

УДК 621.951.47

С.И. ПЛАНКОВСКИЙ, А.В. ГАЙДАЧУК, О.В. ШИПУЛЬ, Е.С. ПАЛАЗЮК

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ"***МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОПЛАВЛЕНИЯ ЗАУСЕНЦЕВ  
ПРИ ТЕРМОИМПУЛЬСНОЙ ОБРАБОТКЕ ДЕТОНИРУЮЩИМИ СМЕСЯМИ**

*Проведен анализ факторов, значимых для построения модели удаления заусенцев при термоимпульсной обработке. Показана необходимость учета тепловых и силовых воздействий. В качестве первого этапа построения полной математической модели процесса разработана конечно-элементная модель для расчета распределения температур в заусенце. Модель учитывает зависимость теплофизических характеристик материала обрабатываемых деталей от температуры. На примере тестовой задачи для заусенца, имеющего форму пластины, проведено сравнение результатов численного моделирования с известным аналитическим решением. Сформулированы задачи дальнейших исследований.*

**Ключевые слова:** термоимпульсная обработка, удаление заусенцев, математическое моделирование, поле температур, радиус скругления.

**Введение**

Термоимпульсная обработка детонирующими газовыми смесями является одним из наиболее перспективных методов финишной отделки и очистки высокоточных деталей. Уникальным свойством метода является возможность обработки внутренних полостей произвольно сложной формы. Поэтому естественной областью его применения может быть обработка корпусов агрегатов гидравлических и топливных систем ЛА [1].

Процесс термоимпульсного удаления заусенцев происходит за тысячные доли секунды. При этом при назначении режимов обработки приходится учитывать большое количество факторов - теплофизические характеристики материала и конструктивные особенности деталей, параметры удаляемых заусенцев, требования качества обработки кромок и др. Поэтому для сокращения времени разработки технологии необходимо применять математическое моделирование процесса.

Известны аналитические модели для расчета процесса оплавления заусенца [1, 2]. Однако они построены при серьезных упрощениях и не учитывают всех видов воздействий. Поэтому рассматриваемая в настоящей работе задача разработки комплексных математических моделей термоимпульсной обработки с их интеграцией с современными CAD/CAE-системами является актуальной.

**Описание задачи моделирования**

Образование заусенцев на кромках является неизбежным следствием любых видов механообработки [3]. В настоящее время разработано несколько

различных стандартов, в которых классифицируются различного рода дефекты и искажения кромок. Одна из первых попыток такой классификации была сделана в работе Gillespie [4]. В зависимости от механизма образования он разделил заусенцы на четыре вида: заусенцы Пуассона (рис. 1, а, б), завивающиеся заусенцы (рис. 1, в), рваные заусенцы (рис. 1, г) и отрезные заусенцы (рис. 1, д).

Образование первого вида заусенцев связано с явлением поперечной деформации при действии продольной нагрузки, характеризуемым коэффициентом Пуассона.

Второй вид заусенцев образуется на кромках выхода инструмента и по мнению Gillespie связан с обработкой затупленным инструментом, приводящей к выдавливанию материала на кромке.

Завивающиеся заусенцы также образуются на кромках выхода инструмента, однако их образование связано с отрывом материала на кромке.

Отрезные заусенцы образуются при операциях отрезания и вызваны отделением заготовки от основного материала под действием силы тяжести.

К основным параметрам заусенцев относят размеры (толщину у корня, высоту, длину вдоль кромки), твердость, форму поперечного сечения, конфигурацию вдоль кромки, место расположения.

Из-за значительных деформаций при резании и воздействия высоких температур свойства материала заусенца могут существенно отличаться от свойств основного материала.

Стандартами качества кромок устанавливаются не только требования удаления заусенцев, но и их скругления заданным радиусом. При термоимпульсной обработке это требует точного дозирования энергии.

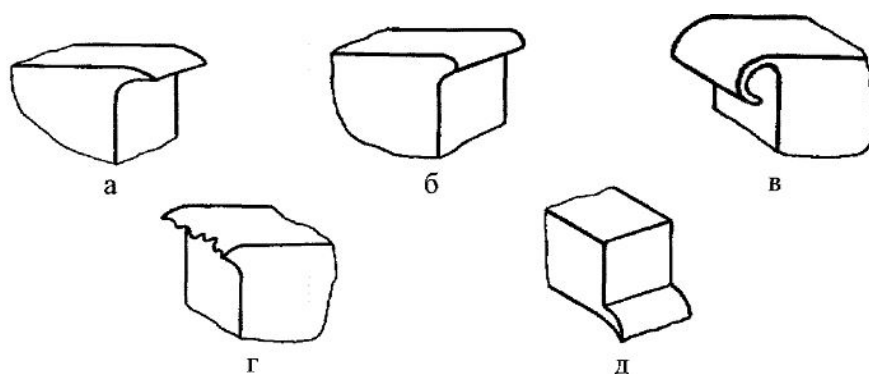


Рис. 1. Классификация заусенцев, образующихся при механообработке, по Gillespie [4]

При термоимпульсной обработке удаление заусенцев и обработка кромок происходит в результате взаимодействия материала детали с продуктами сгорания газообразных топливных смесей.

Эффективная обработка кромок возможна только в случае, если, по крайней мере, часть топливной смеси сгорает в режиме детонации или теплового взрыва с образованием ударных волн, которые распространяются в камере до затухания в течение времени порядка  $10^{-3} \dots 10^{-2}$  с [2, 5, 6].

Несмотря на малое время воздействия ударных волн именно этот период определяет величину осредненных тепловых потоков в деталь. Так, например, по данным работы [5] величина тепловых потоков при действии ударных волн достигает величины порядка  $10^8$  Вт/м<sup>2</sup>.

В той же работе отмечается необходимость учета тепла химических реакций при взаимодействии газов с материалом заусенца. Такой учет, безусловно, необходим при применении топливных смесей с избытком кислорода, особенно для материалов, у которых температура воспламенения ниже температуры плавления (например, магниевых и

титановых сплавов).

Кроме интенсивного нагрева во время распространения ударных волн заусенцы подвергаются существенному динамическому воздействию. Так, по данным работы [7], при детонации метано-кислородной смеси максимальная интенсивность детонационной волны растет с повышением давления смеси. При начальном давлении смеси 1 МПа, являющимся обычным для термоимпульсной обработки, она составляет 22 МПа. Интенсивное термомеханическое воздействие может приводить к хрупкому сколу заусенцев (рис. 2).

Таким образом, при создании математической модели удаления заусенцев при термоимпульсной обработке детонирующими газовыми смесями необходимо учитывать такие возможные механизмы:

- оплавление заусенца и отрыв жидкого металла ударными волнами;
- сгорание заусенца при обработке смесями с избытком кислорода;
- хрупкое скалывание заусенца, вызванное термическим разупрочнением и динамическим воздействием ударных волн.

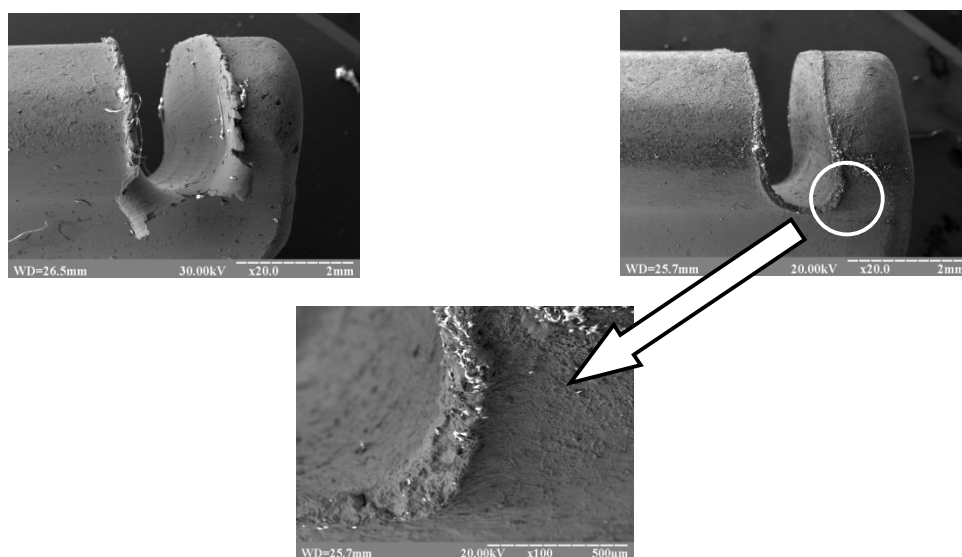


Рис. 2. Хрупкий скол выходящего заусенца при термоимпульсной обработке замка лопатки ГТД

### Описание существующих и создаваемой математических моделей

До настоящего времени моделирование удаления заусенцев при термоимпульсной обработке рассматривалось в весьма ограниченном количестве работ.

Одной из первых таких работ была статья [8], в которой численно анализировалась возможность удаления заусенца с поверхности путем испарения и оплавления. Задача рассматривалась в двумерной постановке. Заусенец представлялся в виде треугольного выступа над полуплоскостью. Воздействие продуктов сгорания задавалось как тепловой поток, равномерно распределенный по нормали к границе. В результате был сделан вывод о невозможности удаления заусенцев испарением, так как при необходимой для этого величине теплового потока неизбежно происходит унос основного материала детали.

Процесс удаления заусенцев оплавлением наиболее полно исследовался в работах, выполненных А.В. Лосевым [2, 9, 10]. Заусенец в этих работах представлялся в виде пластины постоянной толщины, выступающей из детали (рис. 3). Механизмом удаления заусенца считалось оплавление.

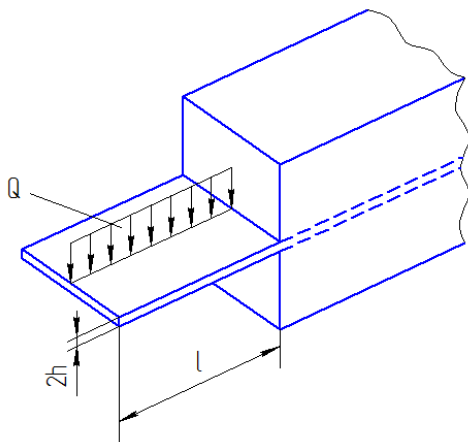


Рис. 3. Физическая модель детали с заусенцем [2]

При продолжении пластины вглубь детали и пренебрежении теплоотводом по поверхностям, выделенным на рис. 3 пунктиром, задача сводилась к расчету поля температур для плоской задачи нестационарной теплопроводности:

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} = a \left( \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \right).$$

С учетом уже отмеченной особенности термоимпульсной обработки, задача представлялась в виде суперпозиции двух задач: задачи о действии на поверхности заусенца мгновенного теплового потока и задачи о действии стационарного теплового потока.

В ходе экспериментальных исследований было установлено, что для низких давлений смеси (до 0,65 МПа) заусенец в импульсном режиме воспринимает 70...80% тепла, при средних (до 1 МПа) 80...90%, а при высоких 85...90% [2].

Задача решалась для области, изображенной на рис. 4 со следующими условиями:

для нагрева мгновенным потоком

$$T(x, y, 0) = 0,$$

$$\frac{\partial T(0, y, \tau)}{\partial x} = \frac{\partial T(x, 0, \tau)}{\partial y} = 0,$$

$$\frac{\partial T(x, h, \tau)}{\partial x} = -\frac{mQ\delta TP(x)}{\lambda},$$

для нагрева постоянным потоком

$$T(x, y, 0) = 0,$$

$$\frac{\partial T(0, y, \tau)}{\partial x} = \frac{\partial T(x, 0, \tau)}{\partial y} = 0,$$

$$\frac{\partial T(x, h, \tau)}{\partial x} = -\frac{(1-m)QP(x)}{\lambda},$$

где  $Q$  – тепловой поток;

$a$ ,  $\lambda$  – температуропроводность и теплопроводность материала детали;

$\delta$  – дельта функция Дирака;

$m$  – доля тепла, выделившаяся в импульсном режиме;

$$P(x) = \begin{cases} 1, & \text{при } x \in [0, l]; \\ 0, & \text{при } x \in (l, \infty). \end{cases}$$

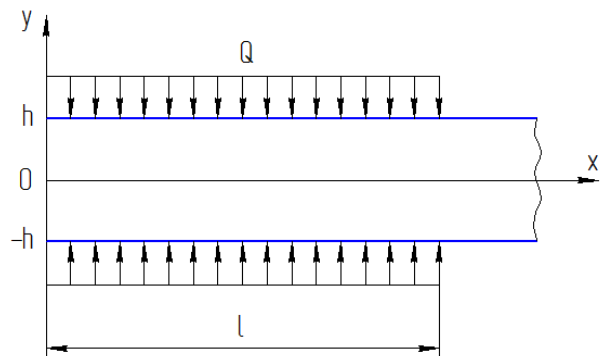


Рис. 4. Расчетная схема для определения полей температур в заусенце [2]

Решение, полученное таким образом, обладает недостатками, присущими решениям, получаемым методами мгновенных источников – в начальный момент времени температура поверхности не определена. Погрешность определения температуры сохраняется и в моменты времени, близкие к нулю.

Более точным представляется построение решения на базе суперпозиции решений о действии стационарных потоков разной интенсивности со сменой величины потока после затухания ударных волн [2]:

$$T(x, y, \tau) = \frac{qa}{\lambda l h} \left[ \frac{1}{2} \int_0^{\tau} \left( \operatorname{erf} \frac{1-x}{2\sqrt{a\tau}} + \operatorname{erf} \frac{1+x}{2\sqrt{a\tau}} \right) d\tau + \sum_{n=1}^{\infty} (-1)^n \cos \frac{n\pi y}{h} \int_0^{\tau} \exp \left( -a \frac{n^2 \pi^2 \tau}{h^2} \right) \left( \operatorname{erf} \frac{1-x}{2\sqrt{a\tau}} + \operatorname{erf} \frac{1+x}{2\sqrt{a\tau}} \right) d\tau \right].$$

Данное решение получено в предположении независимости теплофизических характеристик материала от температуры. Кроме того, изменение энтальпии при фазовом переходе также не учитываются.

Дополнительными недостатками модели являются: постоянная геометрия расчетной области, не учитывающая оплавления заусенца, и невозможность моделирования скругления кромки из-за отсутствия подвода тепла на части границы, превышающей высоту заусенца.

Тем не менее, аналитические решения, полученные в работе [2], позволили впервые разработать методику назначения режимов термоимпульсной обработки.

Для устранения перечисленных выше недостатков модель оплавления заусенца может быть усовершенствована следующим образом.

Во-первых, расчетная схема должна быть изменена таким образом, чтобы в большей мере удовлетворять реальной картине отделки кромок. Для изучения влияния конструктивных особенностей детали на характеристики кромки после термоимпульсной обработки предусмотрена возможность изменения угла кромки  $\alpha$  (рис. 5).

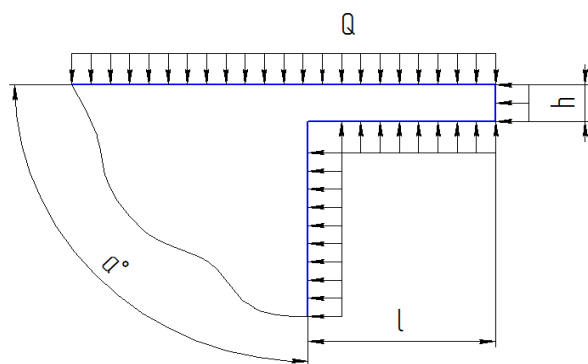


Рис. 5. Модернизированная расчетная схема определения температур в заусенце

Во-вторых, будем считать, что при расплавлении материала он удаляется. Соответственно геометрия расчетной области и граница, на которой действует тепловой поток, изменяются со временем.

Наконец, при расчете следует учесть реальные зависимости теплопроводности и теплоемкости материалов от температуры и скрытую теплоту плавления при фазовом переходе.

Решение такой задачи возможно только численным методом. В настоящей работе для получения результатов применялся вычислительный МКЭ пакет ANSYS CFX.

## Анализ результатов моделирования

На первом этапе была решена тестовая задача в постановке, принятой в работе [2]. Затем полученные результаты сравнивались с аналитическим решением, приведенным выше.

Моделирование проводилось для случая нагрева пластинчатого заусенца из широко применяемой в авиационном агрегатостроении стали 30X13.

На рис. 6 показаны зависимости изменения температуры заусенца по толщине на момент времени  $\tau=0,001$  с. Аналитический расчет по приведенной выше зависимости выполнен с использованием системы компьютерной алгебры Mathcad, а результаты численного моделирования получены с помощью средств ANSYS CFX.

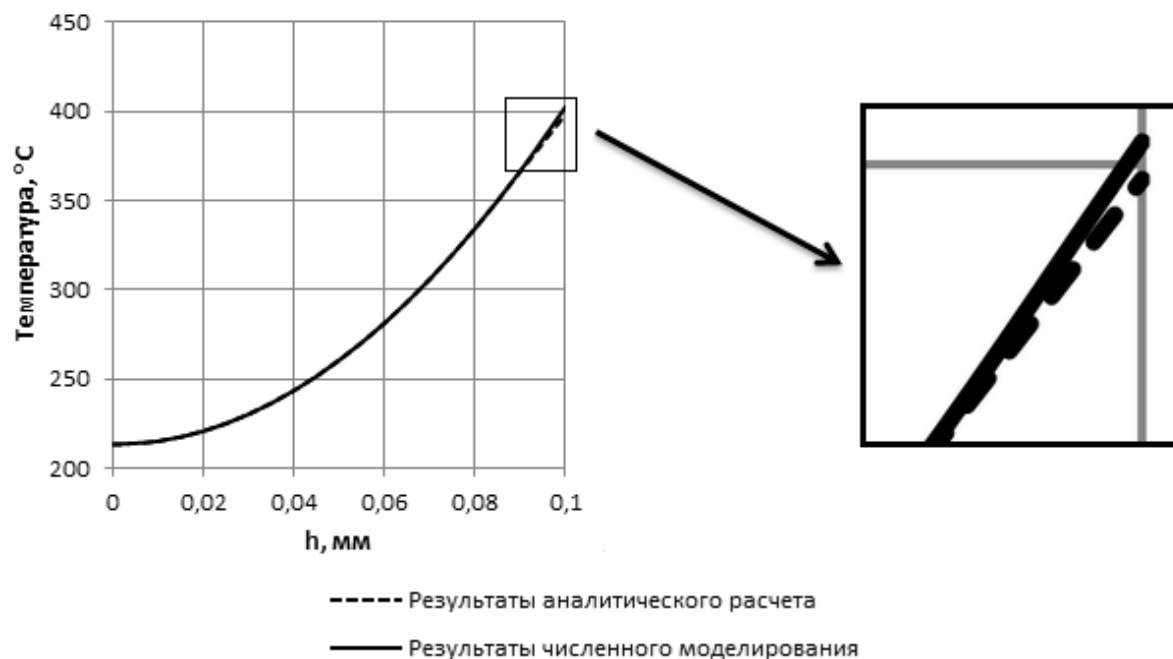
В обоих случаях расчеты проводились при одинаковых внешних условиях – подвод тепла источниками одинаковой мощности к заусенцам толщиной 0,2 мм и длиной 1 мм. Экспериментальные данные по теплоотдаче продуктов детонации газовой смеси показывают, что максимальные тепловые потоки при затухании ударных волн могут достигать значений  $10^8$  Вт/м<sup>2</sup> [6]. Такая плотность теплового потока принималась при решении поставленной задачи.

