имеет следующий вид:

$$\mu^T(x_i) = \frac{1}{1 + \left(\frac{x-b}{c}\right)^2}, \quad (2)$$

где  $b$  – координата максимума функции,  $c$  – коэффициент концентрации-растяжения функции.

Основными преимуществами функции принадлежности такого вида являются простота и удобство настройки, что немаловажно при использовании алгоритмов настройки.

При введении каждому правилу матрицы базы знаний (1) весов правил из интервала  $[0,1]$  (меры уверенности) получим полносвязную нейронную сеть – аппроксиматор, обобщенную на основании работы [5], соответствующую нашему динамическому объекту при движении самолета на наиболее скоротечном участке его посадочной дистанции. Полученная структура нейронной нечеткой сети СППР для задачи снижения, торможения и приземления показана на рис. 3.

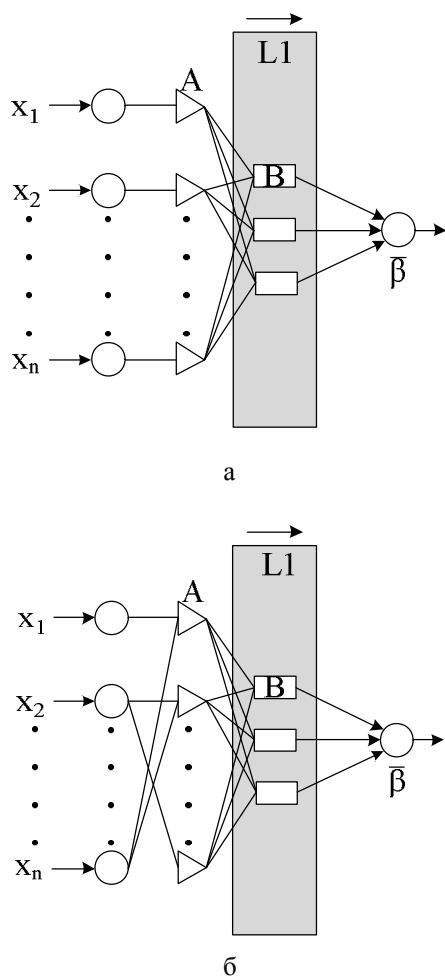


Рис. 3. Структура нейро-нечёткой сети:  
а – для задачи снижения,  
б – для задачи торможения и приземления

Процесс посадки включает три основных этапа, показанные на рис. 1, в соответствии с которыми синтезируются две нейронных сети, отвечающие за решение задачи снижения, торможения и приземления. Предложенная структура состоит из двух однослойных (L1) нейро-нечётких сетей. Каждая такая сеть сравнительно легко обучается по отдельности. В нужный момент времени активизируется только одна из нейро-нечётких сетей.

## Выводы

На основе предложенной структуры информационной технологии для СППР реализуется управление выбором рациональной величины – коэффициента некомпенсированности посадочной массы и подъемной силы крыла, оказывающего решающее влияние на последующие перемещения при первых ударах самолета о взлетно-посадочную полосу.

Пилоту же, как лицу, принимающему решение за своевременное включение тормозной системы, СППР позволит сократить или полностью исключить нетормозной пробег на ВПП.

Достоинством предложенного подхода является нейро-нечеткая сеть простой топологии. Ее работа является более надежной, так как поведение простой нейросети легче анализировать.

## Литература

1. Капитанова, Л.В. Анализ участков посадочной дистанции с учетом модификационных изменений в стойках шасси самолета [Текст] / Л.В. Капитанова // Вісник двигунобудування. – 2011. – № 2. – С. 162–167.
2. Капитанова, Л.В. Моделирование изменения взлетно-посадочных характеристик самолета при проектировании его модификаций [Текст] / Л.В. Капитанова, А.Н. Науменко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – Вып. 6 (63). – С. 19 – 23.
3. Заде, Л. Основы нового подхода к анализу сложных систем и процессов принятия решений [Текст] // Математика сегодня: пер. с англ. / Л. Заде. – М., 1974. – С. 5 – 49.
4. Ротштейн, А.П. Интеллектуальные технологии идентификации: нечёткие множества, генетические алгоритмы, нейронные сети [Текст] моногр. / А.П. Ротштейн. – Винница: «УНИВЕРСУМ – Винница», 1999. – 320 с.
5. Кузнецова, Н.В. Моделирование профессиональной психофизиологической пригодности лиц, занятых на работах с высоким уровнем техногенной опасности и повышенным риском [Текст] / Н.В. Кузнецова, Н.В. Нечипорук // Екологічна безпека та природокористування: зб. наук. праць Ін-ту телекомунікацій і глобал. пробл. – Вып. 1. – К., 2008. – С. 140 – 150.

Поступила в редакцию 15.03.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., зав. каф. информатики А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

## ПРИЙНЯТТЯ РІШЕНЬ ЗАСОБАМИ ІНФОРМАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ ДО КЕРУВАННЯ ЛІТАКОМ НА ПОСАДОЧНІЙ ДИСТАНЦІЇ

*Н.В. Кузнецова, Л.В. Капітанова, О.М. Джурінський*

Розглянутий підхід до застосування інформаційної технології для вирішення завдання управління рухом літака на найбільш швидкоплинній ділянці його посадочної дистанції на етапі «парашутування». Дане завдання відноситься до класу слабоформалізованих багатопараметричних завдань. Запропонований підхід до рішення поставленої задачі базується на ідеях і принципах штучного інтелекту і інженерії знань, теорії нечітких множин і лінгвістичних змінних. Він дозволить описати причинно-наслідкові зв'язки на природній мові між зниженням перевантажень при посадці літака і коефіцієнтом некомпенсованості, звільняючи від трудомістких процедур збору і обробки великих масивів експериментальних даних. Застосування запропонованого підходу забезпечить істотне розширення можливостей параметрів пілотування на всіх ділянках посадочної дистанції.

**Ключові слова:** система підтримки прийняття рішень, злітно-посадочні характеристики, коефіцієнт некомпенсованості, нейрона мережа, нечітка база знань.

## DECISION FUNDS INFORMATION TECHNOLOGY TO CONTROL AEROPLANE ON LANDING DISTANCE

*N. V. Kuznetsova, L. V. Kapitanova, A. N. Djurinskiy*

Going near application of information technology is considered for the decision of task of traffic of airplane control on the most transitory area of his landing distance on the stage of «parachuting». The examined task behaves to the class of weakly formalize of much parametric tasks. Offered approach near the decision of the put task is based on ideas and principles of artificial intelligence and engineering of knowledge's, theory of fuzzy sets and linguistic variables. He will allow to describe causal connections in human language between the decline of overloads at landing of airplane and coefficient of non-compensated, releasing from labour intensive procedures of collection and treatment of large arrays of experimental data. Application offered approach will be provided by substantial enhancement parameters of aviating on all of areas of landing distance.

**Key words:** decision support system, takeoff and landing characteristics, coefficient of non-compensated, neural networks, fuzzy knowledge base.

**Кузнецова Наталья Владимировна** – канд. техн. наук, доцент каф. химии, экологии и экспертизных технологий, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

**Капитанова Людмила Валерьевна** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры проектирования самолетов и вертолетов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

**Джуринский Александр Николаевич** – студент кафедры проектирования самолетов и вертолетов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.3:681.34

А.В. НАУМЕНКО, В.В. ЛУКИН

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

## ДЕТЕКТИРОВАНИЕ ГРАНИЦ НА ИЗОБРАЖЕНИЯХ С ПОМОЩЬЮ ИСКУССТВЕННОЙ НЕЙРОННОЙ СЕТИ

*Предложен метод совместного анализа выходных значений нескольких локальных детекторов границ на основе применения искусственной нейронной сети. Рассмотрена эффективность использования различных детекторов границ в нейросетевом обнаружителе. Установлено, что для улучшения характеристик нейросетевого детектора границ необходимо применение только наиболее информативных локальных параметров. Описана процедура обучения нейросети и проведено сравнение эффективности нейросетевого детектора с рядом известных. Сформулированы задачи и тематика дальнейших исследований.*

**Ключевые слова:** детектирование границ, нейронные сети, совместный анализ локальных параметров

### Введение

Задача обнаружения границ является одной из основных при обработке изображений [1]. Надежное и точное обнаружение границ особенно актуально при обработке изображений, которые искажены помехами высокой интенсивности. Таковыми являются, в частности, изображения, формируемые радиолокаторами с синтезированной апертуры (РСА) авиационного и комического базирования, которые в настоящее время используются для широкого круга приложений благодаря их всепогодности и высокому разрешению [2], достигаемому при работе в одновзглядовом режиме.

Однако именно одновзглядовые РСА-изображения искажены наиболее интенсивными помехами. Кроме того, шум на РСА-изображениях имеет негауссово распределение (например, распределение Рэлея для амплитудных одновзглядовых изображений) и мультипликативный характер, что дополнительно усложняет задачу обнаружения границ [2]. Напомним, что спекл-шум на РСА-изображениях связан со случайной интерференцией отражений от элементарных отражателей в элементе разрешения РСА, которые имеют случайные амплитуды и начальные фазы, обусловленные неоднородностью снимаемой поверхности. На самих изображениях этот эффект проявляется в виде произведения искаженного изображения со стационарным шумоподобным процессом (спеклом) [2], присутствие которого затрудняет решение большинства задач обработки РСА-изображений.

Существующие популярные детекторы границ, такие как, например, детекторы Собеля или Кенни, в основном, предназначены для случаев воздействия аддитивной помехи. Поэтому они практически не-

применимы для обработки рассматриваемого типа изображений.

Существуют также детекторы границ для случаев мультипликативных помех. Большинство таких детекторов представляют собой некоторые оценки статистических параметров изображения, полученные в скользящем окне [3]. При этом часто используется нормировка рассчитываемого в скользящем окне локального параметра на локальное среднее или его квадрат для учета мультипликативного характера помех. Размер скользящего окна обычно выбирается равным нечетному числу: 3x3, 5x5, реже 7x7; при этом выходное значение получают для центрального элемента (пикселя).

Однако практически все известные детекторы границ имеют как достоинства, так и недостатки [1]. Так, например, такой параметр как относительная локальная дисперсия [4] достаточно чувствителен к малым контрастам, однако получаемый в результате контурный препарат имеет достаточно широкие линии, что затрудняет локализацию границ объектов. Другой локальный параметр – квазиразмах [3] – дает более тонкие контурные препараты, однако обладает более слабой чувствительностью к границам с малыми контрастами. В работах [5, 6] показано, что для устранения указанных недостатков и более эффективного использования достоинств перечисленных выше детекторов целесообразно использовать их совместную обработку с помощью нейросети. Однако разработанная в [5, 6] нейросеть применима при гауссовом распределении помех и ее тестирование выполнялось лишь для мультипликативных помех невысокой интенсивности. Отметим, что имеется и ряд других публикаций, в которых анализируются возможности применения нейросетей для решения аналогичных задач [7, 8].

Поэтому целью данной статьи является разработка методов обнаружения границ на однозглядовых РСА-изображениях с использованием искусственной нейронной сети.

## 1. Анализ локальных параметров

При разработке метода совместной обработки нескольких локальных параметров необходимо решить вопросы об их количестве, полезных свойствах локальных параметров, а также о характеристиках самого метода, в данном случае – структуре нейросети, ее параметрах и способе обучения.

Все используемые ниже локальные параметры вычислялись в прямоугольном скользящем окне, размером 5x5 пикселей. Для анализа работы детекторов границ, а также для формирования наборов обучающей выборки для обучения нейросети использовалось тестовое изображение со смоделированным шумом. Шум на тестовом изображении является пространственно-некоррелированным и имеет распределение Рэлея с относительной дисперсией  $\sigma_{\mu}^2 \approx 0,273$ . Само изображение имеет размер 256x256 пикселей и представляет собой 8 вертикальных полос различных интенсивностей. В результате имеются границы с различными контрастами.