Для более адекватного моделирования процесса нагрева была построена измельченная гексаэдрическая сетка конечных элементов с размером ячейки  $2 \cdot 10^{-6}$  м. Значения коэффициентов теплопроводности и теплоемкости считались независимыми от температуры.

Принципиальных отличий между характером изменения температуры для аналитического и численного решения не выявлено. Разница наблюдается лишь в значениях температур у поверхности заусенца. При этом расхождение результатов при определении температур аналитическим способом и с помощью численного моделирования не превышает 1%.

Таким образом, можно сказать, что численная модель адекватно описывает процесс нагрева заусенца в линейной постановке и при доработке может быть использована при решении более сложных задач.

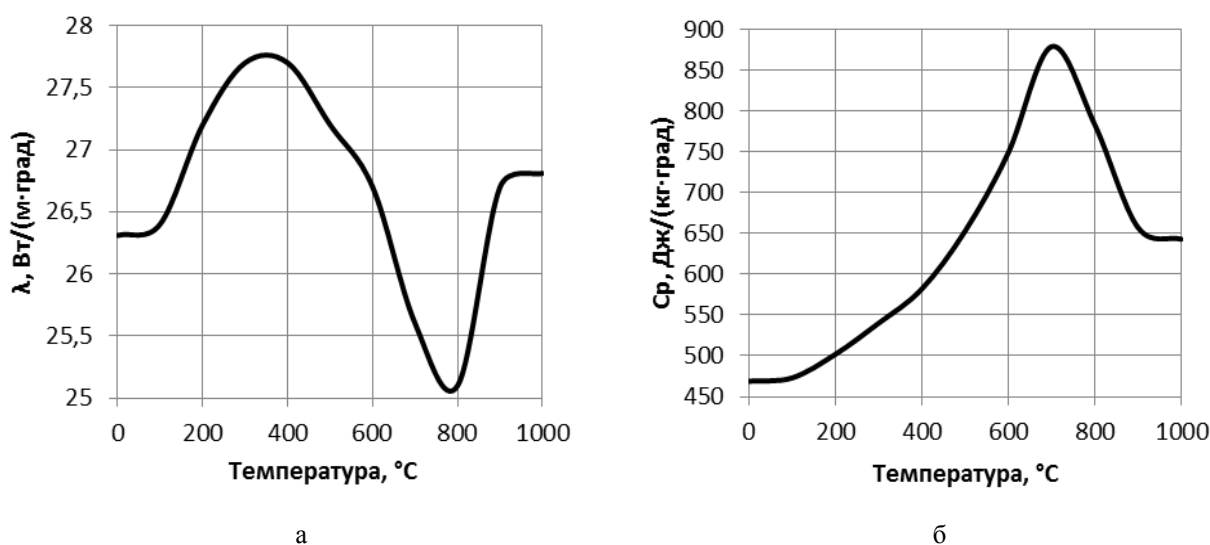
На следующем этапе модель была уточнена путем учета зависимости теплофизических коэффициентов от температуры. При этом оценивалась величина погрешности, которая связана с решением задачи в линейной постановке.

Рис. 6. Изменение температуры заусенца по толщине при  $\tau = 0,001$  с

Известно, что при нагреве металлов и сплавов помимо структурных превращений изменяются их механические и физические свойства. При нагреве легированных сталей их теплофизические свойства изменяются в зависимости от рода и количества легирующих элементов. У высоколегированных сталей, содержащих хром и никель, с повышением температуры теплопроводность увеличивается. Зависимости коэффициентов теплопроводности и теплоемкости при нагреве стали 30X13 приведены на рис. 7. Для этой стали коэффициент теплопроводности при достижении температуры  $700^\circ\text{C}$  изменяется только на 5%, но коэффициент теплоемкости увели-

чивается почти в 2 раза по сравнению со свойствами при нормальных условиях. Учёт изменения теплофизических свойств с увеличением температуры позволит получить более адекватный результат при численном решении данной задачи.

Рассмотрим влияние учёта изменения теплофизических свойств на результат численного моделирования при использовании описанной ранее математической модели процесса нагрева заусенца. В случае задания теплопроводности и теплоемкости как функций от температуры наблюдаются существенные отличия в значениях температуры рассматриваемого заусенца (рис. 8).

Рис. 7. Изменение теплофизических свойств стали 30X13 с увеличением температуры:  
 а – коэффициент теплопроводности  $\lambda$ ; б – коэффициент теплоемкости  $C_p$

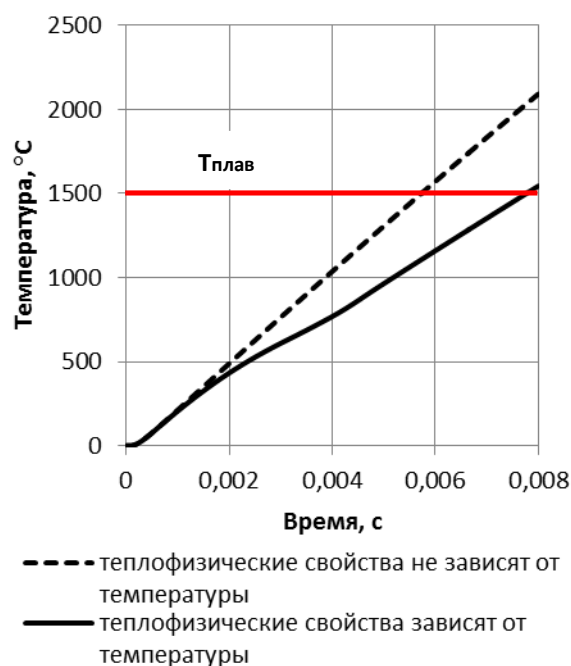


Рис. 8. Изменение температуры среднего ( $h=0$ ) слоя заусенца по времени

Если при действии теплового источника в течение 0,001 с разность температур составляет 3 %, то через 0,005 с она уже достигает 34 %. С дальнейшим увеличением времени действия источника тепла эта разность постепенно увеличивается. Поэтому использование постоянных значений теплофизических свойств материалов приводит к недопустимой погрешности полученных результатов и, как следствие, заданию неправильных режимов обработки.

Обработка кромок деталей представляет собой важный процесс производственного цикла и включает в себя не только операцию очистки от заусенцев, но также притупление кромок произвольным радиусом и размерное округление.

Картина оплавления рассматриваемого заусенца, полученная при использовании модернизированной расчетной схемы определения температур, показана на рисунке 9. При полном оплавлении заусенца кромка неизбежно притупляется с определенным радиусом.

Важным параметром при удалении заусенцев и округлении кромок деталей являются повторяемость и точность радиусов скругления. В работе [11] отмечается, что радиус скругления зависит только от характеристики источника тепла и теплофизических свойств материала обрабатываемой детали.

Однако необходим также учет влияния конструктивных особенностей детали на характер кромки после термоимпульсной обработки.

Основным геометрическим параметром кромки является ее угол (рис. 5). Большинство деталей

имеют кромки с углами, варьирующимися от 45° (кромка с острым углом) до 135° (кромка с тупым углом).

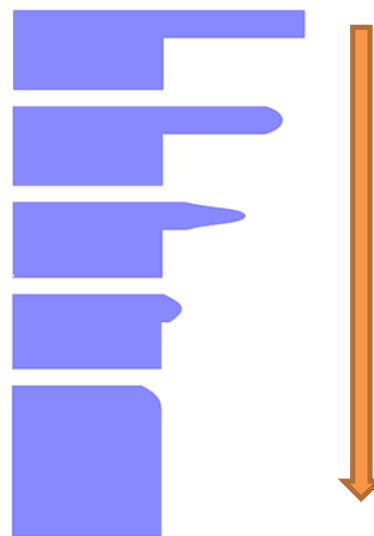


Рис. 9. Картина оплавления заусенца и скругления кромки детали

Численное моделирование проводилось при одинаковых геометрических параметрах заусенца, но с различной величиной угла кромки. Результаты моделирования показывают, что с увеличением угла кромки радиус скругления тоже увеличивается (рис. 10). Это напрямую связано с повышением оттока тепла в массив детали и более медленным прогревом заусенца.

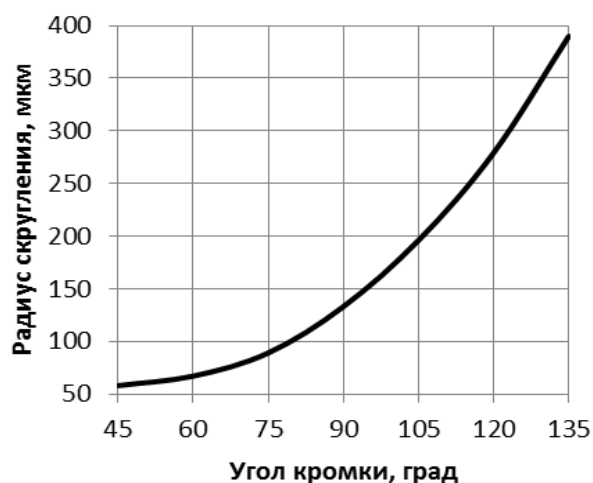


Рис. 10. Изменение радиуса скругления от угла кромки детали

Поэтому конструктивные особенности детали наряду с теплофизическими свойствами материала и характеристиками теплового источника являются определяющими параметрами при определении режимов термоимпульсной обработки и получении кромок с заданным радиусом.

В дальнейшем следует рассмотреть механизм удаления заусенцев (оплавление, сгорание в избытке окислителя, хрупкое скалывание) в зависимости от режимов обработки (мощность теплового источника, время его действия), геометрических параметров заусенца, материала.

### Выводы

1. Разработана численная модель оплавления заусенца в виде пластины. При решении тестовой задачи в линейной постановке погрешность определения температурных полей относительно аналитического расчета не превысила 1%.

2. Установлено, что использование постоянных значений теплофизических характеристик приводит к недопустимой погрешности результатов (до 40%). Для получения более точных результатов необходимо задание теплопроводности и теплоемкости как функций от температуры.

3. Установлено, что помимо характеристик источника тепла и теплофизических свойств материала обрабатываемой детали на радиус скругления кромки влияет ее угол.

### Литература

1. Жданов, А.А. Термоимпульсные технологии очистки поверхностных деталей агрегатов авиационных двигателей: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04/ Жданов Александр Андреевич. – Х., 2003. – 120 с.
2. Лосев, А.В. Повышение эффективности зачистки деталей пневматических и гидротопливных систем при использовании термоимпульсного метода: дис. ... канд. техн. наук: 05.02.08/ Лосев Алексей Васильевич. – Х., 1995. – 210 с.
3. Gillespie, L.K. Deburring and edge finishing handbook [Text] / L.K. Gillespie. – New York City: Industrial Press, 1999. – 404 p.
4. Gillespie, L.K. Formation and properties of machining burr., ASME Transactions [Text] / L.K. Gillespie, P.T. Blotter // Journal of Engineering for Industry. – 1976. – Vol. 98, No. 1. – P. 66-74.

5. Адонин, С.М. О теплоотдаче продуктов детонации газовой смеси в камере [Текст] / С.М. Адонин, В.И. Манжалеи // Нестационарные проблемы механики: сб. научных трудов Института гидродинамики. – Вып. 74. – Новосибирск. – 1986. – С. 3–10.

6. Манжалеи, В.И. Затухание ударных волн после детонации газа в камере [Текст] / В.И. Манжалеи // Гидродинамика взрыва: сб. научных трудов Института гидродинамики. – Вып. 78. – Новосибирск. – 1986. – С. 142–153.

7. Иванов, К.В. Детонационные волны в смесях с повышенным начальным давлением [Электронный ресурс] / К.В. Иванов, С.В. Головастов // 50-я научная конференция МФТИ. Секция физики высоких плотностей энергий: тез. докл. науч. конф., 23 ноября 2007 г. М., 2007. – 5 с. – Режим доступа к документу: [http://mipt.ru/nauka/conf\\_mipt/conf50/plen\\_section\\_s/fpfe/FVPE/Ivanov.html](http://mipt.ru/nauka/conf_mipt/conf50/plen_section_s/fpfe/FVPE/Ivanov.html). – 3.06.2009.

8. Пак, Н.И. Численное моделирование процесса термического удаления заусенцев концентрированным потоком энергии [Текст] / Н.И. Пак, С.А. Шикунов // Обработка материалов импульсными нагрузками: сб. научных трудов Института гидродинамики. – Новосибирск. – 1990. – С. 168–175.

9. Лосев, А.В. Расчет температурного поля пластины при её местном нагреве [Текст] / А.В. Лосев, Б.А. Колоколов, С.Ф. Мецержаков // Обработка металлов давлением в машиностроении: сб. научных трудов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 17. – Х. – 1981. – С. 49-54.

10. Лосев, А.В. Теоретический анализ термоимпульсного удаления заусенцев с деталей [Текст] / А.В. Лосев // Импульсная обработка металлов давлением: сб. научных трудов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х. – 1997. – С. 43-49.

11. Лосева, О.А. Проблема скругления кромок [Текст] / О.А. Лосева // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. научных трудов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 45. – Х. – 2010. – С. 122-128.

Поступила в редакцию 31.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой технологии авиадвигателестроения А.И. Долматов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина

### МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСУ ОПЛАВЛЕННЯ ЗАДИРОК ПРИ ТЕРМОІМПУЛЬСНІЙ ОБРОБЦІ ДЕТОНУЮЧИМИ СУМІШАМИ

С.І. Планковський, О.В. Гайдачук, О.В. Шипуль, Є.С. Палазюк

Проведено аналіз факторів, значущих для побудови моделі видалення задирок при термоімпульсній обробці. Показано необхідність врахування теплових і силових впливів. В якості першого етапу побудови повної математичної моделі процесу розроблено кінцево-елементну модель для розрахунку розподілу темпера-

тур в задирку. Модель враховує залежність теплофізичних характеристик матеріалу оброблюваних деталей від температури. На прикладі тестової задачі для задирки, маючого форму пластини, проведено порівняння результатів чисельного моделювання з відомим аналітичним рішенням. Сформульовано завдання подальших досліджень.

**Ключові слова:** термоімпульсна обробка, видалення задирок, математичне моделювання, поле температур, радіус скруглення.

## **SIMULATION OF THE BURRS REFLOW PROCESS IN THERMAL-PULSE DEBURRING WITH DETONATING MIXTURES**

*S.I. Plankovsky, A.V. Gaidatchouk, O.V. Shipul, Ye.S. Palazyuk*

Analysis the factors relevant to building a model of thermal-pulse deburring has been performed. The necessity of taking into account the thermal and force effects has been shown. At the first stage of building a complete mathematical model of the process finite element model for calculating the temperature distribution in the burrs has been developed. The model accounts for the dependence of thermophysical properties of the workpiece material from the temperature. On the example of a test problem for the plate shaped burr a comparison of numerical results with the known analytical solution has been performed. The problems for further research have been formulated.

**Key words:** thermal-pulse deburring, burrs removal, mathematical simulation, temperature field, rounding radius.

**Планковский Сергей Игоревич** – д-р техн. наук, проф. кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: s.plank@khai.edu.

**Гайдачук Александр Витальевич** – д-р техн. наук, профессор, проректор по научной работе, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: a.gaydachuk@khai.edu.

**Шипуль Ольга Владимировна** – канд. техн. наук, доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: o.shipul@khai.edu.

**Палазюк Евгений Сергеевич** – аспирант кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: e.palaz@mail.ru.

УДК 621.787.4

А.И. ДОЛМАТОВ<sup>1</sup>, А.А. КАБАТОВ<sup>2</sup>, М.А. КУРИН<sup>1</sup><sup>1</sup> *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина*<sup>2</sup> *Государственное предприятие Харьковский машиностроительный завод «ФЭД», Украина*

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ МОЩНОСТИ ПЛАСТИЧЕСКОЙ ДЕФОРМАЦИИ ПРИ АЛМАЗНОМ ВЫГЛАЖИВАНИИ

*Сформулирована проблема в необходимости исследования энергосиловых характеристик процесса алмазного выглаживания. Получены выражения, которые позволяют воспроизводить пространственную картину распределения деформаций в металле при алмазном выглаживании, что позволяет наглядно представить механизм протекания деформаций и упростить анализ деформированного состояния материала. Установлена функциональная связь между мощностью деформирования и параметрами режима обработки при алмазном выглаживании. Результаты исследования могут быть полезны при определении такой важной характеристики процесса как температура в зоне контакта алмазного индентора и детали.*

**Ключевые слова:** алмазное выглаживание, пластическая деформация, диссипация энергии, скорость деформаций, интенсивность напряжений, мощность пластической деформации.

### Введение

Развитие современных технологий в авиационном двигателестроении происходит в условиях повышения требований к безопасности полетов, а также надежности и ресурсу наиболее ответственных деталей газотурбинного двигателя. Общеизвестно, что качество изделий, эксплуатационные характеристики деталей и их надежность в значительной степени зависят от технологии их изготовления. В основном это относится к финишным методам обработки, которые оказывают решающее влияние на характеристики поверхностного слоя деталей [1, 2]. Одним из методов отделочной обработки, который обеспечивает значительное улучшение эксплуатационных характеристик деталей, является алмазное выглаживание.

Проведенный в работе [3] анализ процессов поверхностного пластического деформирования позволил сделать вывод о перспективности метода алмазного выглаживания. Поэтому работы, посвященные изучению процесса алмазного выглаживания, являются актуальными и заслуживают внимания.

### 1. Формулирование проблемы

Основным препятствием для повышения эффективности алмазного выглаживания является прямо пропорциональная зависимость температуры в зоне контакта от скорости.

Общеизвестно, что основным источником теплообразования при различных процессах механической обработки является работа пластической деформации. Для сплошной среды работа деформирования будет определяться через функцию диссипации энергии, которая определяется интенсивностью скоростей деформаций.

В работе [4] представлена структурно-логическая схема, определяющая методы и последовательность теоретических и экспериментальных исследований. Установлено, что наиболее подходящими для расчета процессов пластического деформирования являются методы, основанные на замкнутой системе уравнений механики сплошных сред [5,6], которые позволяют производить детальное исследование состояния деформируемого металла в зоне обработки.

Таким образом, изучение влияния параметров режима обработки на энергосиловые характеристики процесса является важной задачей и требует исследования.

### 2. Обзор результатов предыдущих исследований

Теоретическое исследование деформированного состояния материала детали при алмазном выглаживании проводилось нами в цилиндрической системе координат в предположении условий пла-

стического контакта жесткого сферического индентора и деформируемого полупространства с использованием результатов, полученных ранее другими исследователями и представленными в работе [7].

Условная схема взаимодействия алмазного наконечника с поверхностью детали представлена на рис. 1.

Использование структурно-логической схемы, представленной в работе [4] для анализа деформированного состояния материала детали в процессе выглаживания, позволило нам на основании общих уравнений механики сплошных сред получить поле скоростей течения металла в зоне деформирования:

$$\begin{aligned} V_z &= \frac{AR}{t_k} \sin \left( A \left( 1 - \frac{t}{t_k} \right) \right) \cdot \frac{St_k}{\pi r} \sin \frac{\pi r}{St_k} \cdot \left( 1 - \frac{z}{kSt_k} \right)^2; \\ V_r &= \frac{2ARS}{\pi^2 k r} \sin \left( A \left( \frac{t}{t_k} - 1 \right) \right) \left( \frac{z}{St_k} - 1 \right) \left( 1 - \cos \frac{\pi r}{St_k} \right); \quad (1) \\ V_\theta &= 0, \end{aligned}$$

где  $R$  – радиус индентора;  $t$  – текущее время;  $t_k$  – время деформирования участка обрабатываемой поверхности;  $A = \arctg \left( \frac{\sqrt{2RH - H^2}}{R - H} \right)$ ;  $H$  – глубина на-

клепа;  $S$  – скорость продольной подачи;  $r, z$  – координаты точки в цилиндрической системе координат;  $k$  – коэффициент пропорциональности.

На основании уравнений (1) нами получены выражения для скоростей деформаций:

$$\varepsilon_{zz} = - \frac{2AR \sin \left( \frac{\pi r}{St_k} \right) \sin \left( A \left( \frac{t}{t_k} - 1 \right) \right) \cdot \left( \frac{z}{St_k} - 1 \right)}{\pi k r t_k};$$

$$\varepsilon_{r\theta} = 0; \quad \varepsilon_{\theta z} = 0.$$

$$\begin{aligned} \varepsilon_{rr} &= \frac{2ARS \sin \left( A \left( \frac{t}{t_k} - 1 \right) \right) \cdot \left( \frac{z}{St_k} - 1 \right) \cdot \left( \cos \left( \frac{\pi r}{St_k} \right) - 1 \right)}{\pi^2 k r^2} + \\ &+ \frac{2AR \sin \left( \frac{\pi r}{St_k} \right) \sin \left( A \left( \frac{t}{t_k} - 1 \right) \right) \left( \frac{z}{St_k} - 1 \right)}{\pi k r t_k}; \end{aligned}$$

$$\varepsilon_{\theta\theta} = - \frac{2ARS \sin \left( A \left( \frac{t}{t_k} - 1 \right) \right) \cdot \left( \frac{z}{St_k} - 1 \right) \cdot \left( \cos \left( \frac{\pi r}{St_k} \right) - 1 \right)}{\pi^2 k r^2};$$

$$\varepsilon_{zr} = \frac{ARS \sin \left( \frac{\pi r}{St_k} \right) \sin \left( A \left( \frac{t}{t_k} - 1 \right) \right) \left( \frac{z}{St_k} - 1 \right)^2}{\pi r^2} -$$

$$- \frac{AR \cdot \cos \left( \frac{\pi r}{St_k} \right) \sin \left( A \left( \frac{t}{t_k} - 1 \right) \right) \left( \frac{z}{St_k} - 1 \right)^2}{r t_k} -$$

$$- \frac{2AR \sin \left( A \left( \frac{t}{t_k} - 1 \right) \right) \left( \cos \left( \frac{\pi r}{St_k} \right) - 1 \right)}{\pi^2 k^2 r t_k}.$$

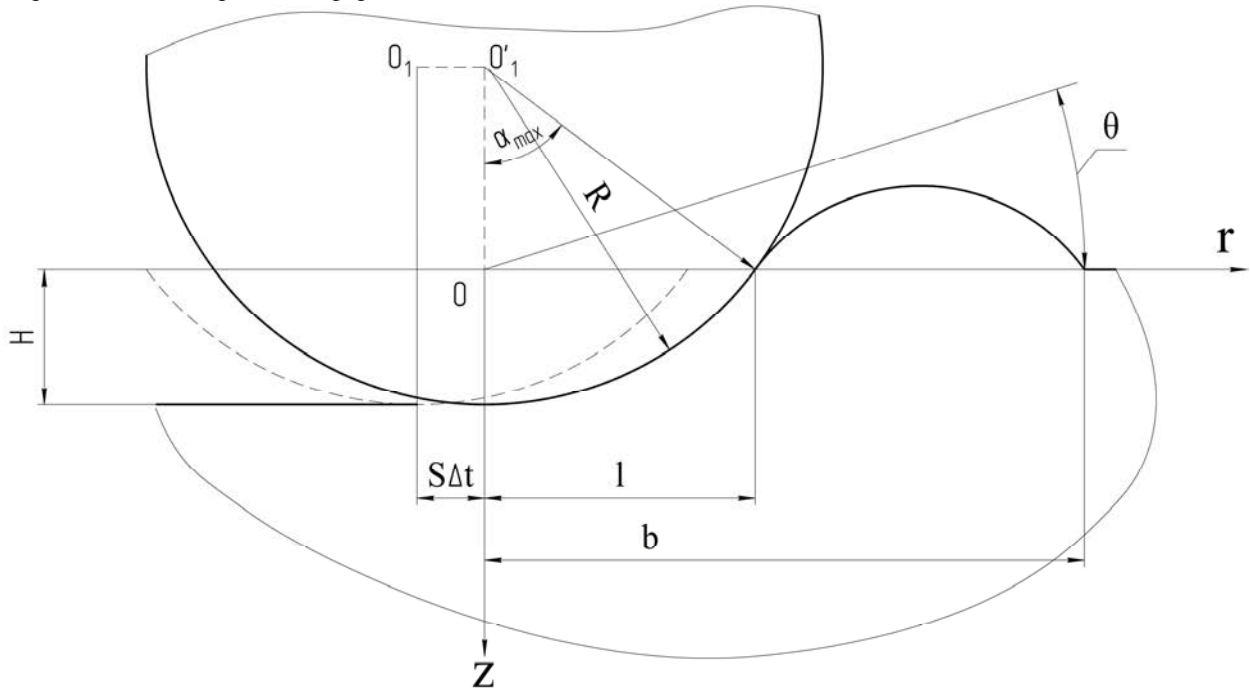


Рис. 1. Схема взаимодействия алмазного наконечника с поверхностью детали

Представленные зависимости описывают поля скоростей течения частиц металла и скоростей деформаций в материале детали при алмазном выглаживании в любой момент времени. Использование полученных зависимостей позволяет воспроизводить пространственные картины полей скоростей и скоростей деформаций.

Полученные результаты позволяют нам проводить дальнейшее исследование процесса алмазного выглаживания и являются ключевыми при определении таких важных энергосиловых характеристик как мощность и работа пластической деформации, а также температуры в зоне контакта алмазного индентора и детали.

### 3. Определение мощности пластической деформации

Для определения мощности деформации функцию диссипации энергии необходимо проинтегрировать по объему [4]:

$$N = \iiint_{(V)} E dV. \quad (2)$$

Функцию диссипации энергии можно выразить через интенсивности напряжений и деформаций по формуле:

$$E = \sigma_i \cdot \varepsilon_i, \quad (3)$$

где  $\sigma_i$  – интенсивность напряжений;  $\varepsilon_i$  – интенсивность скоростей деформаций.

Интенсивность напряжений для различных деформируемых сред является сложной функцией от интенсивности деформаций, интенсивности скоростей деформаций, температуры, времени и других параметров [6].

Металлы и сплавы представляют группу материалов, упрочняющихся в процессе пластической деформации. В работе [6] Ю.Н. Алексеевым предложена простая функциональная зависимость, где интенсивность напряжений является функцией только интенсивности деформации:

$$\sigma_i = \sigma_T \cdot \varepsilon_i^n, \quad (4)$$

где  $n$  – показатель деформационного упрочнения;

$\varepsilon_i$  – интенсивность деформаций;  $\sigma_T$  – предел текучести.

Действительно, согласно данным работы [8] среди восьми различных видов кривых упрочнения, построенных по результатам испытаний материала на сжатие, наиболее распространенной является кривая, которая хорошо аппроксимируется зависимостью вида:

$$\sigma_s = \sigma_T \cdot \varepsilon_i^n,$$

где  $\sigma_s$  – напряжение течения металла при сжатии.

Такого вида зависимостью хорошо аппроксимируются кривые упрочнения термически обработанных, углеродистых, легированных конструкционных и инструментальных сталей, большинство высоколегированных сталей, алюминиевых и титановых сплавов, а также других материалов.

Таким образом, после подстановки выражений (3) и (4) в (2), окончательно получим:

$$N = \iiint_{(V)} \sigma_T \varepsilon_i^n dV. \quad (5)$$

В связи с этим нам необходимо найти выражения для определения интенсивности деформаций и скоростей деформаций.

Интенсивность скоростей деформаций в нашем случае можно найти по формуле:

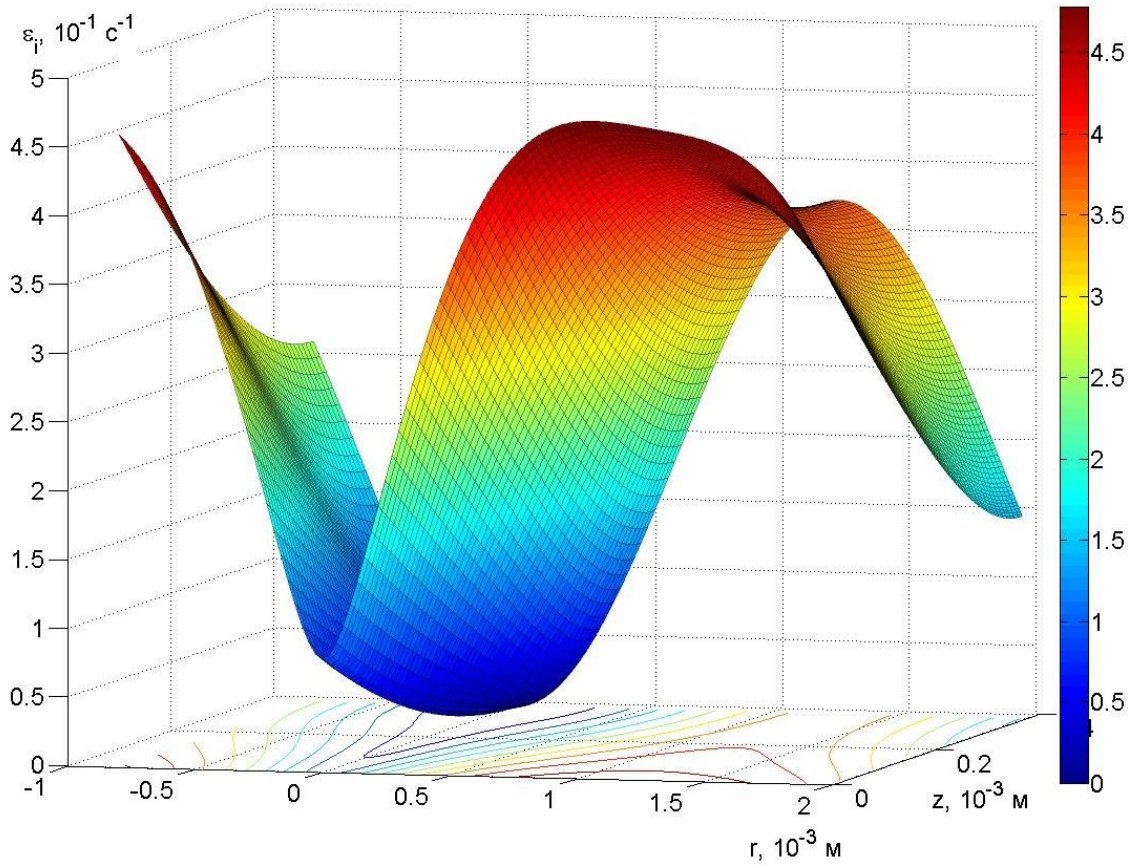
$$\varepsilon_i = \frac{\sqrt{2}}{3} [(\varepsilon_{zz} - \varepsilon_{rr})^2 + (\varepsilon_{rr} - \varepsilon_{\theta\theta})^2 + (\varepsilon_{\theta\theta} - \varepsilon_{zz})^2 + \frac{3}{2} \cdot \varepsilon_{zr}^2]^{\frac{1}{2}}. \quad (6)$$

Составляющие деформаций выражаются через составляющие скоростей деформаций:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{zz} &= \int_{t1}^{t2} \varepsilon_{zz} dt & \varepsilon_{rr} &= \int_{t1}^{t2} \varepsilon_{rr} dt & \varepsilon_{\theta\theta} &= \int_{t1}^{t2} \varepsilon_{\theta\theta} dt; \\ \varepsilon_{zr} &= \int_{t1}^{t2} \varepsilon_{zr} dt & \varepsilon_{r\theta} &= 0 & \varepsilon_{\theta z} &= 0. \end{aligned} \quad (7)$$

Для оценки адекватности модельных представлений нагляднее производить анализ полученных зависимостей, представленных графически, при конкретных значениях параметров режима обработки. Построим график зависимости интенсивности скоростей деформаций  $\varepsilon_i$  от координат при следующих значениях параметров:  $z=0$  мм;  $R=2$  мм;  $H=0,45$  мм;  $S=0,05$  мм/об;  $n=380$  об/мин;  $k=0,3$  (рис.2). Область деформации изменяется в пространстве и во времени, а время начала и конца деформации для каждой точки пространственной области зоны обработки соответственно  $t1=0$ ,  $t2=tk$ .

В результате интегрирования скоростей деформаций по времени (при выше указанных значениях пределов интегрирования), согласно выражениям (7), получаем следующие выражения для составляющих деформаций:

Рис. 2. Интенсивность скоростей деформаций  $\epsilon_i$ 

$$e_{zz} = \frac{4Rz \sin\left(\frac{\pi r}{St_k}\right) \sin\left(\frac{A}{2}\right)^2}{\pi Sk^2 r t_k} - \frac{4RSkt_k \sin\left(\frac{\pi r}{St_k}\right) \sin\left(\frac{A}{2}\right)^2}{\pi Sk^2 r t_k};$$

$$e_{zr} = \frac{4R \cdot \left(\frac{\cos(A)}{2} - \frac{1}{2}\right)}{\pi^2 k^2 r} - \frac{2R \cos\left(\frac{\pi r}{St_k}\right) (\cos(A) - 1)}{\pi^2 k^2 r} - \frac{R \cdot \cos\left(\frac{\pi r}{St_k}\right) \cdot (z - Skt_k)^2 (\cos(A) - 1)}{S^2 k^2 r t_k^2} + \frac{R \sin\left(\frac{\pi r}{St_k}\right) \cdot (z - Skt_k)^2 \cdot (\cos(A) - 1)}{\pi Sk^2 r^2 t_k};$$

$$e_{\theta\theta} = -\frac{2R \cdot (z - Skt_k) \cdot (\cos(A) - 1)}{\pi^2 k^2 r^2} \left( \cos\left(\frac{\pi r}{St_k}\right) - 1 \right);$$

$$e_{rr} = \frac{4R(z - Skt_k) \left( \cos\left(\frac{A}{2}\right)^2 - 1 \right)}{\pi^2 Sk^2 r^2 t_k} \times \left[ 2St_k \left( \cos\left(\frac{\pi r}{2St_k}\right)^2 - 1 \right) + \pi r \sin\left(\frac{\pi r}{St_k}\right) \right].$$

Интенсивность деформаций можно определить из выражения, подобного (6):

$$e_i = \frac{\sqrt{2}}{3} [(e_{zz} - e_{rr})^2 + (e_{rr} - e_{\theta\theta})^2 + (e_{\theta\theta} - e_{zz})^2 + \frac{3}{2} \cdot e_{zr}^2]^{\frac{1}{2}}. \quad (9)$$

Построим графики зависимости интенсивностей деформаций  $e_i$  и интенсивности напряжений  $\sigma_i$  от координат для материала 12X18H10T со следующими механическими свойствами:  $\sigma_T = 315 \text{ МПа}$ ,  $n = 0,37$  (рис. 3, 4). Значения параметров режима обработки возьмем те же, что и при построении интенсивности скоростей деформаций.

Вычисление интеграла (5) после подстановки в него выражений (6) и (9) будем производить численным методом, так как он не выражается в конечном виде через элементарные функции. Для получения графической зависимости  $N_i = f(z_i, r_i)$  (рис. 5)

воспользуемся классическим определением тройного интеграла [9]. Разобьем пространственную область (V), охватывающую зону деформирования на  $n$  частей, где  $\Delta V_1, \Delta V_2, \dots, \Delta V_n$  – их объемы, при

этом в нашем случае, для цилиндрической системы координат  $\Delta V_i = r_i \Delta r_i \Delta \theta_i \Delta z_i$ .