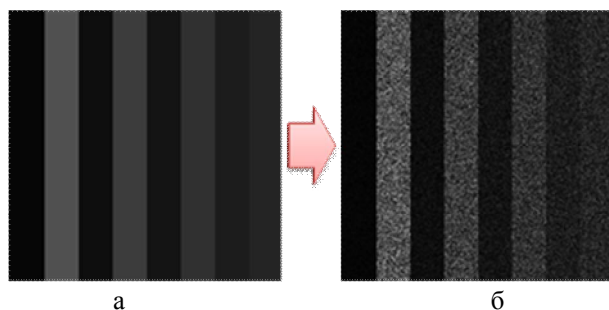


Рис. 1. Незашумленное (а) и зашумленное (б) тестовое изображение

Для первичного анализа нами были выбраны следующие детекторы границ.

*Относительная локальная дисперсия:*

$$\delta_{ij} = \frac{\sigma_{ij}^2}{(\sigma_{\mu}^2 \bar{I}_{ij}^2)}, \quad (1)$$

где  $\sigma_{ij}^2$  - локальная дисперсия в окне 5x5 пикселей с центром в  $ij$ -м отсчете,  $\bar{I}_{ij}$  - среднее в окне,  $\sigma_{\mu}^2$  дисперсия мультипликативной помехи.

Принцип работы данного детектора основан на предположении о том, что дисперсия в скользящем

окне, попавшем на границу, значительно больше, чем в окне, попавшем на однородный участок.

*Квазиразмах:*

$$QR_{ij} = \frac{(I_{ij}^{(q)} - I_{ij}^{(p)})}{I_{ij}^{(q)} + I_{ij}^{(p)}}, \quad (2)$$

где  $I_{ij}^{(q)}$  и  $I_{ij}^{(p)}$  - соответственно  $q$ -й и  $p$ -й элемент (порядковая статистика) ранжированной выборки. В соответствии с рекомендациями [4, 9]  $q=20$  и  $p=6$  для окна размером 5x5 пикселей.

Квазиразмах (2) представляет собой нормированную разность значений порядковых статистик в скользящем окне, где вместо нормировки на локальное среднее используется нормировка на  $I_{ij}^{(q)} + I_{ij}^{(p)} \approx 2\bar{I}_{ij}$ . При попадании окна на границу разность  $I_{ij}^{(q)} - I_{ij}^{(p)}$  существенно возрастает по сравнению с ее значениями на однородном участке.

*Робастная оценка коэффициента асимметрии (РОКА) [10]:*

$$SK_{ij} = \frac{Q_3 + Q_1 - 2Q_2}{Q_3 - Q_1}, \quad (3)$$

где  $Q_1$  - 1-й квартиль ранжированной выборки. Фактически для скользящего окна размером 5x5 пикселей  $Q_1, Q_2, Q_3$  совпадают с порядковыми статистиками.  $I_{ij}^{(3)}, I_{ij}^{(13)}, I_{ij}^{(20)}$

РОКА (3) является еще одним статистическим параметром, который потенциально может использоваться для обнаружения границ. Ее значения для выборок данных с распределением Рэлея (то есть на однородных участках) имеют значения в пределах 0,1..0,19, а в окрестностях границ (особенно контрастных) заметно отличаются от этого значения.

*Две робастные оценки коэффициента эксцесса (РОКЭ) [10]:*

$$KR_{ij} = \frac{(E_7 - E_5) + (E_3 - E_1)}{E_6 - E_2}, \quad (4)$$

$$PCK_{ij} = \frac{2 \cdot (E_7 - E_1)}{E_6 - E_2}, \quad (5)$$

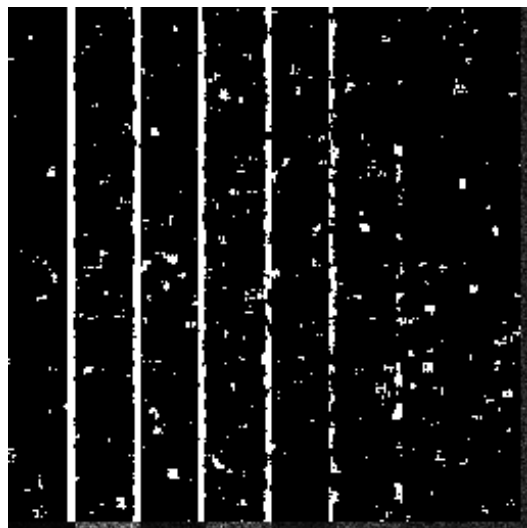
где  $E_1$  - 1-й октиль ранжированной выборки. Октили от 1-го до 7-го для выборки размером 25 элементов (в окне 5x5 пикселей) – это порядковые статистики,  $I_{ij}^{(3)}, I_{ij}^{(6)}, I_{ij}^{(10)}, I_{ij}^{(13)}, I_{ij}^{(16)}, I_{ij}^{(20)}, I_{ij}^{(23)}$ .

Эти статистические параметры также учитывают особенности выборок данных в скользящем окне для однородных и неоднородных участков. Их средние значения на однородных участках равны соответственно 0,44 и 3,32 для KR и PCK. Значения

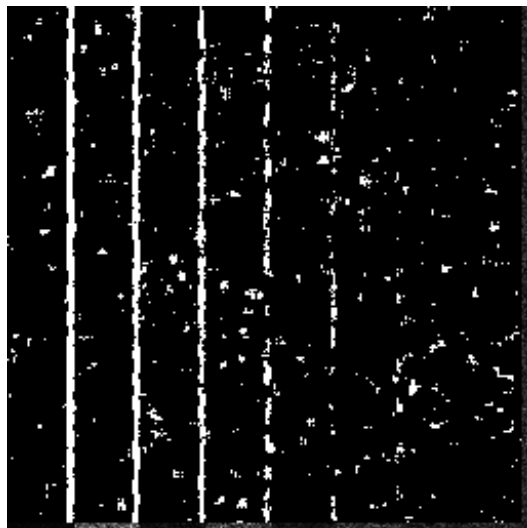
же этих параметров при попадании скользящего окна на границы существенно отличаются от значений, которые имеют место на однородных участках.

Отметим, что обычные оценки асимметрии и эксцесса являются достаточно неустойчивыми и реагируют на присутствие в выборке даже одного «аномального» значения, которое может быть обусловлено присутствием в скользящем окне малоразмерного объекта. Именно этими причинами обусловлено использование в данной работе устойчивых оценок этих статистических параметров.

Результаты работы рассмотренных детекторов границ для тестового изображения на рис. 1,б представлены на рис. 2 и 3 в виде контурных препаратов. Пиксели, для которых значение на выходе детектора превосходит заданный порог, показаны белым цветом.

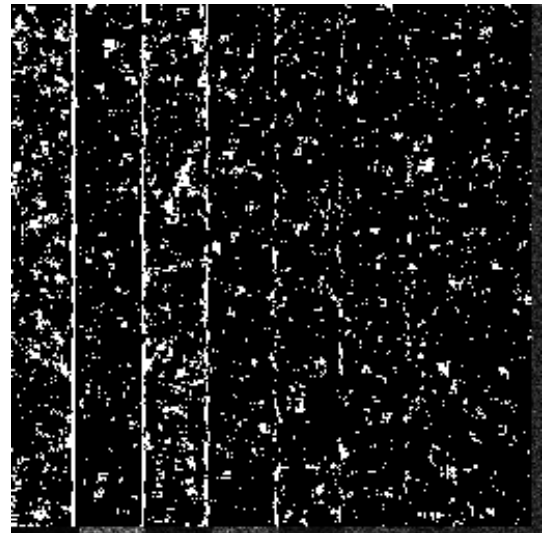


а

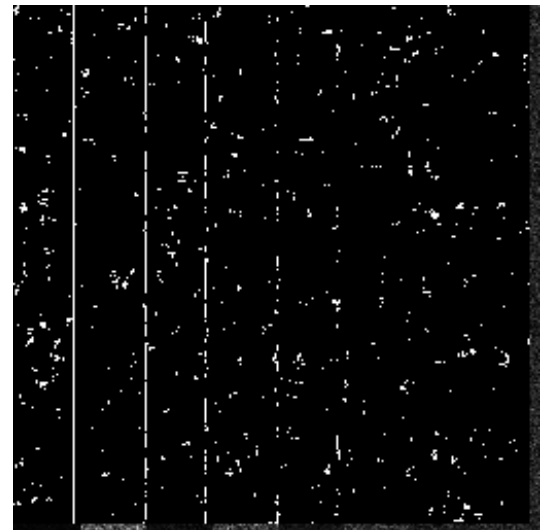


б

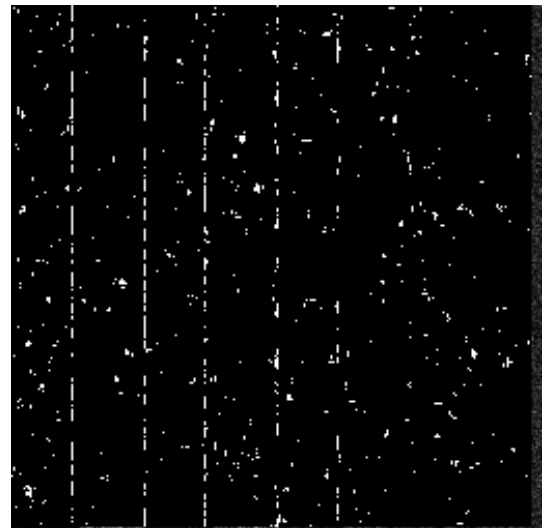
Рис. 2. Контурные препараты для детекторов границ: относительная локальная дисперсия (а), квазиразмах (б)



а



б



в

Рис. 3. Контурные препараты для робастных оценок коэффициента асимметрии (а) и коэффициентов эксцесса KR (б) и PCK (в)

Основным критерием эффективности работы обнаружителей границ является зависимость вероятности правильного обнаружения от вероятности ложной тревоги. В этом плане важен выбор порога для любого детектора. Для приведенных на рис. 2 и 3 контурных препаратов эти значения порогов соответственно равны 1,7, 1,9, 2,0, 0,5, 6,0 для детекторов (1)...(5). Характерным свойством является то, что уменьшение порога приводит к возрастанию вероятности правильного обнаружения и увеличению вероятности ложной тревоги. Поэтому на рис. 2 и 3 приведены данные, которые примерно соответствуют приемлемому на практике компромиссу.

Анализ контурных препаратов показывает следующее:

1) границы с малыми контрастами (например, граница между 7-й и 8-й полосами) обнаруживаются гораздо хуже, чем границы с большими контрастами (например, между первой и второй полосой);

2) для разных детекторов имеют место разные ширины линий контурных препаратов; в частности, хорошо видно указанное выше свойство относительной локальной дисперсии (1), (см. рис. 2,а), особенно по сравнению с контурными препаратами для КР и РСК (рис. 3,б,в);

3) для КР и РСК наблюдаются разрывы линий контурных препаратов даже для границ с большими контрастами, что нежелательно.

С учетом вышесказанного детекторы границ обычно характеризуют зависимостями правильного обнаружения от вероятности ложной тревоги, которые получают для тестовых данных путем варьирования порога. Для получения оценки вероятности правильного обнаружения рассчитывают количество правильно детектированных пикселей  $N_c$  для границ всех контрастов на тестовом изображении. При этом правильно обнаруженными пикселями в наших экспериментах считались только по одному пикселю слева и справа от вертикальных границ. Полученное значение  $N_c$  нормируют на общее число пикселей на границах. Оценку вероятности ложной тревоги производят на однородных участках, где рассчитывают количество срабатываний детектора  $N_f$  и нормируют его на общее число пикселей на рассматриваемых участках изображения.

Для приведенных выше локальных параметров эти зависимости имеют вид, показанный на рис. 5, б.

Эти зависимости отображают, фактически, чувствительность детектора к шумам и его способность обнаруживать границы при фиксированной вероятности ложной тревоги. Чем выше проходит кривая, тем детектор эффективнее, т.е. он менее чувствителен к помехам и более эффективно распознает границы.

Анализ этих зависимостей показывает, что наиболее эффективным локальным параметром среди рассмотренных является относительная локальная дисперсия, близкие по эффективности результаты обеспечивает квазиразмах. Детекторы (3)...(5) в большей степени чувствительны к помехам и их эффективность существенно ниже.

## 2. Структура и параметры обучения нейронной сети

Как уже было сказано выше, в качестве метода совместной обработки нескольких локальных параметров нами предлагается использовать нейронную сеть, а именно – ее способность к распознаванию образов на основе совместной обработки разноплановых входных параметров. Образом в данном случае является вектор из рассчитанных в скользящем окне параметров, а распознавать нейросети предстоит два класса: «граница» и «неграница».

Для рассматриваемой задачи принято решение использовать персептрон. Это связано с тем, что для этого типа сети существуют хорошо апробированные методики и алгоритмы их обучения с учителем. Кроме того, учтен опыт решения аналогичных задач. Разработанная нейронная сеть представляет собой сеть прямого распространения и состоит из трех слоев: 5 нейронов во входном слое (что соответствует числу детекторов), 7 нейронов в скрытом (это число определено эмпирическими правилами обучения нейронных сетей) и двух нейронов в выходном слое (соответствующих определяемым классам). Обучение выполнялось «с учителем» на тестовых изображениях методом обратного распространения ошибки. При таком способе обучения ошибка текущей эпохи обучения передается на вход, модифицируя веса матрицы связей перед следующей эпохой, с некоторым коэффициентом, определяющим скорость и точность обучения [11]:

$$w_t^m = w_t^{m-1} + \alpha(Y_g - f(X_g)), \quad (6)$$

где  $w_t^m, w_t^{m-1}$  - веса предыдущей и следующей эпохи соответственно;

$\alpha$  - коэффициент, определяющий скорость обучения;

$(Y_g - f(X_g))$  - ошибка на текущей эпохе обучения, определяемая как разность между текущим результатом и ожидаемым значением из обучающей выборки.

Обучение, таким образом, сводится к минимизации функции ошибки  $(Y_g - f(X_g))$  и считается завершенным, когда она достигнет значения менее 1%.

Выход нейронной сети определяется следующим соотношением [11]:

$$X_n = f \left( \sum_{n=1}^N w_{nt}^{(2)} f \left( \sum_{t=1}^T x_t w_{nt}^{(1)} \right) \right). \quad (7)$$

В качестве функции активации нейрона использовалась сигмоидальная функция (вид функции активации обычно мало влияет на результат обучения) [11]:

$$f(x) = \frac{1}{1 + e^{-x}}. \quad (8)$$

Структура нейронной сети представлена на рис. 4.

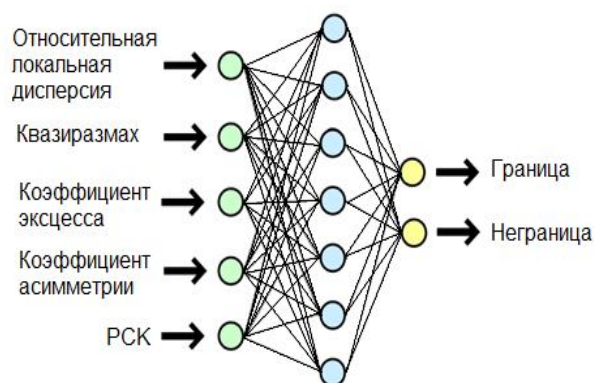


Рис. 4. Структура нейронной сети

В обучающую выборку входили не сами элементы изображения, ее составляли векторы значений локальных параметров в скользящих окнах. Это делает нейросетевой детектор инвариантным по отношению к направлению обрабатываемой границы (ни один из параметров (1)...(5) не учитывает геометрию данных в скользящем окне). Именно поэтому тестовое изображение на рис. 1 содержит только вертикальные границы – значение имеет только различие в контрастах.

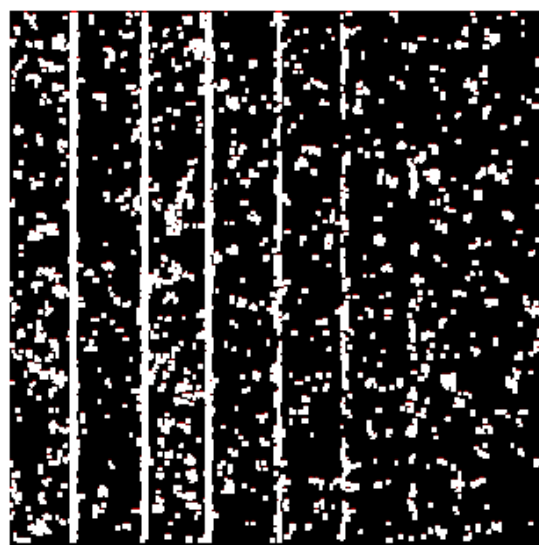
Все входные параметры были приведены к диапазону [0;1] при помощи «нормировки» (путем деления на число, заведомо большее максимального для данного параметра), так как это желательно для их «восприятия» нейросетью и ускорения обучения. Обучающая выборка включала векторы локальных параметров (после нормировки) для всех возможных положений скользящего окна на границах и такого же числа выборок на однородных участках из всех полос.

В результате обучения нейросети ожидалось, что при ее применении уменьшится вероятность ложной тревоги (при фиксированной вероятности правильного обнаружения) или увеличится вероятность правильного обнаружения (при фиксированной вероятности ложной тревоги).

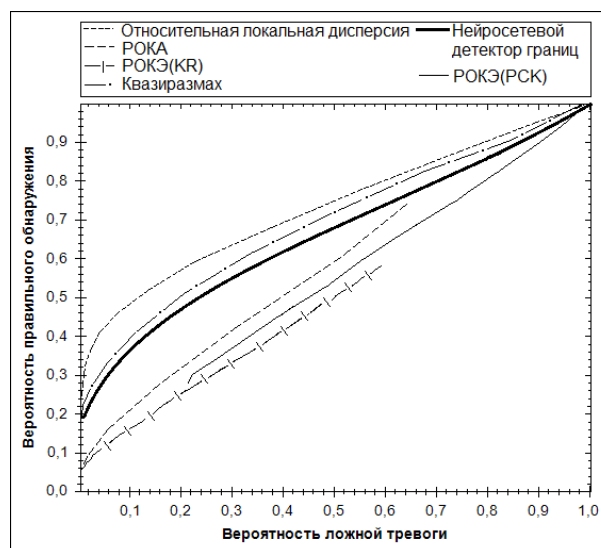
### 3. Анализ полученных результатов

Отметим, что результаты обучения зависят от выбранного метода обучения, размера обучающей выборки и установленного порога. Поскольку сеть после обучения имеет некоторую ошибку определения, которая должна быть менее 1%, то для нейросети так же, как и для других детекторов можно определить порог, при превышении которого принимается решение о наличии границы.

В данном случае совместная обработка указанных пяти параметров при помощи нейросети не принесла ожидаемого эффекта. Результат применения обученной нейросети для обработки тестового изображения на рис. 1,б представлены на рис. 5,а.



а



б

Рис. 5. Результат работы нейросетевого детектора границ на тестовом изображении (а); зависимость вероятности правильных срабатываний от вероятности ложной тревоги (б)

Линии остались достаточно широкими, достаточно высока вероятность ложной тревоги. Кривые обнаружения приведены на рис. 5,б. Нейросеть работает лучше, чем детекторы (3)...(5), но хуже, чем детекторы (1) и (2).

На наш взгляд, причина заключается в следующем. Некоторые используемые нейросетью локальные параметры оказались «малоинформативными», поэтому для нейронной сети их присутствие во входном векторе только ухудшает конечный результат. Как видно из графика, кривые для робастных оценок коэффициентов асимметрии и эксцесса (обоих) проходят существенно ниже остальных. То есть, они являются более чувствительными к помехам, чем остальные детекторы границ. В связи с этим, присутствие таких параметров в векторе входных данных представляется нецелесообразным.

Исходя из этих предположений, нами было принято решение пересмотреть состав вектора входных параметров. Очевидно, что необходимо использовать только наиболее эффективные локальные параметры, слабо чувствительные к помехам.

#### 4. Определение состава входного вектора

С учетом проведенного анализа было принято решение оставить в векторе входных данных относительную локальную дисперсию как параметр, который обеспечивает наилучшие результаты среди ранее рассмотренных.

Также были проанализированы свойства еще двух детекторов границ.

*Детектор Харриса на основе отношения средних* [12]. В скользящем окне размером 5x5 пикселей оценивается отношение средних в четырех направлениях (рис.6).

$$M_1 = \begin{bmatrix} I_h^2 & I_h I_v \\ I_h I_v & I_v^2 \end{bmatrix}, \quad (9)$$

$$M_2 = \begin{bmatrix} I_{md}^2 & I_{md} I_{ad} \\ I_{md} I_{ad} & I_{ad}^2 \end{bmatrix}, \quad (10)$$

где  $I_h$  - отношение средних левой и правой половины скользящего окна;

$I_v$  - отношение средних верхней и нижней половины скользящего окна;

$I_{md}$  - отношение средних в частях скользящего окна, взятые над его главной диагональю и под его главной диагональю;

$I_{ad}$  - отношение средних в частях скользящего окна, взятые над его побочной диагональю и под его побочной диагональю;

$M_1, M_2$  - матрицы, составленные из отношений средних в скользящем окне.

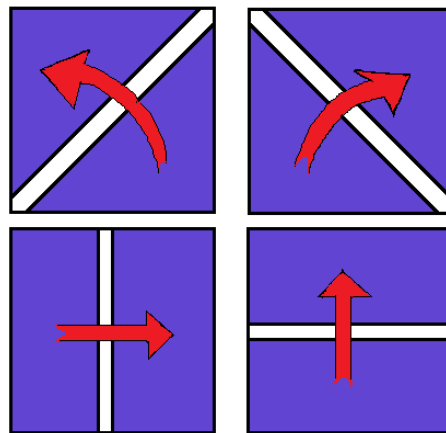


Рис. 6. Направления расчета отношений средних в скользящем окне

Эти параметры используются для получения одного выходного значения:

$$\begin{aligned} R_1 &= \text{Det}(M_1) - k \cdot \text{Tr}^2(M_1) \\ R_2 &= \text{Det}(M_2) - k \cdot \text{Tr}^2(M_2) \\ R_{ij} &= \min(R_1, R_2), \end{aligned} \quad (11)$$

где  $R_1, R_2$  - промежуточные параметры, необходимые для определения итогового выходного значения детектора;

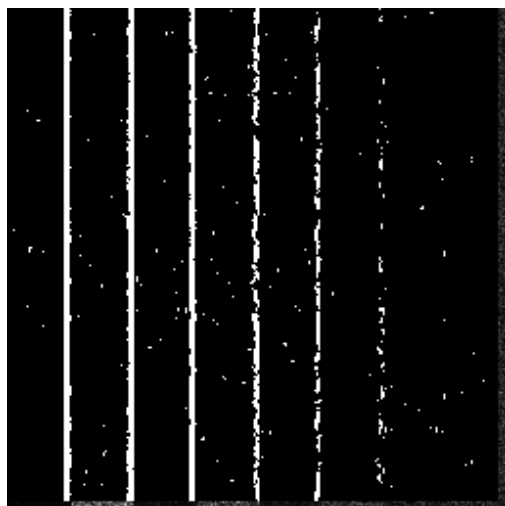
$k$  - эмпирическая константа, которая в данных опытах принята равной 0,04 согласно [12];

$R_{ij}$  - выходное значение для данного скользящего окна.