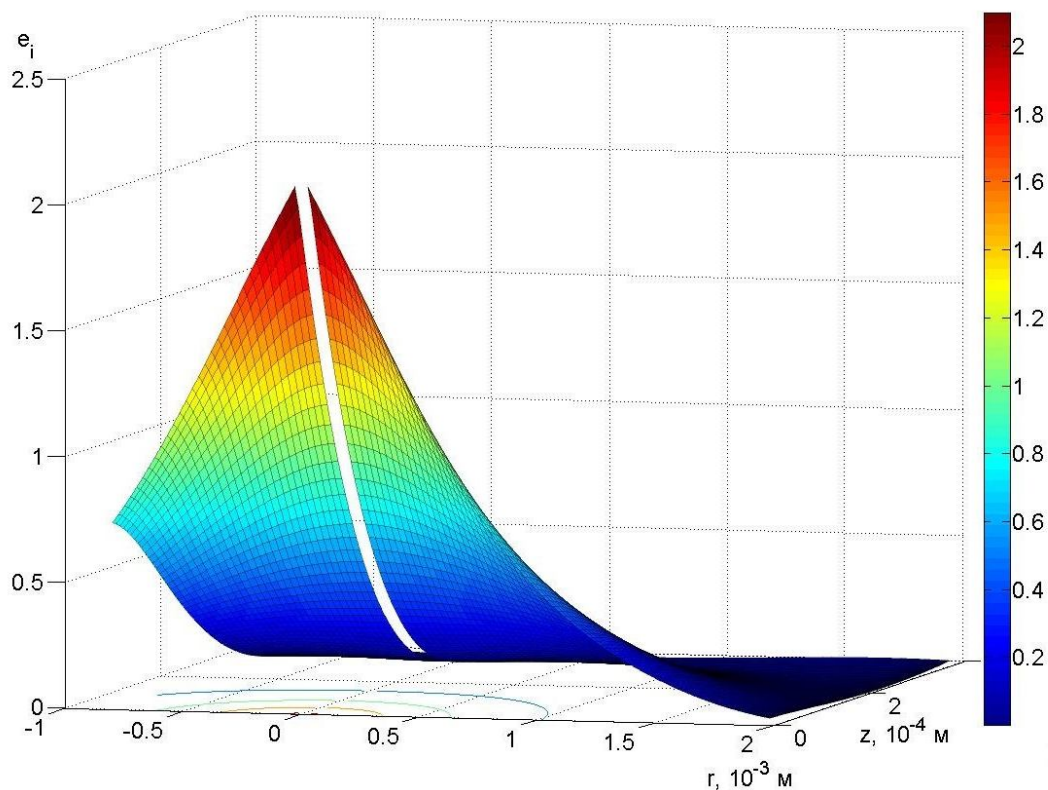


Рис. 3. Интенсивность деформаций  $e_i$

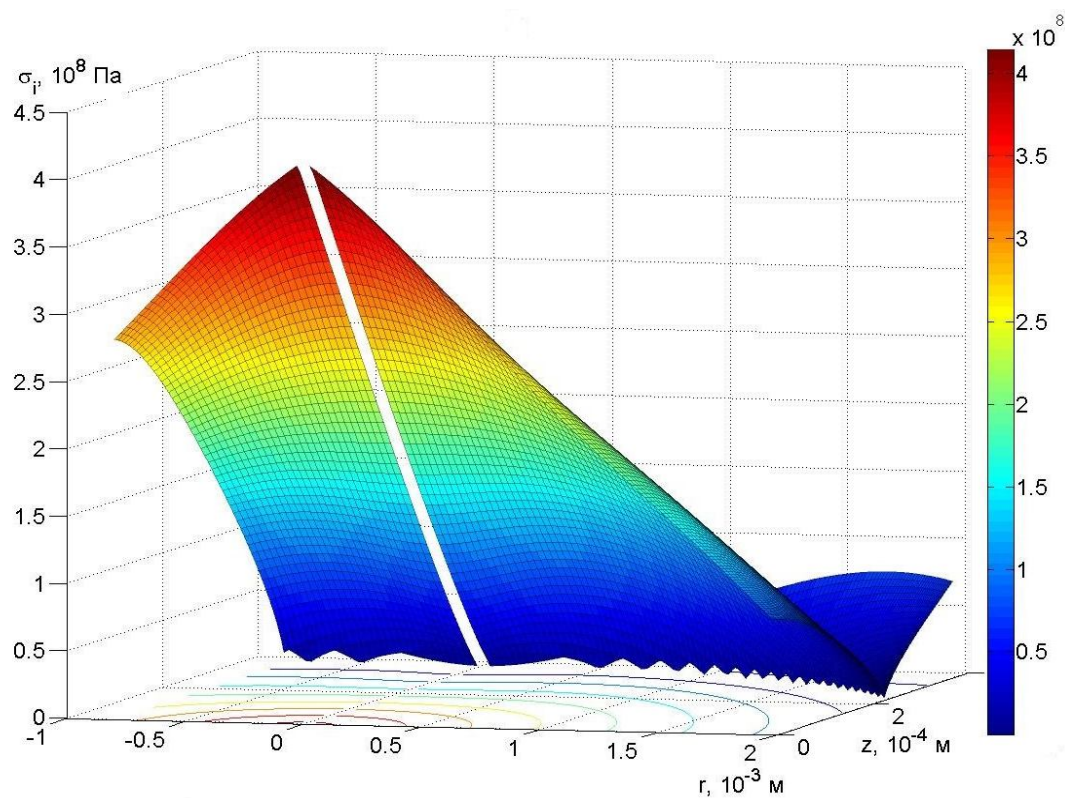
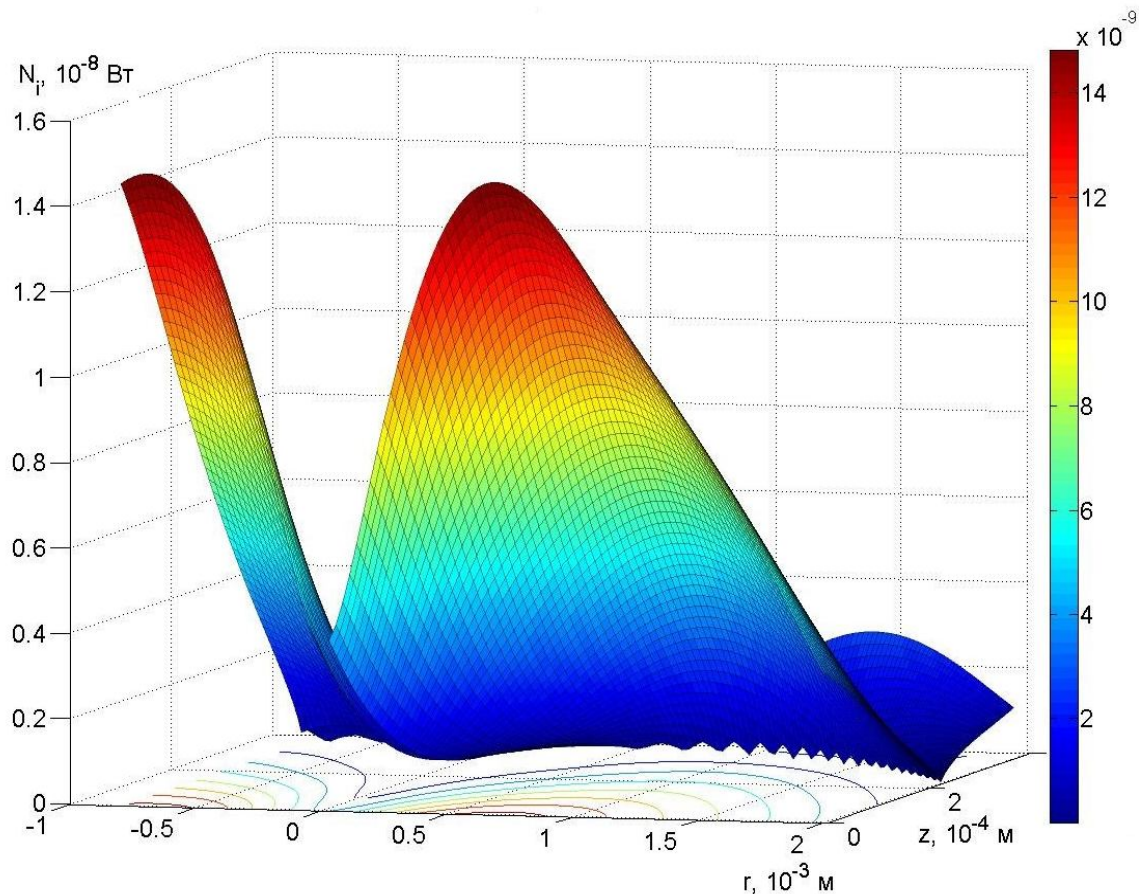


Рис. 4. Интенсивность напряжений  $\sigma_i$

Рис. 5. Изменение мощности деформирования  $N_i$ 

В каждой части возьмем по точке и вычислим функцию:

$$N_i = \sigma_T \epsilon_i^n(r_i, z_i, \theta_i) \epsilon_i(r_i, z_i, \theta_i) \Delta V_i.$$

Составим сумму:

$$S_n = N_1 + N_2 + N_3 + \dots + N_n.$$

При этом сам интеграл (5) будет представлять собой предел, к которому стремится  $S_n$ , когда наибольший из диаметров частных областей стремится к нулю.

Вычисление мощности деформирования по выше описанному алгоритму для рассматриваемого нами случая дает следующий результат —  $N \approx 35,21$  Вт.

### Заключение

Получены выражения, которые позволяют воспроизвести пространственную картину распределения деформаций в металле при алмазном выглаживании, что позволяет наглядно представить механизм протекания деформаций и упростить анализ деформированного состояния материала. Установлена функциональная связь между мощностью деформирования и параметрами режима обработки при алмазном выглаживании.

### Литература

1. Технологическое обеспечение эксплуатационных характеристик деталей ГТД [Текст] / В.А. Богуслаев., Ф.М. Муравченко, П.Д. Жеманюк. и др. — Запорожье: ОАО «Мотор Сич», 2003. — Часть 1. — 396 с.
2. Технологическое обеспечение эксплуатационных характеристик деталей ГТД [Текст] / В.А. Богуслаев., Ф.М. Муравченко, П.Д. Жеманюк. и др. — Запорожье: ОАО «Мотор Сич», 2003. — Часть 2. — 420 с.
3. Кабатов, А.А. Анализ финишных методов обработки поверхностным пластическим деформированием [Текст] / А.А. Кабатов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. — Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2013. — Вып. 58. — С. 49 — 54.
4. Кабатов, А.А. Структура исследования энергосиловых параметров процесса алмазного выглаживания [Текст] / А.А. Кабатов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. — Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2013. — Вып. 1(73). — С. 67 — 72.
5. Алексеев, Ю.Н. Вопросы пластического течения металлов [Текст] / Ю.Н. Алексеев. — Х.: Изд-во ХГУ, 1958. — 187 с.

6. Алексеев, Ю.Н. Введение в теорию обработки металлов давлением, прокаткой и резанием [Текст] / Ю.Н. Алексеев. – Х.: Изд-во ХГУ, 1969. – 107 с.

7. Алексеев, Ю.Н. Теоретическое исследование деформированного состояния при вдавливании сферического индентора в полупространство [Текст] / Ю.Н. Алексеев, В.К. Борисевич, П.И. Коваленко // Импульсная обработка металлов давлением: сб. науч. тр. – Х.: Изд-во ХАИ, 1975. – Вып. 5. – С. 112-116.

8. ГОСТ 25.503-97. Расчеты и испытания на прочность. Методы механических испытаний металлов. Метод испытания на сжатие [Текст]. – Взамен ГОСТ 25.503-80; введен 21.11.1997. – Минск: Межгосударственный совет по стандартизации, метрологии и сертификации, 1997. – 25 с.

9. Фихтенгольц, Г.М. Курс дифференциального и интегрального исчисления [Текст] / Г.М. Фихтенгольц. – М.: Физматлит, 2003. – 864 с.

*Поступила в редакцию 13.05.2013, рассмотрена на редколлегии 29.05.2013*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., первый заместитель директора В.А. Фадеев, Государственное предприятие «Харьковский машиностроительный завод «ФЭД» Харьков.

### **ВИЗНАЧЕННЯ ПОТУЖНОСТІ ПЛАСТИЧНОЇ ДЕФОРМАЦІЇ ПРИ АЛМАЗНОМУ ВИГЛАДЖУВАННІ**

*А.І. Долматов, О.О. Кабатов, М.О. Курін*

Сформульовано проблему необхідності дослідження енергосилових характеристик процесу алмазного вигладжування. Отримано вирази, які дозволяють відтворювати просторову картину розподілу деформацій у металі при алмазному вигладжуванні, що дозволяє наочно уявити механізм протікання деформацій і спростити аналіз деформованого стану матеріалу. Встановлено функціональний зв'язок між потужністю деформування і параметрами режиму обробки при алмазному вигладжуванні. Результати дослідження можуть бути корисні при визначенні такої важливої характеристики процесу як температура в зоні контакту алмазного індентора і деталі.

**Ключові слова:** алмазне вигладжування, пластична деформація, дисипація енергії, швидкість деформацій, інтенсивність напружень, потужність пластичної деформації.

### **POWER DEFINITION PLASTIC DEFORMATION AT THE DIAMOND SMOOTHING**

*A.I. Dolmatov, A.A. Kabatov, M.A. Kurin*

The problem of the need to studying the energy-power characteristics of the process of diamond smoothing has been formulated. The expressions that let you play the spatial pattern of the strain distribution in the metal at the diamond smoothing have been received. This allows visualizing the mechanism of the deformation and simplifying the analysis of the deformed state of the material. The functional relationship between the power of the deformation and the parameters of processing mode at diamond smoothing has been determined. The results can be useful in determining important characteristics such as the process temperature in the contact zone of the diamond indenter with part.

**Keywords:** diamond smoothing, plastic deformation, energy dissipation, strain rate, stress intensity, the power of plastic deformation.

**Долматов Анатолий Иванович** – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

**Кабатов Александр Александрович** – начальник технологического бюро цеха № 11 Государственного предприятия Харьковский машиностроительный завод «ФЭД», Харьков, Украина.

**Курин Максим Александрович** – канд. техн. наук, доцент кафедры производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kurin\_83@mail.ru.

УДК 658.629.7023.002

Л.Н. КОРНИЛОВ, В.В. ВОРОНЬКО, Ю.А. ВОРОБЬЕВ, И.А. ВОРОНЬКО

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

## ИНТЕНСИФИКАЦИЯ СБОРОЧНОГО ПРОИЗВОДСТВА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*Статья посвящена экономической оценке использования гибких производственных комплексов для сборки сборочных единиц летательных аппаратов с помощью специализируемых переналаживаемых приспособлений с числовым программным управлением. Предлагается рассчитывать годовой экономический эффект как разность приведенных затрат для базового и нового вариантов. Приведены конкретные результаты экономических расчетов для самолетов среднего класса и среднего масштаба производства. Определены условия, при которых использование гибких производственных комплексов экономически целесообразно.*

**Ключевые слова:** сборочная оснастка, гибкие производственные комплексы, технологическая себестоимость, приведенные затраты, экономическая целесообразность.

### Введение

Сборочное производство является довольно консервативным этапом процесса изготовления летательных аппаратов (ЛА). Методы сборки авиационных конструкций, оснастка для изготовления сборочных единиц (СЕ), средства механизации и автоматизации сборочных процессов, проектирование элементов сборочной производственной системы остаются неизменными или меняются незначительно за последние годы. Поэтому сборочные работы (учитывая особенности конструкции ЛА) механизированы и автоматизируются значительно медленнее, чем другие виды производства.

Традиционно оснастка сборочного производства по степени универсальности подразделяется на специальную, специализированную и универсальную (групповую) [1]. Эта оснастка предназначена для сборки узлов (нервюры, лонжероны, шпангоуты, крышки люков и т.п.), панелей (обшивка с продольным и поперечным набором, элементами крепления оборудования и т.п.), секций, отсеков и агрегатов.

Специальной считается оснастка, которая предназначена исключительно для сборки данной СЕ. Универсальная (групповая) оснастка используется для сборки типовых узлов и панелей широкой номенклатуры. Диапазон возможного применения этой оснастки определяется сходством технологических процессов сборки и габаритами СЕ.

Специализированная оснастка по своей универсальности занимает промежуточное положение между универсальной и специальной.

Такая классификация оснастки имеет значение, прежде всего, для определения рациональных мето-

дов и средств механизации и автоматизации сборочных процессов применительно к различным масштабам (годовой программе и трудоемкости сборки) выпуска новых изделий, а также для оценки экономической целесообразности их использования.

Совершенствование традиционной сборочной оснастки не может привести к созданию принципиально нового оснащения, т.к. используются ручные и машинно-ручные процессы труда: установка и фиксирование деталей в сборочных приспособлениях (СП), разметка и сверление отверстий, клепка и др.

С развитием информационных технологий появляется возможность придать специальной сборочной оснастке принципиально новые свойства. Эти новые свойства заключаются в том, что современные средства технологического оснащения (СТО) позволяют изменять контуры и геометрию СП. Появляется возможность выполнять на данном СП множество операций, осуществлять сборку различных СЕ. Сборочный процесс можно реализовывать по аналогии с мехобработкой: использование оборудования типа «обрабатывающий центр» даст возможность выполнять последовательно множество операций по изготовлению деталей.

Примером успешной роботизации процесса сборки является применение роботов в часовой промышленности, и как результат – повышение производительности труда при сборке часов в шесть раз. Экономическая целесообразность использования робототехнических комплексов для сборки СЕ является малоизученной областью, несмотря на быстрое развитие микропроцессорной техники, успехи робототехники и информатики.

### Постановка задачи исследования

Цель настоящей статьи – опубликовать результаты оценки экономической целесообразности использования робототехнических комплексов для сборки СЕ типа панелей, лонжеронов, шпангоутов, нервюр.

Сложность такой задачи определяется принципиально новыми формами подготовки, организации, планирования производства, проектирования технологических процессов и СЕ, принципиально новыми формами управления, контроля, обработки информации.

Опыт эксплуатации гибких производственных комплексов (ГПК) дает возможность утверждать, что их использование сокращает время производственного цикла до 30 раз, коэффициент сменности оборудования повышается до 2,5-2,7 при экономии производственной площади на 30-40% [2]. Эти данные относятся к приборостроению, радио и электронной промышленности. Для сборочного самолетостроительного производства расчеты экономической целесообразности ГПК осуществляются по методике, изложенной в [3].

### Основные результаты

1. В качестве критерия оценки экономической эффективности новой оснастки принята величина приведенных затрат, т.к. она наиболее полно отражает изменение затрат на изготовление СЕ, а также учитывает изменение затрат в основные и оборотные средства предприятия.

2. Экономическая целесообразность использования новой оснастки в значительной степени определяется уровнем механизации и автоматизации сборочных операций. Доля отдельных операций сборки в технологическом сборочном процессе определяется соотношениями, представленными в табл. 1 [4].

Как видно из приведенной таблицы, для повышения уровня механизации и автоматизации сборочных операций необходимо механизировать операции по выполнению соединений (сверление, клепка, зенкование, установка болтов). По данным В.П. Григорьева [5] удельная трудоемкость отдельных операций клепки в общей трудоемкости работ по соединению заклепками составляет

$$T_{\text{сверление}} = 0,37 \cdot T_{\text{оп}} ;$$

$$T_{\text{зенкование}} = 0,15 \cdot T_{\text{оп}} ;$$

$$T_{\text{вставка заклепок}} = 0,18 \cdot T_{\text{оп}} ;$$

$$T_{\text{клепки}} = 0,3 \cdot T_{\text{оп}} ,$$

где  $T_{\text{оп}}$  – оперативное время, т.е. даже при уменьшении  $T_{\text{клепки}}$  в 5 раз общее время  $T_{\text{оп}}$  уменьшается только на 24%. Поэтому надо идти по пути автоматизации всего процесса соединения в целом.

Таблица 1  
Содержание процесса сборки

| № п/п | Виды работ                                                         | Трудоемкость, % |
|-------|--------------------------------------------------------------------|-----------------|
| 1.    | Транспортировка, установка и съем собираемых составных частей (СЧ) | 5,1             |
| 2.    | Подготовка собираемых СЧ                                           | 5,7             |
| 3.    | Фиксация и расфиксация собираемых СЧ                               | 2,3             |
| 4.    | Установка и съем контрольных болтов                                | 8,2             |
| 5.    | Разметка отверстий под болты и заклепки                            | 2,2             |
| 6.    | Сверление и рассверливание отверстий                               | 16,4            |
| 7.    | Зенкование отверстий                                               | 7,1             |
| 8.    | Разделка отверстий                                                 | 4,0             |
| 9.    | Установка болтов                                                   | 10,7            |
| 10.   | Вставка заклепок и клепка                                          | 26,8            |
| 11.   | Прочие работы                                                      | 11,5            |
|       | Итого                                                              | 100,0           |

3. Организация специализированных цехов узловой и панельной сборки и концентрация сходных в конструктивно-технологическом отношении СЕ в одном цехе дает возможность широко использовать групповые СП вместо специальных. Имеются многочисленные работы, подтверждающие эффективность их использования. На основании опыта работы нескольких заводов по созданию групповых СП разработаны руководящие технологические материалы (РТМ) [6].

В этих материалах особо отмечается, что загрузка таких приспособлений достигает 80-95% (вместо 10-20% для специальных), количество их сокращается в 4-6 раз, занимаемая площадь уменьшается в 2-3 раза.