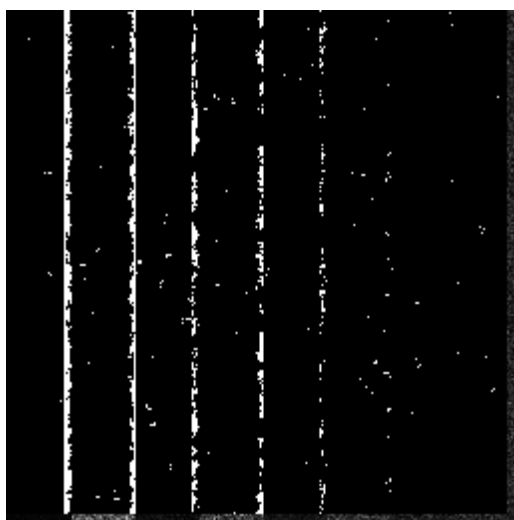
По утверждению авторов [12] этот детектор является оптимальным и, в отличие от относительной локальной дисперсии, он учитывает пространственные признаки.

*Детектор на основе дискретного косинусного преобразования (ДКП)*. Принцип его работы состоит в следующем. В ДКП-спектре, вычисленном для скользящего окна, попавшего на границу, количество превысивших некоторый порог коэффициентов ДКП больше, чем на однородном участке [13]. С учетом данного свойства представляется возможным обнаруживать неоднородные участки изображения. В наших экспериментах ДКП вычисляется в окне 5x5, а порог при данном типе помех был выбран равным  $1,35\bar{I}_{ij} \approx 2,7\sigma_{\mu}\bar{I}_{ij}$  с учетом мультипликативного характера помех.

Контурные препараты для этих локальных параметров представлены на рис. 7.



а



б

Рис. 7. Контурные препараты для детектора Харриса (а) и детектора границ на основе ДКП (б)

В данном опыте из обучающей выборки исключены наиболее чувствительные к помехам параметры. Вошедшие в нее детекторы имеют наивысшую эффективность среди всех рассмотренных. Поэтому, после обучения ожидалось получить улучшение характеристик нейросетевого детектора по сравнению с наилучшими из обычных детекторов.

### 5. Анализ результатов, полученных с новой обучающей выборкой

Структура нейронной сети была изменена в соответствии с новым вектором входных параметров. Теперь во входном слое содержится 3 нейрона и 5 - в скрытом слое. Определяемые классы остались прежними, соответственно число нейронов в выходном слое также осталось равным двум. Не изменился и метод обучения. Структура нейросети отображена на рис. 8.

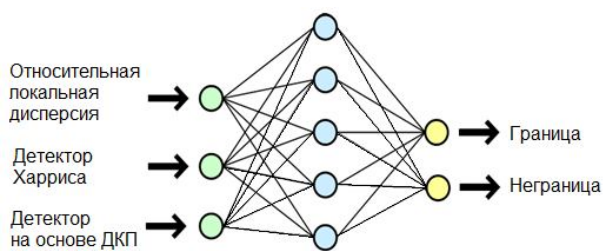


Рис. 8. Структура нейронной сети

В данном случае, совместная обработка нескольких наиболее информативных локальных параметров привела к улучшению результата, что подтверждается анализом кривых обнаружения (рис. 9).

Кривая для предложенного метода проходит выше остальных на всем промежутке значений. Это означает, что разработанный метод совместной обработки детекторов границ обеспечивает более эффективное обнаружение границ, чем каждый из этих методов по отдельности.

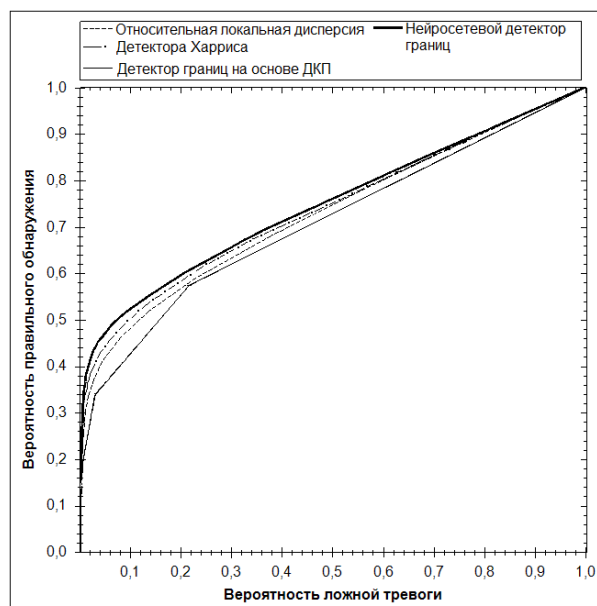
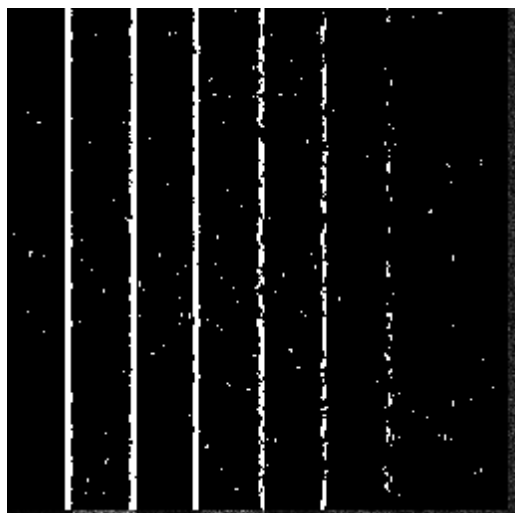


Рис. 9. Зависимости вероятности правильного обнаружения от вероятности ложной тревоги

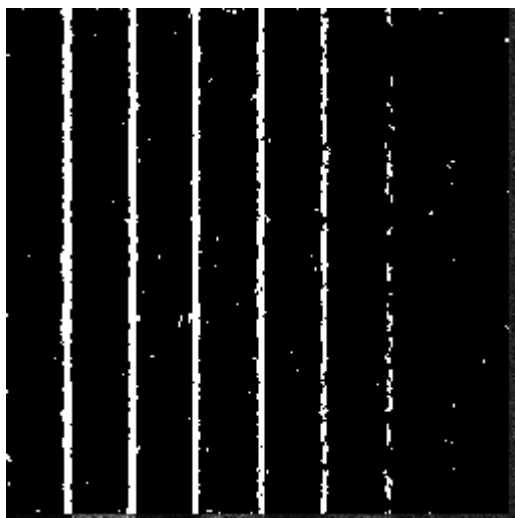
Отметим также, что все три детектора (Харриса, на основе ДКП и относительной локальной дисперсии) имеют примерно одинаковую эффективность (см. зависимости на рис. 9), но при этом каждый из них основан на разных принципах обнаружения границ: относительная локальная дисперсия учитывает статистические признаки в пространственной области, детектор Харриса учитывает геометрические признаки, а детектор на основе ДКП – статистику в спектральной области.

Результат также подтверждается визуально. На рис. 10 представлены контурные препараты для де-

тектора Харриса (а) и предлагаемого нами метода (б). Видно, что с помощью нейросетевого детектора удастся лучше обнаружить мало контрастные границы между 5-й и 6-й, а также между 6-й и 7-й полосами. Границы между 5-й и 6-й полосами, а также между 4-й и 5-й полосами практически не содержат разрывов.



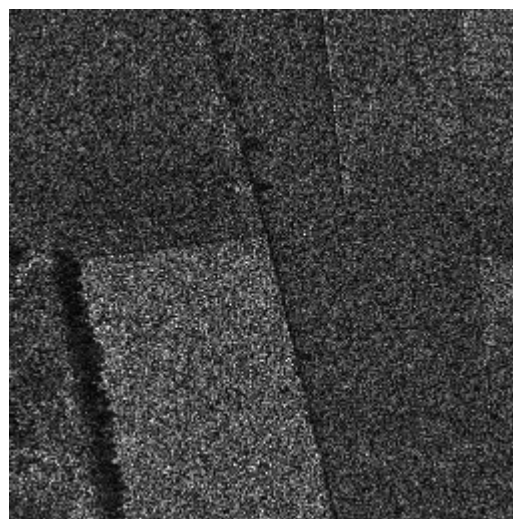
а



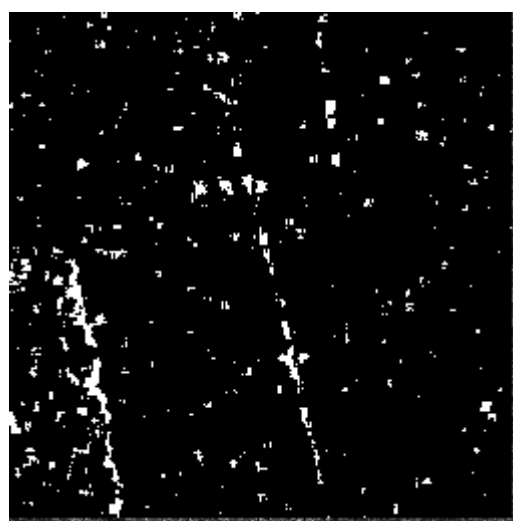
б

Рис. 10. Контурные препараты для детектора Харриса на основе отношения средних (а) и для нейросетевого детектора границ (б)

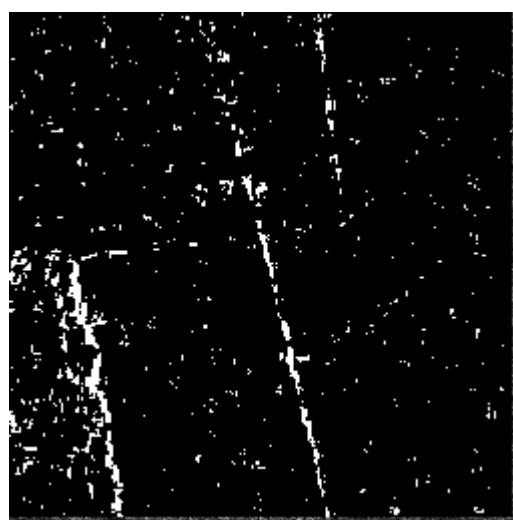
Результаты работы предложенного метода детектирования границ на реальных РСА-изображениях в сравнении с картой границ, полученных с помощью относительной локальной дисперсии представлены на рис. 11 и 12. Поскольку спекл-шум на используемых ниже реальных изображениях системы TerraSAR-X [14, 15] является пространственно-коррелированным, то нами было проведено предварительное прореживание исходных изображений с уменьшением их размеров вдвое по каждой из осей.



а



б

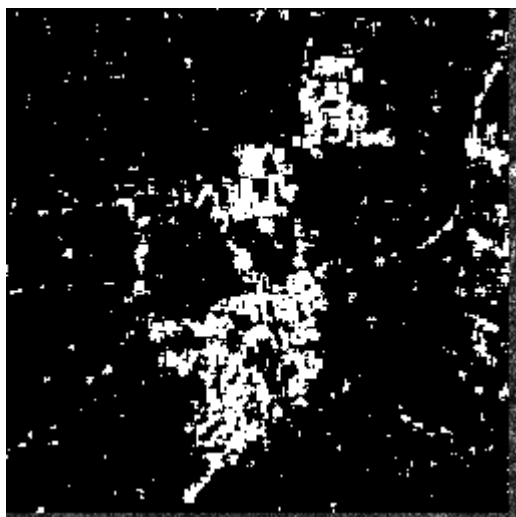


в

Рис. 11. Реальное РСА- изображение (а), контурный препарат для детектора на основе относительной локальной дисперсии (б), контурный препарат для предложенного нейросетевого детектора границ (в)



а



б



в

Рис. 12. Реальное РСА- изображение (а), контурный препарат для детектора на основе относительной локальной дисперсии (б), контурный препарат для предложенного нейросетевого детектора границ (в)

Сравнительный анализ приведенных результатов показывает, что предложенный нейросетевой детектор границ позволяет лучше обнаруживать малоконтрастные границы.