Аналогичная тенденция сравнительной эффективности групповых СП приведена в табл. 2 [7].

В соответствии с этой таблицей количество приспособлений может быть сокращено в 3 раза, необходимые производственные площади – в 2,5 раза, технологическая себестоимость оснастки сокращается в 3 раза.

При производстве изделия "Ту-134" преимущества использования групповых сборочных приспособлений характеризуются следующей таблицей 3 [8].

Количество оснастки сокращается в 3,5 – 4 раза, производственные площади в 4 – 5 раз, технологическая себестоимость оснастки в 4 раза.

Таблица 2

Сравнительная характеристика эффективности использования групповых и специальных сборочных приспособлений

| Сборочные единицы | Количество сборочных единиц | Специальная оснастка |                                               |                                            |                      | Групповая оснастка |                                               |                                            |                      |
|-------------------|-----------------------------|----------------------|-----------------------------------------------|--------------------------------------------|----------------------|--------------------|-----------------------------------------------|--------------------------------------------|----------------------|
|                   |                             | Количество, шт       | Площадь, занимаемая оснасткой, м <sup>2</sup> | Технологическая себестоимость оснастки, \$ | Коэффициент загрузки | Количество, шт     | Площадь, занимаемая оснасткой, м <sup>2</sup> | Технологическая себестоимость оснастки, \$ | Коэффициент загрузки |
| Шпангоуты         | 110                         | 55                   | 660                                           | 163,7                                      | 0,12                 | 8                  | 100                                           | 98,98                                      | 0,69                 |
| Нервюры           | 62                          | 16                   | 167                                           | 23,1                                       | 0,13                 | 8                  | 94                                            | 13,16                                      | 0,32                 |
| Балки             | 44                          | 44                   | 962                                           | 98,14                                      | 0,2                  | 22                 | 481                                           | 55,58                                      | 0,4                  |
| Шторки            | 20                          | 20                   | 294                                           | 85,96                                      | 0,1                  | 5                  | 76                                            | 24,08                                      | 0,34                 |
| Крышки            | 17                          | 12                   | 74                                            | 29,96                                      | 0,18                 | 6                  | 47                                            | 17,92                                      | 0,36                 |
| Панели            | 7                           | 3                    | 104                                           | 6,16                                       | 0,06                 | 1                  | 51                                            | 5,18                                       | 0,23                 |
| Хвостики          | 3                           | 3                    | 41                                            | 4,06                                       | 0,3                  | 1                  | 15                                            | 1,82                                       | 0,9                  |
| Носки             | 6                           | 6                    | 82                                            | 7,28                                       | 0,21                 | 2                  | 34                                            | 2,94                                       | 0,63                 |
| Обтекатели        | 6                           | 6                    | 89                                            | 7,0                                        | 0,21                 | 2                  | 38                                            | 3,78                                       | 0,62                 |
| Дефлекторы        | 2                           | 2                    | 25                                            | 3,22                                       | 0,2                  | 1                  | 13                                            | 1,82                                       | 0,4                  |
| Интерцепторы      | 2                           | 2                    | 25                                            | 3,22                                       | 0,53                 | 1                  | 13                                            | 1,82                                       | 1,0                  |
| Итого             | 279                         | 169                  | 2523                                          | 431,80                                     | 0,16                 | 57                 | 962                                           | 224,98                                     | 0,45                 |

Таблица 3

Преимущества использования групповых СП

| Сборочные единицы | Количество сборочных единиц | Специальная оснастка |                                               |                                            | Групповая оснастка |                                               |                                            |
|-------------------|-----------------------------|----------------------|-----------------------------------------------|--------------------------------------------|--------------------|-----------------------------------------------|--------------------------------------------|
|                   |                             | Количество, шт       | Площадь, занимаемая оснасткой, м <sup>2</sup> | Технологическая себестоимость оснастки, \$ | Количество, шт     | Площадь, занимаемая оснасткой, м <sup>2</sup> | Технологическая себестоимость оснастки, \$ |
| Силовые шпангоуты | 8                           | 8                    | 56,1                                          | 18804,8                                    | 2                  | 21,4                                          | 4662                                       |
| Рядовые шпангоуты | 3                           | 3                    | 35                                            | 3413,2                                     | 2                  | 6                                             | 1909,6                                     |
| Нервюры           | 42                          | 42                   | 101                                           | 53585                                      | 5                  | 10,6                                          | 13661,2                                    |
| Панели            | 16                          | 16                   | 494                                           | 94168,2                                    | 10                 | 118,7                                         | 22418,2                                    |
| Итого             | 69                          | 69                   | 686,1                                         | 169971,2                                   | 19                 | 146,7                                         | 42651                                      |

Следует отметить, что все приведенные сравнения касаются групповых СП, переналаживаемых «вручную», новая сборочная оснастка настраивается в автоматизированном режиме на основе полного электронного описания собираемого изделия (ПЭОИ).

Поэтому при расчете экономической эффективности новой оснастки следует учесть не только приведенные преимущества, но и значительные дополнительные затраты, связанные с разработкой программного обеспечения управления технологическими процессами сборки.

4. Годовой экономический эффект рассчитывался как разность приведенных затрат по сборке узлов, панелей для базового и нового вариантов.

В качестве базового варианта приняты условия сборки СЕ в агрегатно-сборочном цехе в специальных СП в соответствии с действующим технологическим процессом.

Новый вариант – сборка СЕ осуществляется в специализированном цехе узловой и панельной сборки с использованием специализируемых переналаживаемых приспособлений с ЧПУ [9] (ГАК – гибкий автоматизированный комплекс).

В состав предпроизводственных затрат по новому варианту должны быть включены:

- предпроизводственные затраты на НИР, ОКР, проектно-технологические разработки, создание автоматизированной системы информационного обеспечения, пакета стандартных программ работы отдельных специализируемых переналаживаемых приспособлений с ЧПУ, средств транспортировки, вспомогательных роботов, управляющих программ;

- затраты на приобретение (изготовление или модернизацию) технологического оборудования, его доставку, монтаж, отладку. В состав этих затрат входят стоимость средств управления, затраты на ЭВМ, программные средства;

- технологическая оснастка (инструменты, дополнительные приспособления) со сроком службы более года;

- затраты на технологическую подготовку производства.

В то же время эффект гибкости автоматизации обеспечивает экономию при переходе на изготовление других изделий. При переходе на новое изделие в базовом варианте потребовалось бы заменить всю или часть оснастки. В новом варианте (использование ГАК) отсутствуют или сведены к минимуму затраты на замену комплекта оснастки.

5. Заработная плата участников производства (основная и дополнительная) в базовом варианте определялась, исходя из трудоемкости сборки (сдельная форма оплаты труда). Заработная плата операторов, наладчиков, программистов, инженерно-технических рабочих (ИТР) и других категорий работников, работающих по обслуживанию ГАК в новом варианте (ИТР по управлению ходом технологического процесса и эксплуатации вычислительного комплекса или ЭВМ, рабочих по обслуживанию и эксплуатации технологической оснастки), определялась, исходя из среднегодовой заработной платы и численности персонала по специальностям и категориям (повременная форма оплаты труда).

6. Количество единиц сборочной оснастки для базового и нового вариантов определялись на основе классификатора узлов и панелей, разработанного для производства самолета среднего класса. На этом этапе решалась важная задача – определение типов СЕ, для которых сборка могла быть осуществлена в автоматизированных групповых СП.

Существующие системы отраслевой классификации имеют следующие общие признаки: конструктивная общность узлов, панелей, технологическая общность при изготовлении, применяемые при изготовлении оборудование и технологическая оснастка [1], [10]. Классификатор предусматривает выделение четырех классов СЕ, каждый из которых подразделяется на виды, группы и типы.

Каждый из выделенных типов СЕ представляет обобщенную панель, узел. Под обобщенной СЕ данного типа подразумевается общепринятое понятие, т.е. реальная или условная (искусственно созданная) СЕ, содержащая в своей конструкции все основные элементы, характерные для СЕ данного типа и являющиеся ее конструктивно-технологическим представителем. Количество типов СЕ определяет количество ГАК.

Эти основные положения (6 пунктов) приняты за основу для расчета экономического эффекта использования специализируемых переналаживаемых приспособлений с ЧПУ.

Для получения конкретных величин затрат и преимуществ базового и нового вариантов сборки в денежном выражении сделаны следующие допущения.

1. В качестве объекта изготовления принят самолет среднего класса.

2. За единицу продукции принят годовой объем производства самолетов, характеризующий среднесерийное производство.

3. Трудоемкость сборки СЕ в базовом и новом вариантах характеризует среднесерийное производство.

4. Стоимость приобретения и подготовки к работе одного ГАК приняты по существующей рыночной стоимости.

С учетом этих допущений получены следующие результаты, представленные в табл. 4.

При рассмотрении вариантов сборки возможны различные соотношения в изменениях единовременных и капитальных вложениях ( $K$ ) и текущих

затрат ( $C$ ). В нашем случае

$$(K_2) < (K_1) \text{ и } (C_2) < (C_1).$$

Поэтому источником образования готового экономического эффекта является экономия на себестоимости ( $\pm \Delta C$ ) и экономия на единовременных и капитальных вложениях ( $\pm \Delta K$ ).

Годовой экономический эффект равен

$$\mathcal{E}_{\text{годовой}} = [(C_1 + E_n \cdot K_1) - (C_2 + E_n \cdot K_2)],$$

или

$$\mathcal{E}_{\text{годовой}} = \Delta C + E_n \cdot \Delta K = 205318,65 + 0,2 \cdot 600189,92 = 325356,63\$.$$

Таким образом, для условий производства, оговоренных выше, использование гибких автоматизированных комплексов может дать экономический эффект  $\mathcal{E}_{\text{годовой}} = 325356,63\$$ .

Сравнение статей затрат технологической себестоимости сборки узлов, панелей, а также единовременных и капитальных затрат приведено на рисунках 1, 2.

Таблица 4

Расчет годового экономического эффекта сборки узлов, панелей с использованием гибких автоматизированных комплексов

| №№<br>п/п | Изменение статьи затрат<br>технологической себестоимости сборки                        | Затраты и экономия на себестоимости единовременных<br>и капитальных вложений, \$ (доллары)                              |                                                                                                                                      |                                                             |                |
|-----------|----------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------|----------------|
|           |                                                                                        | Базовый вариант<br>( $C_1$ ).<br>Сборка в цехах<br>агрегатной сборки<br>в специальных<br>сборочных приспособ-<br>лениях | Новый вариант<br>( $C_2$ ).<br>Сборка в специ-<br>ализированном цехе<br>узловой и пане-<br>льной сборки<br>с использо-<br>ванием ГАК | Источники образования<br>годового экономического<br>эффекта |                |
|           |                                                                                        |                                                                                                                         |                                                                                                                                      | $\pm \Delta C$                                              | $\pm \Delta K$ |
| 1.        | Заработная плата производственных рабочих                                              | 234918,75                                                                                                               | 147262,5                                                                                                                             | +87656,25                                                   |                |
| 2.        | Заработная плата цехового персонала                                                    | 111440                                                                                                                  | 76580                                                                                                                                | +34860                                                      |                |
| 3.        | Амортизация технологической оснастки                                                   | 188100                                                                                                                  | 166980                                                                                                                               | +21120                                                      |                |
| 4.        | Амортизация и содержание производственных площадей                                     | 98496                                                                                                                   | 24300                                                                                                                                | +74196                                                      |                |
| 5.        | Транспортные расходы                                                                   | 3248                                                                                                                    | 14938                                                                                                                                | -11690                                                      |                |
| 6.        | Ремонт оснастки                                                                        | 23712                                                                                                                   | 21049,6                                                                                                                              | +2662,4                                                     |                |
| 7.        | Затраты на хранение заделов незавершенного производства                                | 5782                                                                                                                    | 9268                                                                                                                                 | -3486                                                       |                |
| 8.        | Итого технологическая себестоимость сборки                                             | 665696,75<br>( $C_1$ )                                                                                                  | 460378,1<br>( $C_2$ )                                                                                                                | +205318,65                                                  |                |
| 9.        | Стоимость изменяющейся части площадей                                                  | Единовременные и капитальные затраты в основные<br>и оборотные средства                                                 |                                                                                                                                      |                                                             |                |
|           |                                                                                        | ( $K_1$ )                                                                                                               | ( $K_2$ )                                                                                                                            | $\pm \Delta C$                                              | $\pm \Delta K$ |
|           |                                                                                        | 912000                                                                                                                  | 225000                                                                                                                               |                                                             | +687000        |
| 10.       | Стоимость изменяющейся части оснастки                                                  | 570000                                                                                                                  | 506000                                                                                                                               |                                                             | +64000         |
| 11.       | Стоимость объема незавершенного производства                                           | 71064,67                                                                                                                | 195789                                                                                                                               |                                                             | -124724,33     |
| 12.       | Стоимость изменяющейся части площадей для хранения заделов незавершенного производства | 43337,25                                                                                                                | 69423                                                                                                                                |                                                             | -26085,75      |
| Итого     |                                                                                        | 1596401,92                                                                                                              | 996212                                                                                                                               |                                                             | 600189,92      |

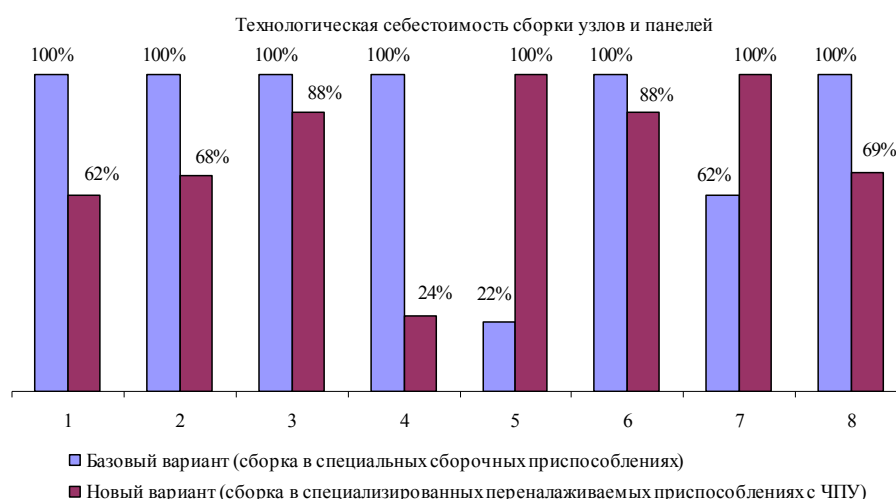


Рис. 1. Сравнение статей затрат технологической себестоимости сборки узлов, панелей  $C_{пр.} = C + K_{эф.} + K$  :

1 – технологическая себестоимость сборки ( $C$ ); 2 – стоимость изменяющейся части производственных площадей ( $P_{пл.}$ ); 3 – стоимость изменяющейся части оснастки ( $P_{осн.}$ ); 4 – стоимость изменяющейся части объема производства ( $H$ ); 5 – стоимость производственных площадей для хранения заделов незавершенного производства ( $E$ ); 6 – приведенные затраты ( $C_{пр.}$ )

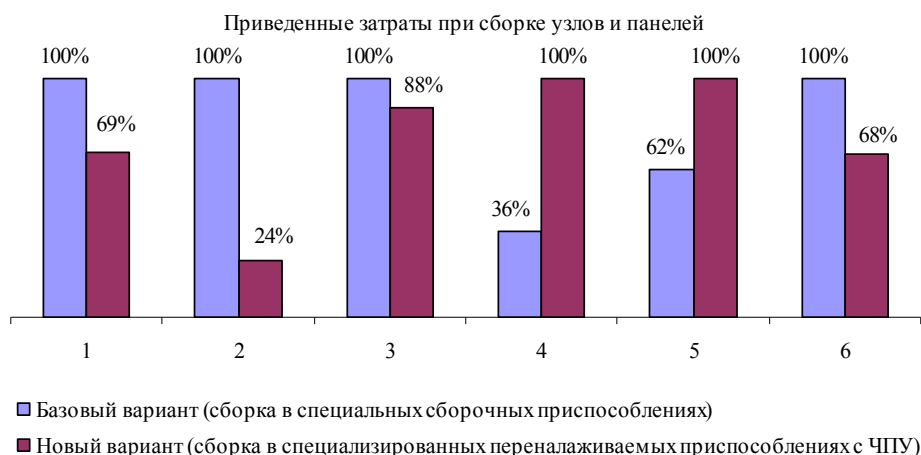


Рис. 2. Сравнение приведенных затрат при сборке узлов и панелей  $C = Z_1 + Z_2 + A_{\text{осн.}} + A_{\text{пл.}} + T + R + Z_3$ :

- 1 – заработная плата производственных рабочих ( $Z_1$ ); 2 – заработная плата цехового персонала ( $Z_2$ );  
 3 – расходы на амортизацию технологической оснастки ( $A_{\text{осн.}}$ ); 4 – расходы на амортизацию и содержание площадей ( $A_{\text{пл.}}$ ); 5 – транспортные расходы, расходы на транспортировку узлов, панелей ( $T$ );  
 6 – расходы на ремонт оснастки ( $R$ ); 7 – расходы на хранение заделов незавершенного производства ( $Z_3$ );  
 8 – технологическая себестоимость сборки ( $C$ )

## Заключение

1. Расчеты показывают, что при определенных условиях применение ГАК в сборочном производстве экономически целесообразно.

2. Следует отметить, что основная сложность обоснования применения ГАК в сборке заключается не в сфере расчетов экономической целесообразности, а в том, что ГАК является только частью гибких производственных систем (ГПС), объединяющих цеховые гибкие автоматизированные производства, САПР СЕ, технологических процессов, автоматизацию управления многогранной деятельностью предприятия. Для машиностроительных предприятий такие объединенные системы являются перспективной задачей на ближайшие годы.

## Литература

- Бойцов, В.В. *Механизация и автоматизация в мелкосерийном и серийном производстве* [Текст] / В.В. Бойцов. – М.: Машиностроение, 1994. – 416 с.
- Попов, Е.П. *Робототехника и гибкие производственные системы* [Текст] / Е.П. Попов. – М.: Наука, 1997. – 192 с.
- Определение рациональной производственной структуры цехов агрегатно-сборочного самолетостроительного производства. *Вопросы проектирования и производства летательных аппаратов* [Текст] / Л.Н. Корнилов, В.В. Воронько, Ю.А. Воробьев, К. Матцнер // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та

им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» – Вып. 3(72). – Х., 2012. – С. 36-49.

4. *Разработка технологических материалов для проектирования цеха сборки панелей самолета ИЛ-18 на базе типизации и комплексной механизации элементов технологического процесса: отчет о НИИР* [Текст] / Куйбышевский филиал НИИТ; рук. Корнилов Л.Н. – Куйбышев, 1971. – №051-02.

5. *Механизация и автоматизация процессов производства в машиностроении* [Текст]: сб. науч. трудов НИИТ. – 1981. – №142.

6. *Руководящие технологические материалы* [Текст]: сб. науч. трудов НИИТ. – 1981. – Инв. №1328.