### Заключение

Рассмотрены проблемы обнаружения границ существующими детекторами при обработке одно-взглядовых РСА-изображений.

Предложен метод совместной обработки нескольких локальных параметров с использованием нейросети для устранения некоторых недостатков известных детекторов границ. Рассмотрена целесообразность использования в нейросетевом обнаружителе различных детекторов границ. Показано, что улучшение характеристик нейросетевого детектора по сравнению с другими может быть достигнуто путем совместной обработки только наиболее информативных локальных параметров (выходов обычных обнаружителей).

В дальнейшем предполагается разработать обнаружитель границ, применяемый к изображению на выходе предварительного фильтра. Кроме того, будут рассмотрены пути учета пространственной коррелированности помех.

### Литература

1. Шовенгердт, Р.А. Дистанционное зондирование. Методы и модели обработки изображений [Текст] / Р.А. Шовенгердт. – Техносфера, 2010. – 560 с.
2. Oliver, C. Understanding Synthetic Aperture Radar Images [Текст] / C. Oliver, S. Quegan. – Sci-Tech Publishing, 2004. – 486 p.
3. Роечко, А.А. Применение устойчивых оценок параметров выборок данных при обработке изображений [Текст] / А.А. Роечко, Д.В. Февралев, Н.Н. Пономаренко, В.В. Лукин // Восточно-европейский журнал передовых технологий. - 2007. - N3/2 (27). - С. 21 – 31.
4. Local activity indicators: analysis and application to hard-switching adaptive filtering of images [Текст] / V.P. Melnik, V.V. Lukin, A.A. Zelensky, J.T. Astola, P Kuosmanen. // Optical Engineering Journal. - 2001. - Vol. 40, No 8. - P. 1441-1445.
5. Лукин, В.В. Методы детектирования границ на изображениях на основе совместного анализа нескольких локальных параметров [Текст] / В.В. Лукин, А.В. Соколов. // Технология приборостроения. - Харьков: ГП НИТИП. - 2001. - Вып. 1-2. - С. 83-90.
6. Sokolov, A.V. Local Recognition of Radar Images by Three-Layer Neural Network Using Spatial Features [Текст] / A.V. Sokolov, V.V. Lukin // Telecommunications and Radioengineering. - Begell House. - 2003. – Vol. 60, No 1&2. – P. 141 – 150.

7. Frate, F. Neural networks for oil spill detection using ERS-SAR data [Текст] / F. Del Frate, A. Petrocchi, J. Lichtenegger, G. Calabresi // *IEEE Transactions on geoscience and remote sensing*. - September 2000. - Vol. 38, No. 5. - P. 2282 – 2287.
8. Perlovsky, L. Model-based neural network for target detection in SAR images [Текст] / L.I. Perlovsky, W.H. Schoendorf, B.J. Burdick, D.M. Tye // *IEEE Transactions on image processing*. - Vol. 6, No. 1. - January 1997. - P. 203 – 216.
9. Digital adaptive robust algorithms for radar image filtering [Текст] / V.V. Lukin, V.P. Melnik, A.B. Pogrebniak, A.A. Zelensky, J.T. Astola, K.P. Saarinen // *Journal of Electronic Imaging*. - Vol.5, No.3. - July 1996. - P. 410-421.
10. White, H. On more robust estimation of skewness and kurtosis [Текст] / H. White, T.-H. Kim - *Finance Research // Letters*. - Vol.1, No.1. - March, 2004. - P. 56-73.
11. Bishop, C. *Pattern Recognition and Machine Learning* [Текст] / C. Bishop. - Springer Science+Business Media, LLC, 2006. - 738 p.
12. Kang, X. SAR image edge detection by ratio-based Harris Method [Текст] / X. Kang, C. Han, Y. Yang, T. Tao // *ICASSP 2006 Proceedings*. - Vol. 2. - May 2006. - P. 837 -840.
13. *Edge Detection and Filtering of Images Corrupted by Nonstationary Noise Using Robust Statistics* [Текст] / N. Ponomarenko, D. Fevralev, A. Roenko, S. Krivenko, V. Lukin, I. Djurovič // *Proceedings of CADSM2009*. - Svalyava, February 2009. - P. 129-136.
14. Материалы сайта ASTRUM AN EADS COMPANY [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://http://www.astrium-geo.com/en/23-sample-imagery>. – 07.02.2012 г.
15. *Performance evaluation for Blind Methods of Noise Characteristics Estimation for TerraSAR-X Images* [Текст] / V.V. Lukin, S.K. Abramov, D.V. Fevralev, N.N. Ponomarenko, K.O. Egiazarian, J.T. Astola, B. Vozel, K. Chehdi // *Proceedings of SPIE/EUROPTO on Satellite Remote Sensing*. - Vol. 8180. - Prague, September 2011. - 12 p.

Поступила в редакцию 7.02.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Проектирование радиоэлектронных систем летательных аппаратов» В.К. Волосяк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

## ДЕТЕКТУВАННЯ МЕЖ НА ЗОБРАЖЕННЯХ ЗА ДОПОМОГОЮ ШТУЧНОЇ НЕЙРОННОЇ МЕРЕЖІ

**О.В. Науменко, В.В. Лукін**

Запропоновано метод спільного аналізу вихідних значень декількох локальних детекторів меж на основі застосування штучної нейронної мережі. Розглянута ефективність використання різних детекторів меж у нейромережевому детекторі. Встановлено, що для покращення характеристик нейромережевого детектора необхідно застосування тільки найбільш інформативні локальні параметри. Описана процедура навчання нейромережі і проведено порівняння ефективності нейромережевого детектора з низкою відомих. Сформульовані задачі подальших досліджень.

**Ключові слова:** детектування меж, нейронні мережі, спільний аналіз локальних параметрів

## IMAGE EDGE DETECTION USING ARTIFICIAL NEURAL NETWORK

**A.V. Naumenko, V.V. Lukin**

A method of joint analysis of several local edge detector outputs using an artificial neural network is proposed. The efficiency of applying different edge detectors in the neural network edge detector is considered. It is established that the usage of only the most informative local parameters can improve characteristics of the neural network edge detector. A procedure of neural network learning is described and comparison of neural network detector efficiency to several known detectors is carried out. The tasks of further research are formulated.

**Keywords:** edge detection, neural networks, joint analysis of local parameters

**Науменко Алексей Васильевич** – студент каф. «Прием, передача и обработка сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: phist@mail.ru.

**Лукін Владимир Васильевич** – д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Прием, передача и обработка сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: lukin@xai.kharkov.ua.

УДК 621.3:681.34

В.В. АБРАМОВА

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

## СКАТТЕРОГРАММНЫЙ МЕТОД АВТОМАТИЧЕСКОГО ОЦЕНИВАНИЯ ДИСПЕРСИИ АДДИТИВНЫХ ПОМЕХ НА ИЗОБРАЖЕНИЯХ

*Предложен метод автоматического оценивания дисперсии аддитивных помех, основанный на вписывании полинома нулевого порядка по группе «нормальных» опорных точек скаттерограммы локальных оценок дисперсии и среднего. На основе данных численного моделирования для изображений из базы TID2008 показано, что точность предложенного метода в большинстве ситуаций оказывается выше по сравнению с другими известными методами, при этом наиболее существенное повышение точности наблюдается для изображений, содержащих большое количество текстурных участков, границ и малоразмерных объектов. Метод эффективен как в случае пространственно-некоррелированного шума, так и в случае, когда шум является пространственно-коррелированным.*

**Ключевые слова:** дистанционное зондирование, аддитивные помехи, автоматическое оценивание дисперсии помех, регрессионный анализ.

### Введение

В настоящее время изображения используются в самых разнообразных областях научной и практической деятельности человека: дистанционное зондирование (ДЗ), мониторинг земной поверхности с авиационных и космических носителей, слежение и ведение наблюдений и т.п. [1-3]. Однако всем системам формирования изображений (СФИ) в той или иной мере присуща общая особенность – присутствие на первичных изображениях помех и искажений, которые ухудшают их визуальное качество и затрудняют процесс извлечения полезной информации. Для устранения помех и повышения качества изображений применяется фильтрация [4, 5], однако в большинстве практических ситуаций эффективные методы фильтрации требуют знания характеристик помех, в частности, их дисперсии. Характеристики помех определяются множеством как внутренних, так и внешних по отношению к самой СФИ факторов, в связи с чем практически невозможно получить достаточно точные априорные сведения о величине дисперсии помех на сформированных изображениях. Поэтому определение дисперсии часто приходится производить непосредственно по обрабатываемому изображению, причем, ввиду большого объема обрабатываемых данных, желательно при помощи автоматических методов.

Как показали недавние исследования [6], несмотря на большое количество разработанных на данный момент методов, для большинства изображений достигнутая точность оценивания дисперсии по-прежнему далека от потенциального предела. При этом наихудшая точность оценивания наблюда-

ется для изображений со сложной структурой. Следовательно, задача повышения точности автоматического оценивания дисперсии помех на изображениях остается актуальной.

Существует три основных группы методов оценивания дисперсии: методы, работающие в пространственной области, методы, работающие в спектральной области и методы, основанные на оценках максимального правдоподобия параметров шума и изображения [7]. Методы, относящиеся ко второй и третьей группам, обычно позволяют обеспечить достаточно высокую точность оценивания для высокотекстурных изображений, однако общим их недостатком является то, что они разработаны в предположении пространственной некоррелированности помех, в то время как на изображениях, формируемых реальными системами, шум практически всегда является в той или иной степени пространственно-коррелированным. Причем если для методов третьей группы коррелированность шума может привести к заметному ухудшению точности оценивания, то методы второй группы полностью утрачивают работоспособность. Среди недостатков методов третьей группы следует также отметить их низкое быстродействие. Что касается методов, работающих в пространственной области, то большинство из них, как правило, обладают высоким быстродействием и их точностные характеристики практически не зависят от того, коррелированный шум или нет. Однако оценки дисперсии помех для высокотекстурных изображений, полученные такими методами, в большинстве случаев оказываются существенно завышенными. Тем не менее, в силу высокого быстродействия и возможности работы при про-

пространственно-коррелированном шуме, методы первой группы являются наиболее универсальными и перспективными с точки зрения использования в практических приложениях, в связи с чем предлагаемый метод относится именно к этой группе.

### Постановка задачи исследования

Рассмотрим простейший случай, когда шум на изображении является чисто аддитивным. Такой шум достаточно часто встречается на практике, например, на изображениях, полученных некоторыми СФИ оптического диапазона или в результате применения соответствующих гомоморфных преобразований к изображениям, искаженным сигнально-зависимым (мультипликативным, пуассоновским) или смешанным (пуассоновским и аддитивным) шумом [8, 9].

Для оценивания дисперсии аддитивного шума в пространственной области предложено множество методов [10]. Все эти методы базируются на предположении, что блоки определенного размера заполняют изображение и среди них есть набор блоков, принадлежащих однородным участкам. Локальные оценки дисперсии шума для этих блоков достаточно близки к истинному значению дисперсии шума. Путем совместной обработки «нормальных» локальных оценок может быть получено значение результирующей оценки дисперсии.

Основная проблема при использовании методов оценивания в пространственной области заключается в выделении группы «нормальных» оценок, соответствующих однородным участкам изображения, и устранении аномальных оценок, соответствующих участкам, содержащим границы и текстуру.

Одним из лучших методов оценивания дисперсии аддитивных помех в пространственной области является метод [11], основанный на поиске моды распределения локальных оценок дисперсии (МРЛОД), полученных на однородных участках изображения, при помощи интерквантильной оценки. В этом методе для частичного устранения аномальных локальных оценок используется предварительная сегментация изображения [12].

На рис. 1,а приведено тестовое изображение № 13 из базы TID2008 [13], зашумленное аддитивным гауссовским шумом с дисперсией  $\sigma_a^2 = 65$ .

Гистограмма локальных оценок дисперсии ( $\hat{\sigma}_{\text{лок}}^2$ ) для этого изображения приведена на рис. 1,б. Оценки получены в блоках размером 7x7 пикселей с полным перекрытием. Как видим, гистограмма содержит большое количество «явно» аномальных оценок, при этом даже оценки дисперсии, соответствующие моде распределения, существенно выше

истинного значения (оценка, полученная методом МРЛОД  $\hat{\sigma}_a^2 = 175$ ), следовательно, эти оценки были получены на неоднородных участках, содержащих границы и текстуру. И даже применение сегментации не гарантирует полного отсутствия таких оценок.

Наряду с методом [11] существует метод [14], который также работает в пространственной об-

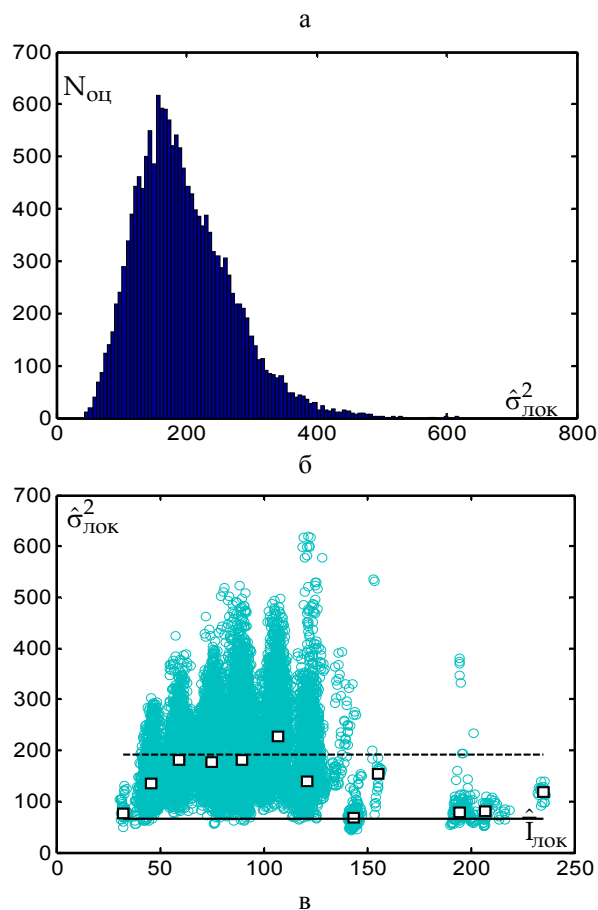
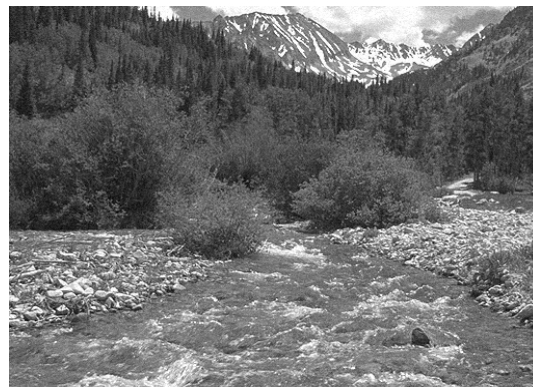


Рис. 1. Зашумленное ( $\sigma_a^2 = 65$ ) тестовое изображение № 13 из базы TID2008 (а), гистограмма локальных оценок дисперсии (перекрывающиеся блоки размера 7x7) (б), скаттерграмма локальных оценок дисперсии и среднего с двумя прямыми: истинной (сплошная) и полученной методом [14] для аддитивного шума (штриховая) (в)

ласти. Этот метод основан на вписывании регрессионной прямой (в общем случае полинома первого порядка) по опорным точкам скаттерогаммы локальных оценок дисперсии и квадрата среднего, полученных на однородных участках изображения. Для детектирования однородных участков здесь также используется сегментация [12]. Метод [14] предназначен для оценивания дисперсии шума сложного вида (смеси аддитивного и мультипликативного шума), однако может быть легко модифицирован для случая чисто аддитивного шума. Для этого порядок полинома следует понизить до нулевого и производить вписывание по опорным точкам скаттерогаммы локальных оценок дисперсии и среднего.

Такая скаттерогамма для тестового изображения № 13 из базы TID2008 приведена на рис. 1, в. Как видим, оценка дисперсии, полученная путем вписывания горизонтальной прямой по опорным точкам скаттерогаммы локальных оценок при помощи дважды взвешенного метода наименьших квадратов (ДВМНК) [14], также является существенно завышенной ( $\hat{\sigma}_a^2 = 192,6$ ), поскольку большая часть опорных точек лежит намного выше истинной прямой. Однако при более внимательном анализе скаттерогаммы можно заметить, что есть группа «нормальных» опорных точек, лежащих в районе истинного значения (точки № 1, 8, 10, 11), и группа «аномальных» опорных точек, к которой можно отнести все остальные точки. Очевидно, что если предварительно отсеять все «аномальные» оценки и при вписывании регрессионной прямой использовать только «нормальные», есть возможность повысить точность оценивания дисперсии даже для высокотекстурных изображений (точность оценивания считается приемлемой, если значение полученной оценки дисперсии попадает в диапазон 0,8...1,2 от ее истинного значения [15, 16]).

Поэтому целью данной работы является создание эффективной методики отсева аномальных оценок.

### Описание предлагаемого метода оценивания дисперсии аддитивных помех

Предлагаемый метод (ВГрОТС – вписывание по группе опорных точек скаттерогаммы) содержит следующие этапы: сегментация изображения, получение локальных оценок дисперсии и среднего для однородных участков, построение скаттерогаммы, определение опорных точек, выделение группы нормальных оценок, вписывание полинома нулевого порядка по опорным точкам из группы

нормальных оценок при помощи ДВМНК. Для выделения группы нормальных опорных точек предлагается следующий алгоритм.

1. Вычисление матрицы расстояний между опорными точками:

$$D_{ij} = \left| \sigma_{опi}^2 - \sigma_{опj}^2 \right|, i, j = \overline{1, N},$$

где  $N$  – количество опорных точек.

2. Нормирование элементов каждого столбца на сумму элементов в данном столбце:

$$DN_{ij} = D_{ij} / \sum_{i=1}^N D_{ij}.$$

3. Выделение в каждом столбце групп точек, «подобных»  $j$ -той точке ( $GrS_j$ ) и отличающихся от нее ( $GrD_j$ ), путем сравнения значения нормированного расстояния для текущей точки с величиной порога  $Th$ : точки, для которых  $DN_{ij} < Th$ , входят в группу  $GrS_j$ , в противном случае точка включается в группу  $GrD_j$  (рис. 2).

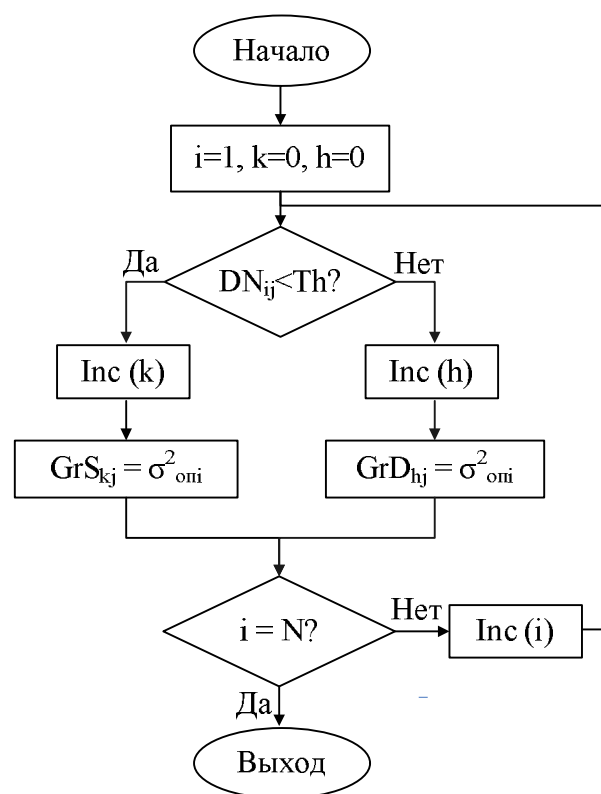


Рис. 2. Алгоритм выделения групп точек, подобных  $j$ -й точке и отличающихся от нее

4. Вписывание по всем найденным  $2N$  группам точек  $GrS_j$  и  $GrD_j$  регрессионных прямых (полиномов нулевого порядка) с использованием ДВМНК.

5. Вычисление средних квадратических отклонений (СКО) точек, входящих в каждую из групп

$\text{GrS}_j$  и  $\text{GrD}_j$  от значений параметров вписанных прямых  $bs_j$  и  $bd_j$  соответственно.

$$\text{DevS}_j = \sqrt{\sum_{k=1}^K (\text{GrS}_{kj} - bs_j)^2 / (N-1)},$$

$$\text{DevD}_j = \sqrt{\sum_{h=1}^H (\text{GrD}_{hj} - bd_j)^2 / (N-1)},$$

где  $K, H$  – количество точек в группах  $\text{GrS}_j$  и  $\text{GrD}_j$  соответственно.

6. Принятие в качестве результирующей оценки дисперсии параметра прямой, вписанной по группе точек с наименьшим СКО. При этом поиск группы с наименьшим СКО осуществляется только среди групп, в состав которых входит вторая по значению опорная точка в отсортированной по возрастанию выборке  $\{\sigma_{\text{оп}j}^2\}$  ( $j = \overline{1, N}$ ).

На рис. 3 приведен пример скаттерграммы локальных оценок дисперсии и среднего для изображения № 13. Опорные точки, составляющие «нормальную» группу, обозначены маркерами квадрат-

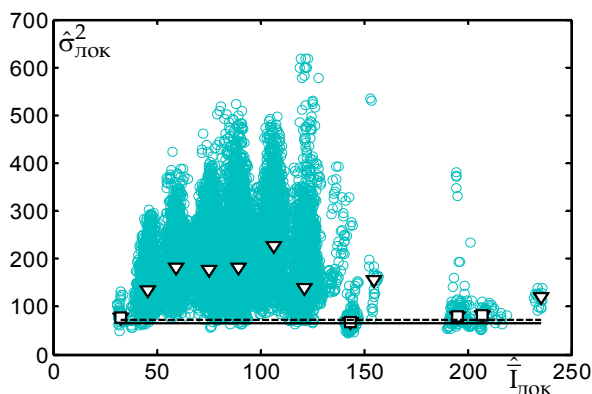


Рис. 3. Скаттерграмма локальных оценок дисперсии и среднего с двумя прямыми аппроксимациями: истинной (сплошная) и полученной методом ВГРОТС (штриховая)

ной формы, группа «аномальных» точек обозначена маркерами треугольной формы. Сплошной линией показана прямая, вписанная по истинным параметрам шума, штриховой – вписанная при помощи ДВМНК по группе «нормальных» точек, полученной при помощи описанного выше алгоритма.

С целью определения оптимального значения порога  $Th$  с точки зрения его влияния на общую точность автоматического метода оценивания дисперсии аддитивных помех был рассмотрен диапазон его значений от 0,03 до 0,075. Анализ проводился по изображениям из базы TID2008, на которых присутствовал шум, описываемый моделью:

$$I_{ml} = I_{ml}^{\text{ист}} + n_{ml},$$

где  $I_{ml}^{\text{ист}}$  – незашумленное изображение;  $n_{ml}$  – аддитивная Гауссова помеха с нулевым средним и дисперсией  $\sigma_a^2$ ;  $m, l$  – индексы пикселей изображения.

В качестве критериев точности использовались смещенность  $\Delta = \langle \hat{\sigma}_a^2 \rangle - \sigma_a^2$ , дисперсия

$$\theta^2 = \langle (\hat{\sigma}_a^2 - \langle \hat{\sigma}_a^2 \rangle)^2 \rangle$$

и приведенная ошибка оценивания  $\varepsilon = \Delta^2 + \theta^2$ , где  $\langle \cdot \rangle$  – означает операцию усреднения по ансамблю реализаций помех. Для получения статистически достоверных результатов усреднение проводилось по 100 реализациям шума.