7. Уланов, М.Е. *Эффективность специализации агрегатно-сборочных цехов* [Текст] / М.Е. Уланов // *Авиационная промышленность*. – 1972. – №10.

8. *Разработка технической документации по созданию специализированных участков в сборочных цехах: отчет о НИИР* [Текст] / Укрфилиал НИИТ, рук. Корнилов Л.Н. – К., 1966. – Инв. №17051.

9. *Метод автоматизированной конвейерной сборки планера самолета* [Текст] / В.С. Кривцов, Ю.А. Воробьев, В.В. Воронько, В.Е. Зайцев // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*: Сб. науч. трудов. – Вып. 55. – Харьков: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ», 2012. – С. 5 – 13.

10. *Классификатор узлов, собираемых на специализированных участках по конструктивно-технологическим признакам: отчет о НИИР* [Текст] / Укрфилиал НИИТ, рук. Корнилов Л.Н. – К., 1966. – Инв. №17053.

Поступила в редакцию 19.05.2013, рассмотрена на редколлегии 29.05.2013

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., зав. каф. Ф.В. Новиков, Харьковский национальный экономический университет, Харьков.

### ІНТЕНСИФІКАЦІЯ СКЛАДАЛЬНОГО ВИРОБНИЦТВА ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

*Л.М. Корнілов, В.В. Воронько, Ю.А. Воробйов, І.О. Воронько*

Стаття присвячена економічній оцінці використання гнучких виробничих комплексів для складання складальних одиниць літальних апаратів за допомогою спеціалізованих переналагоджуваних пристосувань з числовим програмним управлінням. Пропонується розраховувати річний економічний ефект як різницю приведених витрат для базового і нового варіантів. Наведено конкретні результати економічних розрахунків для літаків середнього класу та середнього масштабу виробництва. Визначено умови, за яких використання гнучких виробничих комплексів економічно доцільно.

**Ключові слова:** складальна оснастка, гнучкі виробничі комплекси, технологічна собівартість, наведені витрати, економічна доцільність.

### INTENSIFICATION ASSEMBLY OF AIRCRAFT PRODUCTION

*L.M. Kornilov, V.V. Voronko, Yu.A. Vorobyov, I.O. Voronko*

The article is devoted to the economic evaluation of the use of flexible manufacturing systems for the assembly of subassemblies of aircraft using specialized, readjustable tools with numerical control. It is proposed to calculate the annual economic effect as the difference in reduced costs for the base and the new options. The concrete results of economic calculations for aircraft middle-class and middle-scale production. Defined conditions under which the use of flexible manufacturing systems economically feasible.

**Keywords:** assembly equipment, flexible manufacturing systems, process cost, reduced costs, the economic feasibility.

**Корнілов Лев Николаевич** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри економіки, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

**Воронько Виталий Владимирович** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри технології виробництва летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: vitaliy.voronko@gmail.com.

**Воробьев Юрий Анатольевич** – канд. техн. наук, профессор, профессор кафедри технології виробництва летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: yuriy.vorobyov@gmail.com.

**Воронько Ирина Алексеевна** – аспірант кафедри технології виробництва летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: irina-voronko@ukr.net.

УДК 621.791.039

**Е.А. ФРОЛОВ, О.В. БОНДАРЬ, С.И. КРАВЧЕНКО***Полтавский национальный технический университет имени Юрия Кондратюка, Украина***КРИТЕРИИ ОЦЕНКИ КОНСТРУКТИВНЫХ И СИЛОВЫХ ПАРАМЕТРОВ УНИВЕРСАЛЬНЫХ СВАРОЧНЫХ СБОРНО-РАЗБОРНЫХ ПРИСПОСОБЛЕНИЙ**

*В статье представлены основные схемы силового взаимодействия в универсальных сварочных сборно-разборных приспособлениях при изготовлении сложных сварных изделий. Установлены факторы влияния и критерии оценки параметров приспособлений. Определены основные требования конструкции, обеспечивающие высокую работоспособность, надежность и универсальность при одновременной минимизации параметров основных элементов компоновок. Установлено, что решающее значение для оценки конструктивных параметров приспособлений имеет жесткость и прочность всей конструкции, а в особенности опорно-корпусных элементов.*

**Ключевые слова:** сборка, сварка, приспособления, универсальность, переналадка, прочность, жесткость, работоспособность.

**Введение**

Опыт передовых предприятий авиастроения и машиностроения показал, что одним из эффективных путей сокращения затрат и сроков подготовки производства изделий сварных конструкций является широкое применение переналаживаемой оснастки. Условия эксплуатации приспособлений предъявляют к ним ряд требований, от степени удовлетворения которых зависит технологическое совершенство конструкций и эффективность применения приспособлений при освоении новых видов продукции.

**1. Постановка проблемы и анализ последних исследований и публикаций**

Универсальные сборочно-сварочные приспособления (УССП) в процессе эксплуатации подвергаются воздействию силовых нагрузок, особенно при изготовлении металлоемких конструкций, а поверхности их элементов — абразивному износу и действию брызг расплавленного металла при сварке. Вопросы обеспечения надежности, долговечности конструкции в целом и рабочих поверхностей сборочно-сварочных приспособлений в условиях единичного мелкосерийного производства освещены в работах [1–3].

Силовые взаимодействия в сборочно-сварочных приспособлениях, в том числе и в компоновках УССП, определяются характером происхождения, изменения во времени и условиями при-

ложения эксплуатационных нагрузок, их воздействием на элементы приспособлений и взаимодействием последних между собой. Однако в технической литературе недостаточно исследованы вопросы влияния конструктивных и силовых параметров УССП на долговечность и работоспособность в условиях серийного производства изделий.

**Целью** настоящей работы является изучение влияния и определение критериев оценки силовых параметров конструктивных элементов УССП.

**2. Основная часть**

По характеру происхождения нагрузки, действующие на элемент УССП, можно разделить на следующие виды:

- нагрузки, создаваемые прижимными устройствами в процессе установки и закрепления заготовок в приспособлениях,  $P$ ;
- нагрузки, создаваемые массой сварных конструкций,  $G$ ;
- нагрузки, вызываемые усадочными явлениями, происходящими в зоне сварных швов в результате нагрева металла при сварке и последующего его охлаждения,  $Q$ ;
- нагрузки, создаваемые крепежными элементами в стыках и соединениях при сборке УССП, так называемые монтажные нагрузки,  $P_m$ .

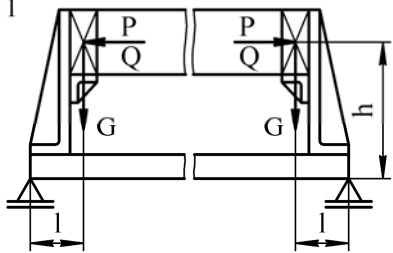
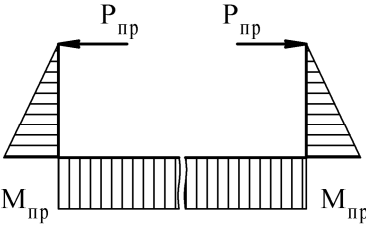
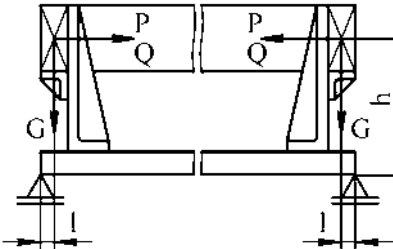
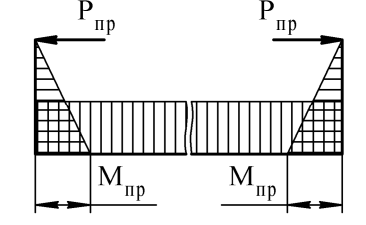
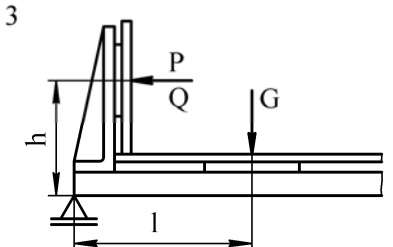
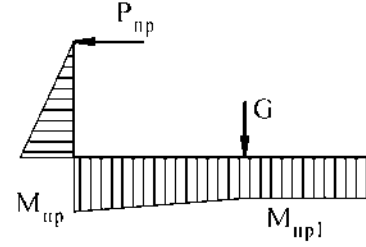
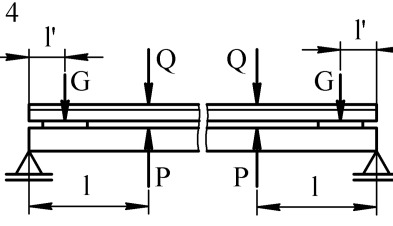
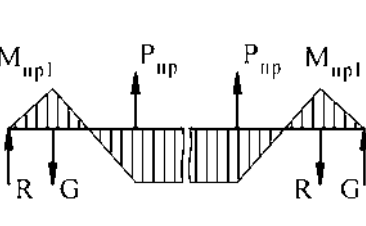
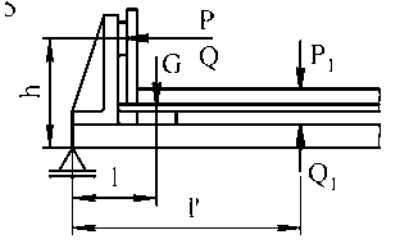
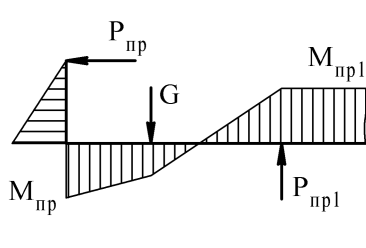
По условиям приложения эксплуатационные нагрузки статические. Динамические нагрузки могут иметь место лишь в результате нарушения правил эксплуатации приспособлений.

Основной характеристикой силовых взаимодействий в компоновках УССП являются схемы нагружения приспособлений и их элементов. Для выявления типовых схем нагружения проведен структурный анализ конструкций универсальных сборочно-сварочных приспособлений.

В табл. 1 представлены основные компоновочные схемы УССП, из которых следует, что все нагрузки, действующие в приспособлениях, воспринимаются, в основном, опорно-корпусными элементами и через соединения передаются базовым основаниям.

Таблица 1

Типовые схемы нагружения элементов УССП

| Компоновочная схема приспособления                                                           | Расчетная схема нагружения                                                           | Параметры нагрузок                                                                                                                |
|----------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <p>1</p>    |    | $M_{нр} = P_{нр} \cdot h,$ $P_{нр} = P \pm Q - G \cdot l / h$                                                                     |
| <p>2</p>   |   | $M_{нр} = P_{нр} \cdot h,$ $P_{нр} = P \pm Q - G \cdot l / h$                                                                     |
| <p>3</p>  |  | $M_{нр} = P_{нр} \cdot h,$ $M_{нр1} = P_{нр} \cdot h - G \cdot l,$ $P_{нр} = P \pm Q$                                             |
| <p>4</p>  |  | $M_{нр} = P_{нр} (l - l'),$ $M_{нр1} = G \cdot l',$ $P_{нр} = P \pm Q$                                                            |
| <p>5</p>  |  | $M_{нр} = P_{нр} \cdot h,$ $M_{нр1} = P_{нр} \cdot h - G \cdot l + P_{нр1} (l - l'),$ $P_{нр} = P \pm Q,$ $P_{нр1} = P_1 \pm Q_1$ |

Основной расчетной схемой нагружения опорно-корпусных элементов является схема консольной жестко зашумленной балки, нагруженной на свободном конце сосредоточенной силой  $P_{пр}$  (схема 1–3). Базовые основания представляются в виде пластин или плит, нагруженных постоянными изгибающими моментами  $M_{пр}$  (схемы 1–2), моментами  $M_{ис} = Q \cdot l$  от сил, перпендикулярных срединной плоскости пластины или плиты (схема 4) или композицией моментов  $M_{пр}$  и  $M_{ис}$  (схемы 3; 5). При этом, нагружение базовых оснований моментами может быть одноосным или двухосным.

По методу опирания базовые основания могут быть представлены как конструкции свободно опертые по контуру (для приспособлений первой, второй и, частично, третьей серий) или жестко закрепленные в определенных местах (для приспособлений третьей, четвертой и пятой серий). При этом основными вариантами жесткого крепления базовых оснований является крепление их в четырех, шести и девяти точках.

Передача и распределение эксплуатационных нагрузок в приспособлениях осуществляется элементами соединения с базовым основанием. Из рис. 1 и рис. 2 видно, что соединение нагружено опрокидывающим моментом  $M_{опр} = M_{пр} = P_{пр} \cdot h$  и сдвигающим усилием  $P_{пр}$ . Опрокидывающий момент воспринимается крепежными элементами соединения и нагружает их дополнительным осевым усилием  $R = P_{пр} \cdot h \cdot l^{-1}$ .

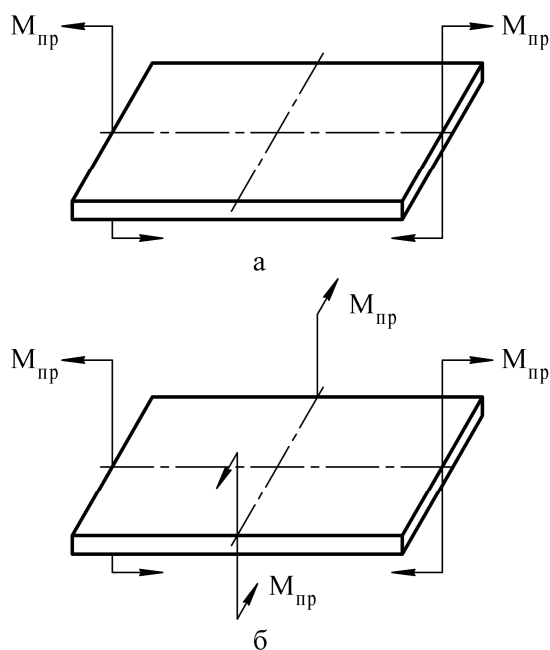


Рис. 1. Варианты нагружения базовых оснований

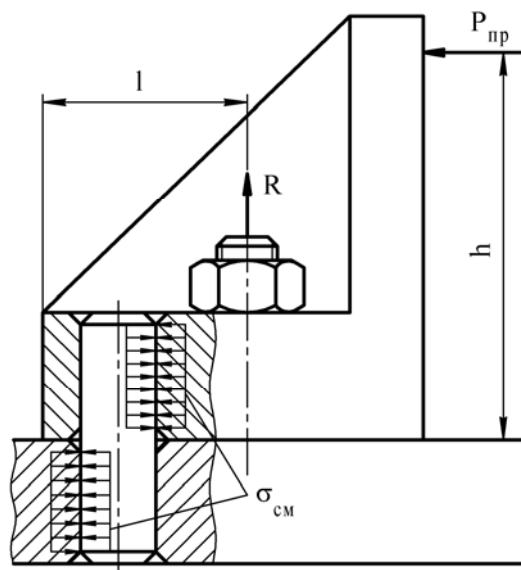


Рис. 2. Силовые взаимодействия в соединении

Сдвигающее усилие передается установочным элементам (шпонкам, штифтам и пр.) и вызывает в них деформации смятия поверхностей и среза.

Кроме рассмотренных выше схем нагружения, в приспособлениях довольно часто встречаются случаи местного нагружения базовых оснований вертикальными усилиями (см. таблицу 1, схема 5). С точки зрения оптимизации мест приложения эти усилия являются «блуждающими» и ввести их в расчетную схему приспособления весьма затруднительно. Их действие вызывает появление местных деформаций и напряжений, влияние которых может быть учтено коэффициентом запаса прочности (рис. 2).

Таким образом, все разнообразие силовых взаимодействий, встречающихся в приспособлениях, может быть сведено к рассмотренным схемам нагружения, что значительно упрощает методику расчета и исследования конструкций разрабатываемых приспособлений.

Анализ силовых взаимодействий и схем нагружения УССП показывает, что в качестве расчетного значения эксплуатационной нагрузки должна быть принята приведенная сила, равная сумме расчетных нагрузок, то есть:

$$P_{пр} = P + G + Q.$$

Это соответствует расчетной схеме приспособления, когда все действующие в нем силы, строго совпадают по направлению.

Как уже отмечалось, целью разработки и внедрения УССП является обеспечение гибкости и мобильности средств технологического оснащения серийного производства путем замены неразборных сварочных приспособлений, создание материально-

технической базы ускоренной подготовки производства и обеспечение требуемой точности и качества изготовления сварных конструкций.

Анализ конструкций сборочно-сварочных приспособлений и опыта их эксплуатации, показал, что для достижения поставленной цели УССП должны сочетать в себе положительные качества специальных, универсально-сборных и других переналаживаемых приспособлений.

Учитывая изложенное, в качестве основных требований, предъявляемых к конструкции УССП, можно выделить следующее:

1. Структурно УССП должны состоять из минимального количества унифицированных конструкций деталей и сборочных единиц (далее по тексту – элементов), обеспечивающих сборку всего потребного многообразия сборочно-сварочных приспособлений.

2. Конструкция элементов УССП и способы их соединения должны обеспечивать быструю, надежную и удобную сборку приспособлений, а также возможность их оперативной переналадки без механической доработки элементов.

3. Технические решения, заложенные в конструкцию УССП, должны максимально удовлетворять принципам машинного проектирования приспособлений.

4. Компонировка УССП должны обладать единством принципиальной конструкции, одинаковыми показателями прочности и жесткости (т.е. быть равнопрочными), а их элементы – функциональной взаимозаменяемостью и высокой унификацией конструктивного исполнения.

5. Жесткость элементов УССП должна быть достаточной, чтобы эффективно способствовать снижению или предотвращению остаточных деформаций и обеспечению требуемой точности изготовления сварных конструкций.

6. Прочность элементов УССП и износостойкость их поверхностей должны обеспечивать надежную работу приспособлений в течение 10...12 лет.

7. Способы соединения элементов УССП должны обеспечивать стабильность размеров приспособлений в течение всего периода их эксплуатации, при транспортировании и хранении.

8. Жесткость соединения элементов УССП должна быть не ниже жесткости пальцевого соединения, применяемого в конструкциях специальных и переналаживаемых приспособлений.

9. Собираемость элементов приспособлений, или вероятность того, что произвольно установленные друг на друга элементы УССП всегда могут быть надежно соединены, должна быть максимально возможной, но не ниже 80%.

10. Конструкции элементов УССП должны быть максимально просты, технологичны и предусматривать возможность их изготовления высокопроизводительными методами из прогрессивных заготовок.

11. Абсолютная металлоемкость (масса) приспособлений из элементов УССП не должна превышать металлоемкость (массу) неразборных специальных приспособлений (НСП) более чем на 10...15%.

12. Приспособления из элементов УССП должны быть удобны в эксплуатации и обеспечивать:

– свободный доступ к местам установки и сварки заготовок собираемых конструкций, к органам управления зажимных и фиксирующих устройств;

– быструю, удобную и надежную установку заготовок собираемых конструкций и свободное их удаление из приспособления после сварки;

– наиболее рациональный порядок сборки и сварки изделий при минимальном количестве переустановок или кантовок;

– безопасные условия работы.