Результаты для некоторых значений порога приведены на рис. 4.

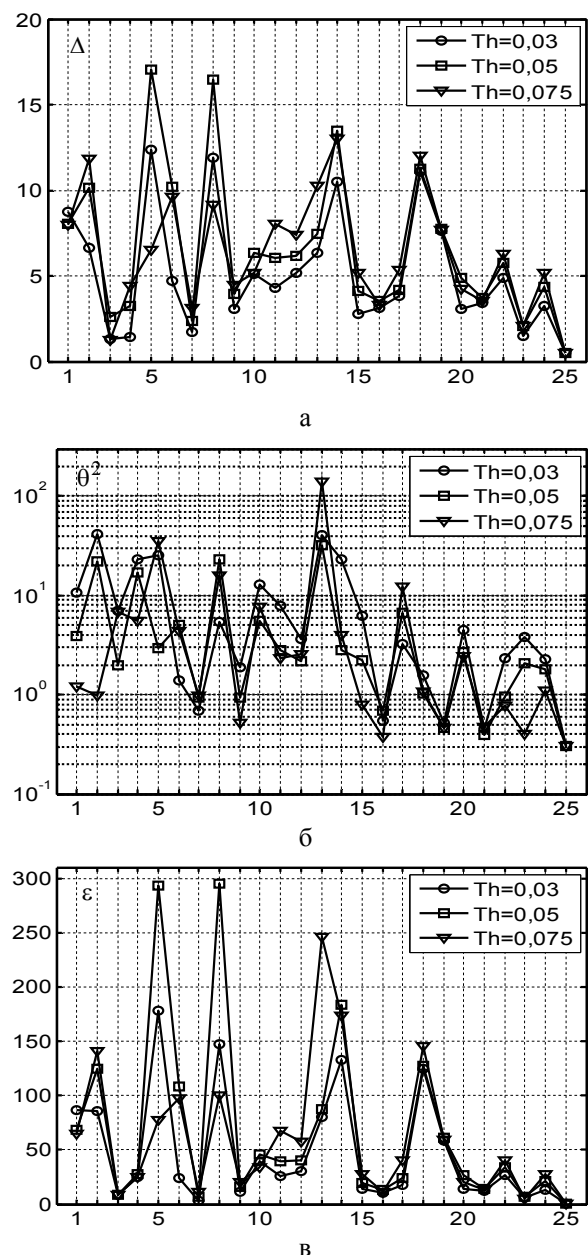


Рис. 4. Сравнительный анализ величин смещенности (а), дисперсии (б) и приведенной ошибки (в) оценивания при различных значениях порога  $Th$

По оси абсцисс отложены номера изображений в базе TID2008 (красная компонента).

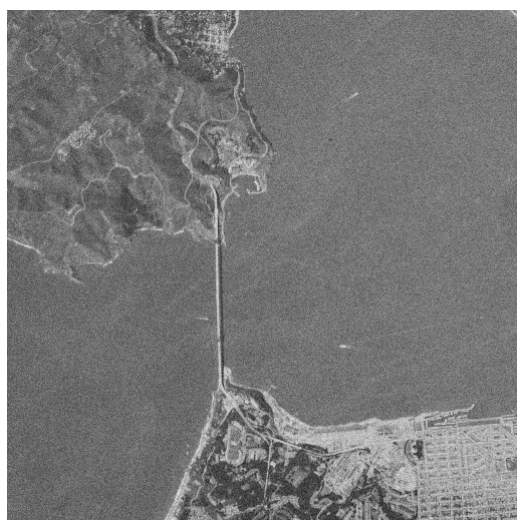
Как видим, уменьшение порога приводит к уменьшению смещенности, однако при этом, как правило, возрастает дисперсия оценивания. При величине порога  $Th = 0,05$  наблюдаемые смещенности оценок дисперсии существенно ниже, чем при  $Th = 0,075$ , а дисперсия оценивания при этом выше ненамного. В связи с чем все последующие результаты для метода ВГрОТС приведены для значения порога  $Th = 0,05$ .

### Анализ результатов

На рис. 5 приведены тестовые изображения Frisco и Airfield, являющиеся характерными примерами аэрофотосъемки местности. В табл. 1 приведе-

ны результаты оценивания дисперсии для этих тестовых изображений, полученные с использованием метода ВГрОТС. Для сравнения приведены результаты для метода (МРЛОД) [11], а также для метода Зорана и Вейса (ЗВ-метод) [17], который относится ко второй группе (основан на поиске минимума двумерной функции коэффициента эксцесса и локальной дисперсии в ДКП-области). Рассмотрены случаи пространственно некоррелированного и коррелированного шума.

Начнем анализ с результатов для изображения Frisco (см. рис. 5,а). Это изображение может быть отнесено к классу низкотекстурных, поскольку большую часть его площади занимают однородные участки. Как видим (см. табл. 1), на этом изображении в случае пространственно некоррелированного шума ЗВ-метод обеспечивает наименее смещенные



а



б

Рис. 5. Тестовые изображения Frisco (а) и Airfield (б), зашумленные аддитивным шумом с дисперсией  $\sigma_a^2=65$

Таблица 1

Сравнительный анализ точности оценивания дисперсии на тестовых изображениях Frisco и Airfield

| Изображение | Параметры шума     | Метод    | Некоррелированный шум |            |               | Коррелированный шум |            |               |
|-------------|--------------------|----------|-----------------------|------------|---------------|---------------------|------------|---------------|
|             |                    |          | $\Delta$              | $\theta^2$ | $\varepsilon$ | $\Delta$            | $\theta^2$ | $\varepsilon$ |
| Frisco      | $\sigma_a^2 = 65$  | ВГрОТС   | 4,29                  | 0,6        | 18,98         | -9,42               | 0,95       | 89,71         |
|             |                    | МРЛОД    | 4,25                  | 0,1        | 18,19         | -9,15               | 0,32       | 83,96         |
|             |                    | ЗВ-метод | 2,26                  | 0,14       | 5,25          | -61,95              | 0,01       | 3837,2        |
|             | $\sigma_a^2 = 130$ | ВГрОТС   | 2,9                   | 1,84       | 10,22         | -24,86              | 6,9        | 625,0         |
|             |                    | МРЛОД    | 3,04                  | 0,34       | 9,56          | -23,89              | 1,24       | 571,92        |
|             |                    | ЗВ-метод | -0,75                 | 0,53       | 1,1           | -130,0              | 0,00053    | 1690,0        |
| Airfield    | $\sigma_a^2 = 65$  | ВГрОТС   | 28,65                 | 52,38      | 873,1         | 17,22               | 76,23      | 372,6         |
|             |                    | МРЛОД    | 50,13                 | 0,69       | 2513,5        | 38,02               | 1,26       | 1446,93       |
|             |                    | ЗВ-метод | 23,7                  | 0,36       | 562,03        | -34,9               | 0,046      | 1218,0        |
|             | $\sigma_a^2 = 130$ | ВГрОТС   | 28,67                 | 73,62      | 895,8         | 1,82                | 114,69     | 118,0         |
|             |                    | МРЛОД    | 49,41                 | 1,56       | 2442,6        | 24,2                | 3,62       | 589,39        |
|             |                    | ЗВ-метод | 18,81                 | 0,64       | 354,4         | -100,05             | 0,083      | 10011,0       |

оценки, однако при коррелированном шуме, оценки, полученные с использованием этого метода оказываются существенно заниженными. Методы МРЛОД и ВГрОТС обеспечивают немного завышенные оценки в случае пространственно некоррелированного шума и несколько заниженные в случае, когда шум является пространственно коррелированным, однако в обоих случаях точность оценивания является приемлемой. Следует отметить, что величина смещенности оценок, полученных методом ВГрОТС практически такая же, как и для метода МРЛОД, однако дисперсия оценивания для метода ВГрОТС несколько выше.

Обратимся теперь к результатам для изображения Airfield (см. рис. 5,б). Данное изображение является высокотекстурным и содержит большое количество границ и малоразмерных объектов. Как видим, на этом изображении ЗВ-метод также обеспечивает наименее смещенные оценки при некоррелированном шуме, однако в случае пространственно-коррелированного шума его оценки становятся существенно заниженными. Метод МРЛОД обеспечивает наиболее смещенные оценки как в случае некоррелированного, так и в случае коррелированного шума. Оценки, полученные методом ВГрОТС, для случая некоррелированного шума смещены существенно меньше, чем для метода МРЛОД и ненамного больше по сравнению с ЗВ-методом. При пространственно-коррелированном шуме смещенность оценивания методом ВГрОТС наименьшая среди всех рассмотренных методов. Что касается дисперсии оценивания, то для метода ВГрОТС она существенно выше, чем для МРЛОД и ЗВ-метода, однако даже с учетом этого метод ВГрОТС в большинстве ситуаций обеспечивает наилучший результат по критерию минимума приведенной ошибки.

Проанализируем точность оценивания дисперсии вышеупомянутыми методами на цветных изображениях из базы TID2008. Истинная дисперсия шума 65. Результаты оценивания для красной компоненты для случаев пространственно-некоррелированного и пространственно-коррелированного шума приведены на рис. 6 и 7 соответственно.

Как видим, в случае некоррелированного шума ЗВ-метод обеспечивает существенно смещенные оценки (в основном заниженные), дисперсия оценивания при этом оказывается небольшой (не выше единиц). Однако в случае пространственно-коррелированного шума этот метод полностью утрачивает работоспособность (оценки дисперсии близки к нулю, а дисперсия оценивания может достигать  $10^5$ ).

Метод ВГрОТС в большинстве ситуаций обеспечивает наименее смещенные оценки в случае пространственно некоррелированного шума и практически на том же уровне, что и метод МРЛОД, когда

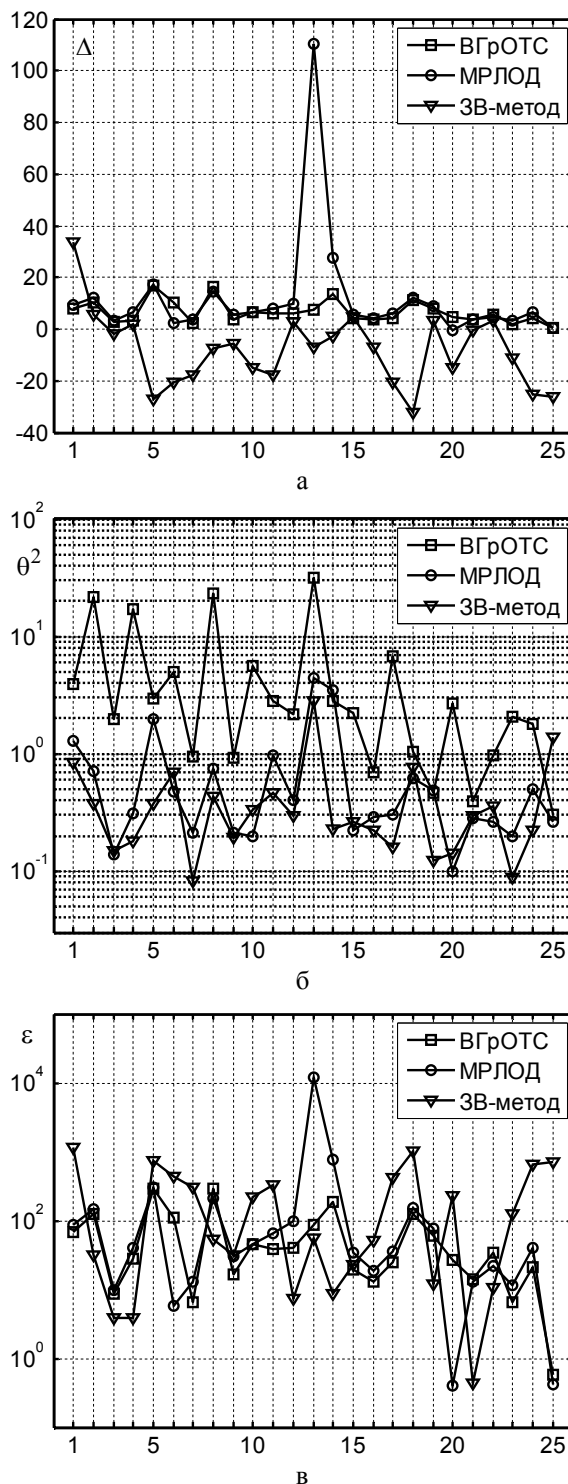


Рис. 6. Сравнительный анализ точности методов оценивания дисперсии некоррелированного шума с дисперсией  $\sigma_a^2 = 65$  на изображениях из базы TID2008 (красная компонента): а – смещенность, б – дисперсия, в – приведенная ошибка оценивания

шум пространственно-коррелированный. Отдельно следует отметить существенное уменьшение смещенностей оценок дисперсии для высокотекстурных изображений № 13 и 14 как в случае некоррелированного, так и в случае коррелированного шума.

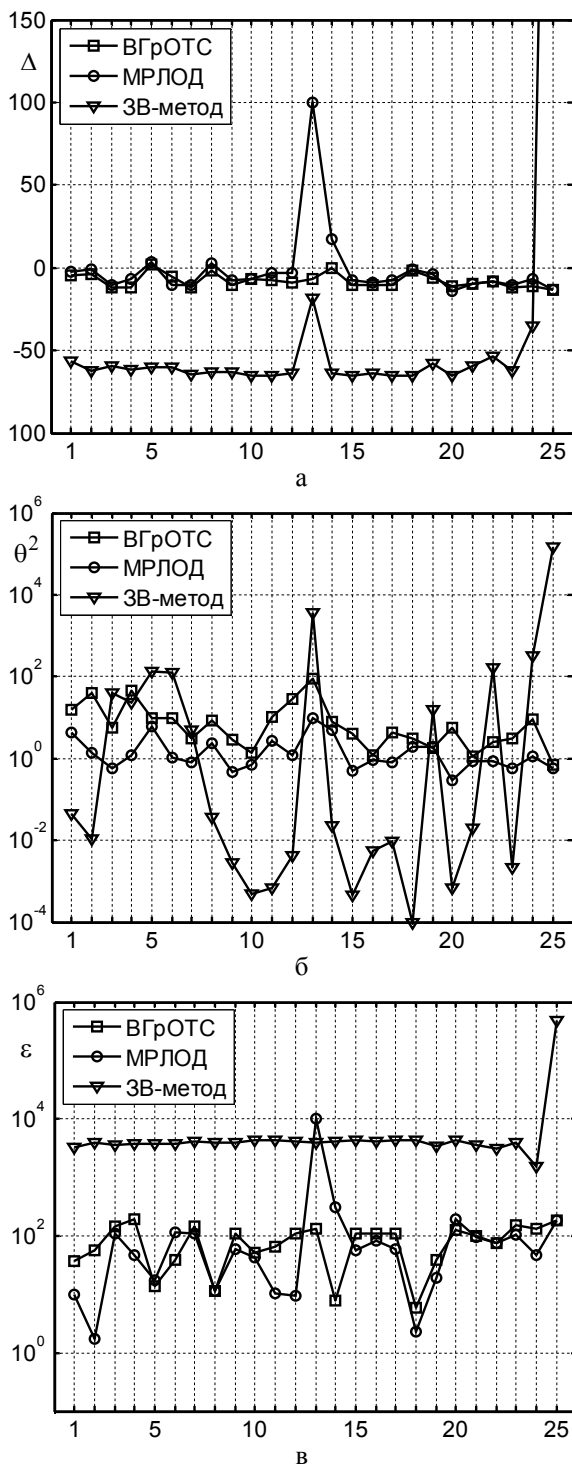


Рис. 7. Сравнительный анализ точности методов оценивания дисперсии коррелированного шума с дисперсией  $\sigma_a^2 = 65$  на изображениях из базы TID2008 (красная компонента): а – смещенность, б – дисперсия, в – приведенная ошибка оценивания

Недостатком метода ВГрОТС является то, что поскольку для получения результирующей оценки дисперсии используется меньшее количество локальных оценок, дисперсия оценивания для этого метода в среднем на порядок выше, чем для методов ЗВ и МРЛОД. Однако даже с учетом этого приве-

денная ошибка оценивания за счет существенного уменьшения смещенности оказывается практически такой же либо ниже, чем для метода МРЛОД как при пространственно-некоррелированном, так и при пространственно-коррелированном шуме, причем наиболее заметные улучшения наблюдаются для высокотекстурных изображений.

## Заключение

Предложенный автоматический метод оценивания дисперсии аддитивного шума, основанный на вписывании полинома нулевого порядка по группе «нормальных» опорных точек скаттерграммы локальных оценок дисперсии и среднего, позволяет существенно повысить точность оценивания (в особенности для текстурных изображений) по сравнению с ранее разработанными методами, рассмотренными в данной работе. В дальнейшем планируется провести исследования возможности уменьшения дисперсии оценивания для этого метода, а также возможности использования описанного подхода для повышения точности методов оценивания дисперсии помех сложного вида.

## Литература

1. Bovik, A. *Handbook on Image and Video Processing [Text]* / A. Bovik. – USA: Academic Press, 2000. – 1354 p.
2. Pratt, W.K. *Digital Image Processing. Fourth Edition [Text]* / W.K. Pratt. – NY: Wiley-Interscience, 2007. – 720 p.
3. Обработка случайных сигналов и процессов [Текст]: учеб. пособие / А.Н. Беседин, А.А. Зеленский, Г.П. Кулемин, В.В. Лукин. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2005 – 469 с.
4. Hoffman, R. *Interpreting Remote Sensing Imagery: Human Factors [Text]* / R. Hoffman, A. Markman. – CRC Press, LLC, 2001. – 424 p.
5. *Remote Sensing Digital Image Analysis. An Introduction. 3-rd edition [Text]* / Jia Xiuping, J.A. Richards, W. Gessner, D.E. Ricken. – Berlin: Springer-Verlag, 1999. – 400 p.
6. *Image Informative Maps for Estimating Noise Standard Deviation and Texture Parameters [Text]* / M. Uss, B. Vozel, V. Lukin, S. Abramov, I. Baryshev, K. Chehdi // *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*. – 2011. – Vol. 2011. – Article ID 806516, – 12 p., Doi: 10.1155/2011/806516
7. Анализ методов автоматического оценивания дисперсии помех по базе цифровых тестовых изображений [Текст] / В.В. Лукин, С.К. Абрамов, М.Л. Усс, В.В. Абрамова, Н.Н. Пономаренко, А.А. Зеленский, Б. Возель, К. Шеди, Я. Астола // *Методы цифровой обработки сигналов для решения прикладных задач: моногр.* – М.: Радиотехника, 2012 – Гл. 1. – С. 7 – 51.

8. Astola, J. *Fundamentals of nonlinear digital filtering* [Text] / J. Astola, P. Kuosmanen. – Boca Raton (USA): CRC Press LLC, 1997. – 276 p.

9. Starck, J. *Image Processing and Data Analysis: The Multiscale Approach* [Text] / J. Starck, F.D. Murtagh, A. Bijaoui. – Cambridge University Press, 1998. – 315 p.

10. *Methods for blind evaluation of noise variance in multichannel optical and radar images* [Text] / V.V. Lukin, S.K. Abramov, N.N. Ponomarenko, B. Vozel, K. Chehdi // *Telecommunications and Radioengineering*. – 2006. – Vol. 65 (6). – P. 509-537.

11. *Improved minimal inter-quantile distance method for blind estimation of noise variance in images* [Text] / V.V. Lukin, S.K. Abramov, A.A. Zelensky, J.T. Astola, B. Vozel, K. Chehdi // *Proc. of the SPIE on Image and Signal Processing for Remote Sensing XIII*, Florence, Italy. – 2007. – Vol. 6748. – P. 67481I.

12. Klaine, L. *Unsupervised Variational Classification Through Image Multi-Thresholding* [Text] / L. Klaine, B. Vozel, K. Chehdi // *Proc. of the 13th EUSIPCO Conference, Antalya, Turkey, 2005*. – 4 p.

13. *Tampere Image Database 2008 TID2008, version 1.0* [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://ponomarenko.info/tid2008.htm>. – 7.05.2010 г.

14. Забродина, В.В. *Применение робастных методов вписывания регрессионной прямой для повышения точности оценивания дисперсии сложных помех на изображениях* [Текст] / В.В. Забродина, С.К. Абрамов // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2010. – №4(45). – С. 149–155.

15. *Influence of multiplicative noise variance evaluation accuracy on MM-band SLAR image filtering efficiency* [Text] / S.K. Abramov, V.V. Lukin, N.N. Ponomarenko, K.O. Egiazarian, O.B. Pogrebnyak // *Proceedings of the Fifth International Kharkov Symposium "Physics and Engineering of Millimeter and Sub-Millimeter Waves"*, Kharkov, Ukraine, June 2004. – Vol.1. – P. 250-252.

16. *Local Activity Indicators: Analysis and Application to Hard-Switching Adaptive Filtering of Images* [Text] / V.P. Melnik, V.V. Lukin, A.A. Zelensky, J.T. Astola, P. Kuosmanen // *Optical Engineering Journal*. – 2001. – Vol. 40, No 8. – P. 1441-1455.

17. Zoran, D. *Scale Invariance and Noise in Natural Images* [Text] / D. Zoran, Y. Weiss // *ICCV*. – 2009. – P. 2209-2216. – Available from: <http://www.cs.huji.ac.il/~yweiss/> – 29.01.2012.

Поступила в редакцию 30.01.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Проектирования радиоэлектронных систем летательных аппаратов» Э.Н. Хомяков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

## СКАТТЕРОГРАМНИЙ МЕТОД АВТОМАТИЧНОГО ОЦІНЮВАННЯ ДИСПЕРСІЇ АДИТИВНИХ ЗАВАД НА ЗОБРАЖЕННЯХ

**В.В. Абрамова**

Запропоновано метод автоматичного оцінювання дисперсії адитивних завад, заснований на вписуванні полінома нульового порядку по групі «нормальних» опорних точок скаттерограми локальних оцінок дисперсії та середнього. На основі даних чисельного моделювання для зображень з бази TID2008 показано, що точність запропонованого методу в більшості ситуацій виявляється вищою у порівнянні з іншими відомими методами, при цьому найістотніше підвищення точності спостерігається для зображень, що містять велику кількість текстурних ділянок, меж та малорозмірних об'єктів. Метод є ефективним як у випадку просторово-некорельованого шуму, так і у випадку, коли шум є просторово-корельованим.

**Ключові слова:** дистанційне зондування, адитивні завади, автоматичне оцінювання дисперсії, регресійний аналіз.

## SCATTER-PLOT METHOD FOR BLIND ADDITIVE NOISE VARIANCE EVALUATION IN IMAGES

**V.V. Abramova**

A method for blind additive noise variance evaluation has been proposed. It is based on first degree polynomial fitting into "normal" reference points on scatter-plot of local variance and mean estimates. Numerical simulation results obtained for images from TID2008 database show that accuracy of the method is higher in comparison to other known methods. The most significant accuracy increase is observed for highly-textural images containing many edges and small objects. The method is effective both for cases of spatially uncorrelated and correlated noise.

**Key words:** remote sensing, additive noise, blind variance evaluation, regression analysis.

**Абрамова Виктория Валерьевна** – аспирант каф. приема, передачи и обработки сигналов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: [Victoriya\\_Zabr@mail.ru](mailto:Victoriya_Zabr@mail.ru).