## Заключение

Изложенные требования и критерии оценки конструктивных и силовых параметров УССП предполагают обеспечение высокой универсальности, работоспособности и долговечности приспособлений при одновременной минимизации конструктивных параметров их элементов. В этих условиях решающее значение для оценки конструктивных параметров приобретает прочность и жесткость всей конструкции.

## Литература

1. Жолткевич, Н.Д. *Обратимая технологическая оснастка для гибких производственных систем [Текст] / Н.Д. Жолткевич, А.Я. Мовшович, В.И. Глуценко. – К.: Техника, 1992. – 215 с.*
2. Ряховский, А.В. *Научные основы конструирования технологической оснастки для автоматизированных производств [Текст] / А.В. Ряховский // Сб. научных трудов НТУ «ХПИ». – Вып. 1(10), 2005. – С. 3–7.*
3. *Конструкции универсальных сборно-разборных приспособлений для сборочно-сварочных работ (УСПП-С) [Текст] / А.Я. Мовшович, К.А. Изотова, Ю.А. Черная, О.В. Бондарь // Машиностроение: сб. науч. трудов УИПА. – Вып. 9, 2012. – С. 148–161.*

*Поступила в редакцию 16.04.2013, рассмотрена на редколлегии 24.04.2013*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., проф. кафедры Интегрированных технологий и сварочного производства А.Я. Мовшович, Украинская инженерно-педагогическая академия, Харьков.

### **КРИТЕРІЇ ОЦІНКИ КОНСТРУКТИВНИХ І СИЛОВИХ ПАРАМЕТРІВ УНІВЕРСАЛЬНИХ ЗВАРЮВАЛЬНИХ ЗБІРНО-РОЗБІРНИХ ПРИСТОСУВАНЬ**

*Є.А. Фролов, О.В. Бондар, С.І. Кравченко*

У статті представлено основні схеми силової взаємодії в універсальних зварювальних збірно-розбірних пристосуваннях при виготовленні складних зварних виробів. Встановлено фактори впливу та критерії оцінки параметрів пристосувань. Визначено основні вимоги конструкції, що забезпечують високу працездатність, надійність та універсальність при одночасній мінімізації параметрів основних елементів компоновок. Встановлено, що вирішальне значення для оцінки конструктивних параметрів пристосувань має жорсткість і міцність усієї конструкції, а особливо опорно-корпусних елементів.

**Ключові слова:** складання, зварювання, пристосування, універсальність, переналагодження, міцність, жорсткість, працездатність.

### **ANALYSIS CRITERIA OF DESIGN AND FORCE PARAMETERS FOR MULTI-PURPOSE WELDING ASSEMBLY AND DISASSEMBLY FIXTURES**

*E.A. Frolov, O.V. Bondar, S.I. Kravchenko*

This article presents the main diagrams of structural interaction in multi-purpose welding assembly and disassembly fixtures under manufacturing of sophisticated welded items. Provision has been made for determination of analysis criteria and influence on fixture parameters. Main structural requirements providing high operability, reliability and multi-purpose while minimizing the layout parameters of the main elements have been defined. Found that the decisive design parameters for evaluation device has a rigidity and strength of the entire structure, and especially the support-hull elements.

**Keywords:** assembly, welding, fixtures, multi-purpose, readjustment, strength, stiffness, operability.

**Фролов Евгений Андреевич** – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой технологии машиностроения, Полтавский национальный технический университет имени Юрия Кондратюка, Полтава, Украина.

**Бондарь Олег Валентинович** – аспирант кафедры технологии машиностроения, Полтавский национальный технический университет имени Юрия Кондратюка, Полтава, Украина, e-mail: kafechmash@inbox.ru.

**Кравченко Сергей Иванович** – канд. техн. наук, доцент кафедры технологии машиностроения, Полтавский национальный технический университет имени Юрия Кондратюка, Полтава, Украина.

УДК 621.981.06

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

## **СОЗДАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ПРАВКИ И ДОВОДКИ ФОРМЫ МОНОЛИТНЫХ ПАНЕЛЕЙ БЕЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПРЕССА**

*В статье рассмотрен метод формообразования и доводки формы ребристых панелей методом локального деформирования ребер панели совместно с полотном. Предложен метод повышения точности формы монолитных панелей путем применения доводки панелей при их контроле по носителям форм. Предложены возможные схемы устройств для деформирования панели без применения пресса. Приведено описание экспериментального устройства и опыт его эксплуатации на панелях из алюминиевого сплава. Описаны особенности использования метода и устройства в самолетостроительном производстве.*

**Ключевые слова:** монолитные панели, правка, разводка, посадка, прогиб, остаточный прогиб, угол пружинения.

### **Введение**

Создание самолетов большой грузоподъемности требует решения ряда научно-технических задач, связанных с получением заготовок больших габаритов, и разработки технологических процессов их обработки, формоизменения и упрочнения.

Так, например, в конструкции самолета Ан-124 использовались заготовки до 30 м длиной, и при его создании были разработаны специальные технологические процессы. В настоящее время по литературным данным ряд стран проектирует самолеты ещё большей грузоподъемности, при создании которых потребуются заготовки гораздо больших размеров, предположительно, до 50-80 м длиной.

Ряд известных технических процессов не вполне может быть применим к заготовкам таких габаритов. Одним из таких процессов является формообразование крупногабаритных заготовок, их правка и доводка по носителям форм и размеров, так как перемещение крупногабаритных деталей относительно пресса технически проблематично и требует больших потерь вспомогательного времени.

В конструкции тяжелых самолетов нашли широкое применение монолитные панели, которые имеют ряд технологических и конструктивных преимуществ по сравнению со сборной конструкцией. Такие панели позволяют уменьшить массу конструкции при равной прочности, повысить ресурс изделия, уменьшить объем сборочных работ, применить местную герметизацию вместо сплошной.

Однако при использовании монолитных панелей снижается коэффициент использования материала по сравнению со сборной конструкцией, тре-

буется повышенная мощность станочного оборудования, повышается стоимость полуфабрикатов, удлиняется цикл производства. Серьезной технологической проблемой является формообразование монолитных панелей особенно в связи с тенденцией увеличения габаритов панелей [1].

Применяемые технологические методы не обеспечивают достаточную точность формообразования вследствие существенных отклонений геометрических размеров после механической обработки. Используемые методы обладают низкой производительностью формообразования и контроля формы поверхности после формообразования. В применяемых технологических методах сложным вопросом является обеспечение равномерного совместного деформирования полотна и ребер панелей. Вследствие неточности формы панелей при сборке конструкции часто используют так называемую упругую сборку, которая предусматривает увеличение остаточных напряжений деталей изделия [2].

Вследствие этих причин, а также вследствие нестабильности процесса деформирования панелей с малыми упруго - пластическими деформациями формообразование панелей ведут последовательно методом приближений с межоперационным контролем геометрии панелей. Как правило, для контроля формы используются пространственные носители форм и размеров, например, координатный стенд, оснащенный комплектом шаблонов сечений.

### **Постановка задачи исследования**

Повышение производительности можно достичь путем использования устройств, позволяющих

производить местную гибку участков панелей непосредственно при контроле геометрии на координатном стенде.

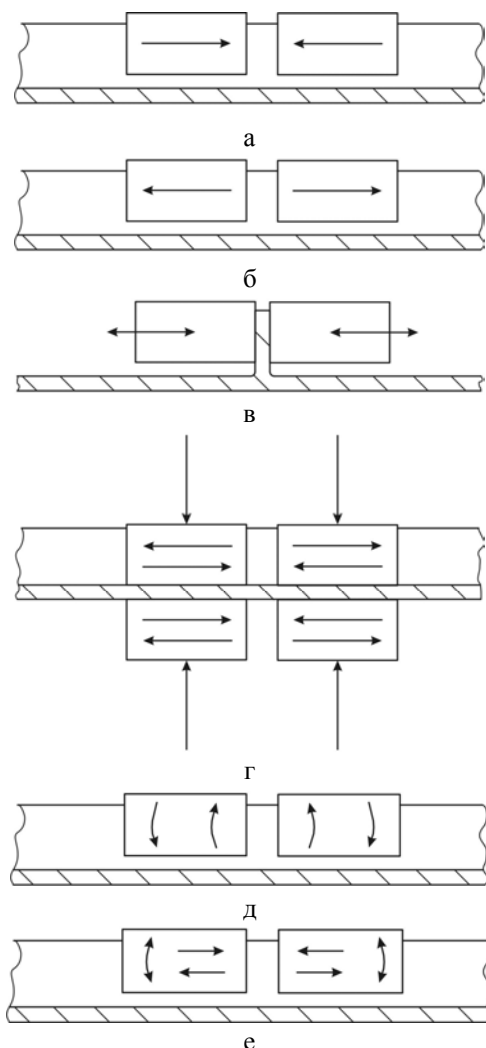


Рис. 1. Основные схемы деформирования ребер панелей при правке

При анализе схем деформирования ребер при правке рассматривались следующие основные схемы, представленные на рис. 1.

Правка и доводка ребер возможна методом посадки (рис. 1, а) или разводки ребра (рис. 1, б). В отличие от деформирования профилей при использовании такого метода технологическое усилие должно быть увеличено настолько, чтобы обеспечить упругие деформации полотна панели в осевом направлении. Так как площадь полотна, вовлекаемая в деформирование, значительная, то это требует увеличения сил сцепления ребра панели и губок устройства для правки. Расчеты показывают, что для реализации деформирования по такой схеме гибки необходимо выполнять с насечками, что неприемлемо для таких изделий.

Существенное уменьшение технологического усилия можно получить правкой за счет обжатия ребра (рис. 1, в). Однако таким методом можно осуществлять правку только в одну сторону, а именно, с образованием вогнутости поверхности панелей.

Этот недостаток можно исключить применением схемы, в которой осуществляется разводка полотна панели (рис. 1, г). Однако в этом случае требуется большое технологическое усилие, устройство будет иметь значительную массу и др.

При правке можно существенно уменьшить участок деформирования и угол гибки, если использовать схему, в которой (рис. 1, д) деформирование производится двумя моментами, приложенными к двум участкам ребра и направленными навстречу друг другу. Это позволяет существенно уменьшить зону деформирования, а, следовательно, угол гибки под нагрузкой и угол пружинения. Зона упругого деформирования полотна панели и соседних ребер незначительная и это взаимодействие ребер и полотна не оказывает влияния на процесс в очаге деформации [3].

Этот эффект можно еще более усилить приложением осевых усилий к ребру. Если к моментам, образующим выпуклость панели, приложить осевые усилия сжатия, то угол пружинения еще более уменьшится за счет увеличения зоны пластической деформации сечения ребра. Аналогично этот же эффект будет проявляться, если при образовании моментами вогнутости панели к ребру приложить усилия растяжения. Данная схема (рис. 1, е) обладает также следующими преимуществами: сравнительно небольшое усилие деформирования, возможность правки в обе стороны, возможность использования губок без насечек.

При рассмотрении возможных схем свободная гибка не рассматривалась как неприемлемая при формообразовании на контрольном стенде.

### Методика решения задачи

При проектировании инструмента рассматривались следующие схемы деформирования по основным признакам:

- а) по схеме приложения усилий:
  - приложением осевых усилий к ребру;
  - приложении моментов изгиба ребра;
  - сочетанием осевых усилий и изгибающих моментов;
  - приложением осевых усилий к ребру с совместным деформированием полотна.
- б) по способу закрепления инструмента на ребре:
  - рычажное закрепление;

- клиновое закрепление;  
в) по степени универсальности с возможностью выполнения:

- только посадки ребра;
- только разводки ребра.

Анализ показал, что преимуществами обладает конструкция инструмента с рычажным закреплением на ребре и приложением изгибающих моментов совместно с осевыми усилиями. Устройство может быть приспособлено как для посадки, так и для разводки. Создание устройства только для посадки или разводки дает уменьшение массы инструмента, однако это уменьшение не может быть решающим.

Разработанный и изготовленный в Харьковском авиационном институте инструмент для правки и доводки оребренных панелей работает по принципу местной гибки ребер панелей с малыми углами гибки. Схематически инструмент изображен на рис. 2.

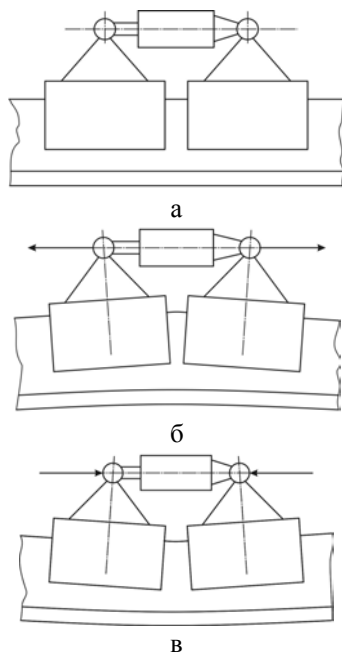


Рис. 2. Принцип работы механизированного инструмента для правки и доводки панелей: а – исходное положение; б – положение консолей в момент разводки; в – в момент посадки

Внешний вид инструмента представлен на рис. 3. Принцип его работы заключается в том, что на участке ребра жестко закрепляются две консоли. Закрепление консолей осуществляется за счет сил трения с помощью рычажной системы, при этом насечки на губках отсутствуют. Для осуществления правки в ту или иную сторону консоли сводятся или разводятся в плоскости ребра панели. Сведение или разведение, т.е. посадка или разводка ребра производится с помощью пневматического цилиндра. По-

сле проведения правки консоли освобождаются от ребра, а сами консоли возвращают в исходное положение.

Экспериментальные исследования технологии правки и доводки проводились на образцах натурального сечения ребер панелей с прилегающим участком полотна. Для исследования применялись образцы из материала Д16Т.

Измерение геометрии образцов производилось до и после деформирования. Измерялись следующие величины:

- прогиб в момент приложения нагрузки на базе 180 мм;
- остаточный прогиб на базе 180 мм;
- угол пружинения, который определялся расчетным путем по величине прогиба.

Исследования процесса правки и доводки панелей проводились также на образце панели из материала Д16Т натурального сечения. Измерение геометрии проводилось с точностью 0,01 мм до и после правки вдоль ребра панели. Панель базировалась до и после правки на измерительном столе по трем точкам.

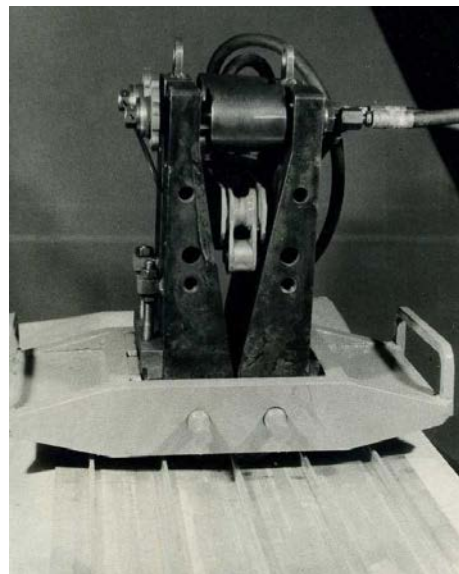


Рис. 3. Внешний вид инструмента для правки и доводки оребренных панелей

Исследование режимов деформирования проводилось с помощью инструмента, имеющего губки без насечек, обработанные с шероховатостью около 2,5 – 4,0. Такая шероховатость позволяет использовать губки без насечек, обеспечивает надежное сцепление с материалом ребра, позволяет исключить последующую зачистку места правки.

Инструмент обеспечивает достаточную стабильность угла пружинения, что объясняется отсутствием существенного проскальзывания губок.

Некоторые отклонения угла гибки объясняются контактными явлениями на местах захвата ребра. Смятие ребер отсутствует, однако имеются на поверхности ребер следы шероховатости губок инструмента высотой около 0,01 мм. Величина пружинения при минимальных деформациях не превышает одного градуса, что намного меньше угла пружинения, который допускают оребренные панели при гибке.

Инструмент показал одинаковую эффективность разводки и посадки ребер различной высоты. Высота ребра практически не влияет на процесс деформирования, что объясняется малой зоной деформирования, которая составляет величину около 15 мм.

Этот факт подтверждается графиком, представленным на рис.4. Основным фактором при гибке образцов, влияющих на остаточное изменение прогиба  $\omega_{ост}$ , является изменение прогиба, вызванное воздействием инструмента  $\omega_{и}$ . Поскольку расстояние между губками в инструменте не регулируется, угол гибки следует изменять регулировкой хода пневмоцилиндра, который предназначен для создания изгибающего момента.

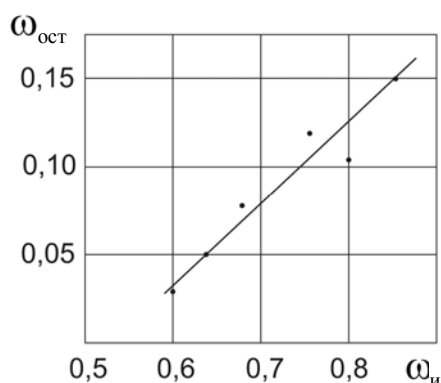


Рис. 4. График зависимости остаточного изменения прогиба  $\omega_{ост}$  и изменения прогиба, вызванного инструментом  $\omega_{и}$

### Заключение

Проведенные опытно-конструкторские работы по созданию механизированного инструмента для доводки и правки оребренных панелей, экспериментальные исследования технологического процесса правки и доводки методом местного деформирования ребра показали эффективность процесса и возможность его использования одновременно с процессом контроля формы панелей на контрольном стенде.

Экспериментальное устройство для правки и доводки оребренных панелей из алюминиевых деформируемых сплавов, работы по отработке устройства позволили получить положительные результаты его применения в производственных условиях.

Разработаны технические требования к устройствам для правки и доводки панелей деформированием ребер, а также технологический процесс правки и доводки.

Проведенные работы подтвердили преимущества технологического процесса: малая масса и стоимость инструмента, возможность правки и доводки на контрольном стенде, высокая точность формоизменения, возможность получения панелей сложных форм, что позволяет рекомендовать разработанный технологический процесс и инструмент для внедрения в заготовительно-штамповочных цехах авиационных предприятий.

Разработанный инструмент может быть использован при проектировании автоматизированного стенда для формоизменения и доводки формы панелей. Стенд может объединять следующие органы: измерительный стенд, получающий данные о форме панели в реальном масштабе времени, систему трёхкоординатного перемещения деформирующего инструмента и управляющую систему перемещения в зависимости от формы панели по данным измерительного стенда.

### Литература

1. Ramati, S. Single Piece Wing Skin Utilization Via Advanced Peen Forming Technology [Текст] / S. Ramati, G. Levasseur, S. Kennerknecht // International shot peening conference in Warsaw, September 28-30. – Poland, 1999. – P. 18.
2. Нагаев, И.В. Сборка монолитных панелей с упругой компенсацией отклонений [Текст]: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.02.08 / Нагаев Игорь Владимирович: Иркутский гос. ун-т. – Иркутск, 2000. – 20 с.
3. Сикульский, В.Т. Исследование процесса формоизменения панелей местной гибкой ребер. [Текст] / В.Т. Сикульский // Обработка металлов давлением в машиностроении. – 1989. – № 25. – С. 21-25.

*Поступила в редакцию 11.04.2013, рассмотрена на редколлегии 15.05.2013*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. каф. приборов и систем управления В.В. Сухов, Национальный технический университет «Киевский политехнический институт», Киев.

### **СТВОРЕННЯ ТЕХНОЛОГІЇ ПРАВКИ ТА ДОВОДКИ ФОРМИ МОНОЛІТНИХ ПАНЕЛЕЙ БЕЗ ВИКОРИСТАННЯ ПРЕСУ**

*В.Т. Сікульський*

У статті розглянуто метод формоутворення і доведення форми ребристих панелей методом локального деформування ребер панелі спільно з полотном. Запропоновано метод підвищення точності форми монолітних панелей шляхом застосування доведення панелей при їх контролі за носіями форм. Запропоновано можливі схеми пристроїв для деформування панелі без застосування пресу. Наведено опис експериментального пристрою і досвід його експлуатації на панелях з алюмінієвого сплаву. Описано особливості використання методу і пристрою в літакобудівельному виробництві.

**Ключові слова:** монолітні панелі, правка, розводка, посадка, прогин, залишковий прогин, кут пружинення.

### **DEVELOPMENT OF SHAPING AND REFINEMENT TECHNOLOGIES FOR INTEGRAL PANEL FORMS WITHOUT PRESS EMPLOYMENT**

*V.T. Sikulskiy*

The method of shaping and refinement of ribbed panel forms by local straining of panel ribs in joint with blade. The method of accuracy increase for integral panel forms by means of panel refinement at controlling over form carriers was proposed. The possible structure diagrams for panel deformation without press employment were proposed. The description of experimental device and its operation on panels of aluminum alloy was given. The peculiarities of applying the method and device in aircraft manufacturing were described.

**Key words:** integral panels, shaping, separation, attachment, deflection, permanent deflection, springback angle.

**Сікульський Валерій Терентьевич** – канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина e-mail: vsikulskiy@mail.ru.

УДК 539.21:541.182

О.О. БРУЯКА

*Автомобильно-дорожный институт государственного высшего учебного заведения  
«Донецкий национальный технический университет», г. Горловка, Украина*

## ВЫБОР ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ И ФИЗИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПОТОКОВ ИОНОВ РАЗНЫХ СОРТОВ, ЭНЕРГИЙ И ЗАРЯДОВ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ СЛОЕВ НАНОСТРУКТУР, ТРЕБУЕМЫХ РАЗМЕРОВ ЗЕРНА, ТОЛЩИН И ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

*Решалась совместная задача теплопроводности и термоупругости, в результате решения которой по предложенным критериям получения наноструктур (НС): по диапазону температур, скоростей их нарастания и величин температурных напряжений определялись зоны материала, где в объеме детали рассчитанные значения температур, скоростей их нарастания и температурных напряжений обеспечивают получение наноструктур. На основе приведенных результатов расчетов зависимостей размера зерна, объема нанокластера и глубин его залегания, числа частиц в нанокластере от энергии, сорта и заряда иона, а также обобщения зависимостей физико-механических характеристик наноструктур от размера зерна показана возможность выбора технологических и физических параметров потоков ионов для достижения требуемых физико-механических характеристик НС, толщины слоя и размера зерна.*

**Ключевые слова:** наноструктуры, размер зерна, ионы, толщина.

При действии ионов на деталь, часть ионов осажается на подложку, образуя защитное покрытие, часть проникает внутрь кристаллической решетки, при этом образуются наноструктуры, как на поверхности материала в виде покрытия нанометровой толщины, так и на глубине, равной расстояниям, на которые проникают ионы различных энергий, сортов и зарядов. Таким образом, на поверхности подложки формируется покрытие, которое имеет хорошую адгезию к подложке за счет того, что в нижних слоях имеются атомы, однородные по химическому составу и свойствам.

Наноструктурированные материалы обладают повышенными физико-механическими характеристиками и поэтому технология их получения важна для широкого использования наноструктур в авиационно-космической технике. Все это позволит также повысить ресурс и надежность пар трения за счет снижения коэффициента трения, а также элементов конструкций, работающих при динамических нагрузках.

### Анализ основных достижений и литературы

При взаимодействии поверхностей с ионными пучками или плазменными потоками на поверхности твердого тела и в его поверхностном слое протекает ряд процессов, которые определяют качество получаемых покрытий, их состав, скорость их нане-

сения и определенное качество изделия. Процессы, проходящие вблизи поверхности, влияют в основном на скорость нанесения покрытия и состав пленки. Те процессы, которые протекают в приповерхностном слое, обуславливают образование формируемой структуры и качественных показателей покрытия [1–18].

Вероятность каждого из процессов сложным образом зависит от свойств самих ионов (масса, величина заряда), скорости его движения и угла столкновения с поверхностью, а также от состава, температуры, физико-энергетических свойств. Все это расширяет диапазон возможных плазменных технологий.

Поэтому так важно проанализировать обстановку при действии различных ионов на подложку и при конденсации на нее покрытия.

Работа выполнялась в рамках программы Министерства образования и науки Украины «Новые и ресурсосберегающие технологии в энергетике, промышленности и агропромышленном комплексе» (подсекция 13 «Аэрокосмическая техника и транспорт») и по темам: «Создание физико-технических основ повышения качества материалов аэрокосмических конструкций» и «Разработка технологических основ интегрированных технологий плазменно-ионной обработки деталей аэрокосмической техники», «Концепция создания наноструктур, нано и традиционных покрытий с учетом влияния адге-

зии на эффективность и работоспособность деталей АТ, АД и РИ», хозяйственных работ и договоров о сотрудничестве.

### Постановка задачи и цели исследования

Действие заряженных частиц на конструкционные материалы приводит к появлению на глубине довольно высоких температур, при действии индивидуальных ионов разных сортов и энергий, в зоне теплового воздействия есть вероятность появления температурных напряжений значительной величины, что подтверждает возможность зарождения локальных зон, где достигаются условия появления наноструктур [1].

Было рассмотрено действие широкого круга ионов: С, N, В, Al, V, Ti, Cr, Fe, Ni, Co, Y, Zr, Mo, Hf Ta, W, Pt. Энергии частиц  $E=200, 2000, 20000$  эВ, зарядовое число ионов равно 1, 2, 3.

Целью исследования является создание методики выбора технологических и физических параметров потоков ионов для получения наноструктур требуемых размеров зерна, физико-механических характеристик и толщин.

### Результаты исследования

#### Определение требуемого размера зерна НС и физических параметров потока, обеспечивающих его получение

Для ряда упрочняемых материалов можно воспользоваться экспериментально полученными зависимостями физико-механических характеристик (ФМХ) от размера зерна (см. рис. 1-4) или обобщенными зависимостями [1].

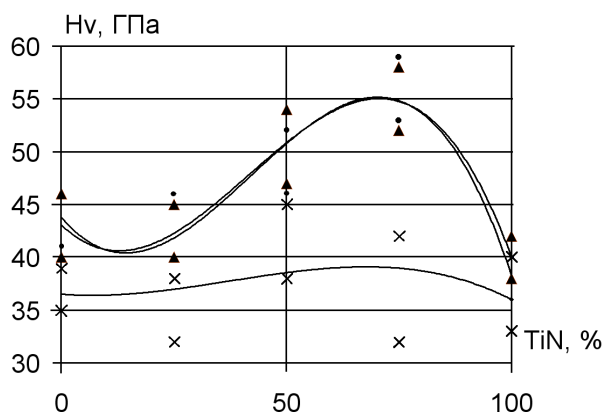


Рис. 1. Зависимость микротвердости от процентного состава  $TiN$  в покрытии  $TiB_2+TiN$  (размер кристаллов 3-10,2 нм) [15]: экспериментальные значения при ▲ –  $E_i=350$  эВ, • –  $E_i=500$  эВ, × –  $E_i=110$  эВ

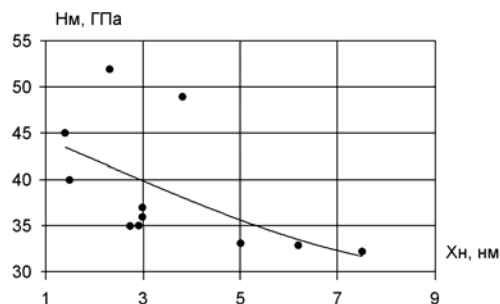


Рис. 2. Микротвердость покрытия в зависимости от размера кристалла [16]: экспериментальные значения при • –  $E_i=250$  эВ

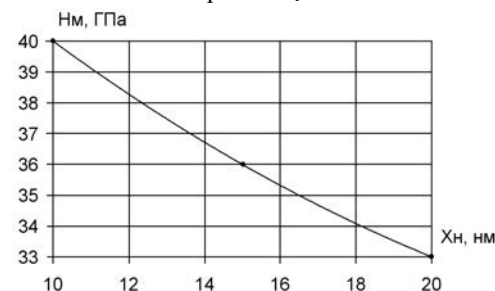


Рис. 3. Микротвердость покрытия от размера зерна по данным работы [17]

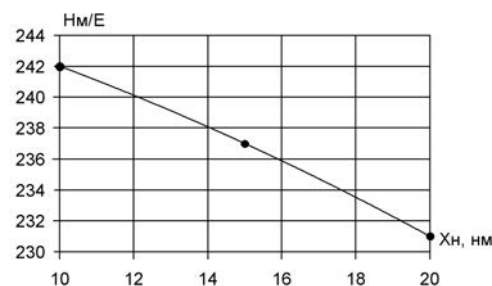


Рис. 4. Зависимость микротвердости от размера зерна по данным работы [18]

Например, для микротвердости (рис. 5) и предела текучести от (рис. 6) размера зерна можно выбрать диапазон размеров зерна [19], позволяющий получить требуемые ФМХ. По зависимостям размера зерна, от энергии и заряда определяется диапазон последних для получения необходимых ФМХ.

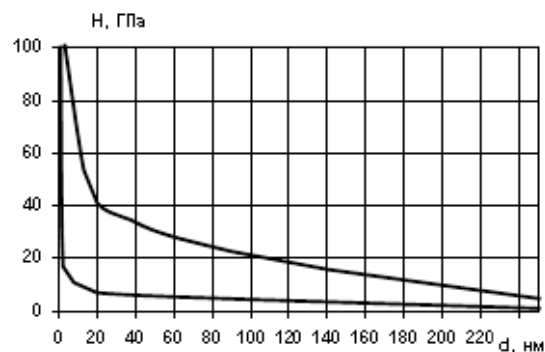


Рис. 5. Результаты обобщения зависимости микротвердости от размера зерна: 1 – максимальные значения; 2 – минимальные значения

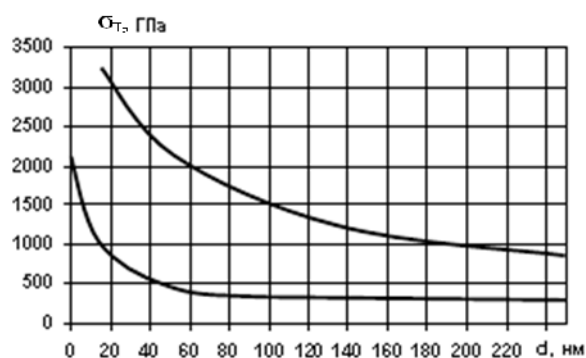


Рис. 6. Результаты обобщения зависимости предела текучести от размера зерна по работе [1]

### Оценка возможной и требуемой толщины слоя НС

По рассчитанным [20] зависимостям максимальной и минимальной глубины залегания объема НС от энергии и заряда иона (рис. 7), выбираются физические параметры потоков, обеспечивающие заполнение слоев по глубине. Необходимо, чтобы объем каждого слоя был заполнен на 70-90%, что обеспечивается выбором соответствующей плотности тока, которая определяется объемом НС (зависимости которого от энергии и заряда ионов пред-

ставлены на рис. 8) и максимальной и минимальной глубиной залегания наноструктуры (рис. 7), по которой можно получить плотность тока в соответствующем потоке ионов для каждого слоя:

$$j_i = \frac{h_{\max i} - h_{\min i}}{V_i} eZ,$$

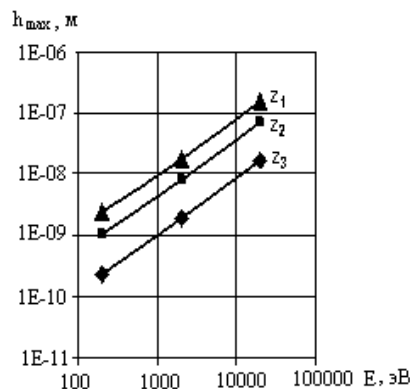
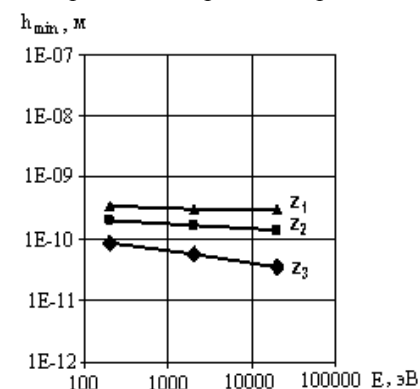
где:  $h_{\max i}$  и  $h_{\min i}$  – максимальная и минимальная глубина залегания объема НС в слое;

$V_i$  – объем НС в соответствующем слое;

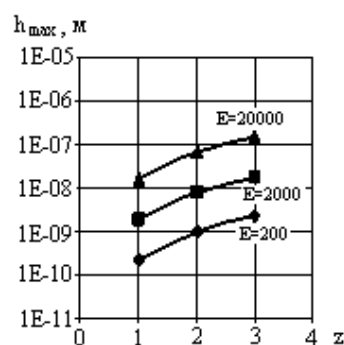
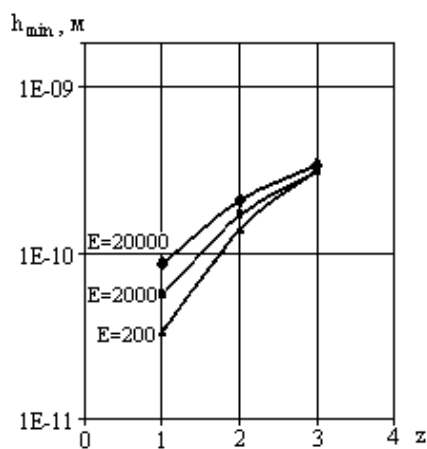
$e$  – заряд электрона;

$Z$  – зарядовое число иона.

Последовательность выбора потоков ионов осуществляется таким образом, чтобы поток ионов с максимально возможной глубиной (рис. 7) проникновения обеспечивал требуемую глубину наноструктурированного слоя. Следующий поток ионов должен иметь максимальную глубину близкую к минимальной предыдущего, и так до минимальной глубины, т.е. до поверхностной наноструктуры, когда число частиц в нанокластере менее четырех (см. зависимости числа частиц в нанокластере от энергии и заряда ионов, например, рис. 9).



а



б

Рис. 7. Зависимости минимальной  $h_1$  и максимальной  $h_2$  глубины получения нанослоя от энергии (а) и заряда ионов (б) (ионы Y, Zr, Nb, Mo)

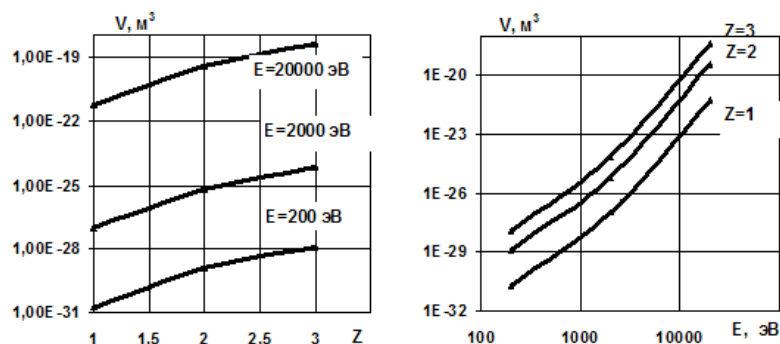


Рис. 8. Зависимость объема наноструктур от заряда и энергии ионов: Mo; Hf, Ta, W, Pt

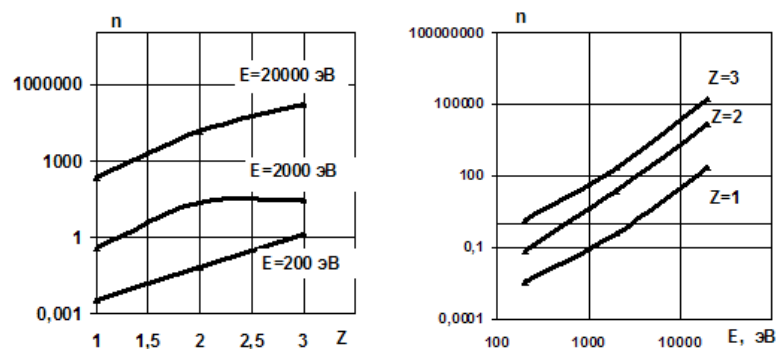


Рис. 9. Зависимость числа частиц в нанокластере от заряда и энергии ионов: Y, Zr, Mo

**Пример выбора технологических и физических параметров потоков ионов разных энергий, сортов, заряда для получения наноструктур с требуемыми ФМХ, толщиной и размерами зерна**

Рассмотрим случай, когда требуется поверхностный слой наноструктуры микротвердости 40 ГПа, пределом текучести 2,5 ГПа и толщиной  $2 \cdot 10^{-6}$  м.

Проведя в предложенной последовательности расчеты из графиков рис. 5 и 6, получим требуемый размер зерна, сорт, энергию  $E_i$  и заряд иона  $q_i$ , максимальную и минимальную глубины залегания объема наноструктуры  $h_1$  и  $h_2$  (рис. 7). Объем

наноструктуры –  $V_i$  (рис. 8), число частиц в нанокластере –  $n$  (рис. 9) и плотность ионного тока  $j_i$ , для всех рассмотренных слоев результаты представлены в табл. 1.

По известной физической характеристике – плотности ионного тока – можно получить технологические параметры: напряжение  $U$ , ток дуги  $I_d$ , потенциал подложки  $U_n$ , для чего воспользуемся результатами [2].

Все это показывает, что есть реальная возможность получения наноструктур по выбранным физическим и технологическим параметрам потоков ионов.

Таблица 1

Физические параметры потоков ионов соответствующего сорта, энергии  $E_i$ , зарядного числа  $Z$ , плотности тока ионов  $j_i$  при получении НС на максимальной и минимальной глубине  $h_1$  и  $h_2$ , объема  $V_i$ , при числе частиц в нанокластерах  $n$

| № слоя | Сорт иона | $E_i$ , эВ     | $Z$ | $\alpha$ , нм | $h_1$ , нм         | $h_2$ , нм           | $V_i$ , мм <sup>3</sup> | $j_i$ , А/м <sup>2</sup> | $n$            |
|--------|-----------|----------------|-----|---------------|--------------------|----------------------|-------------------------|--------------------------|----------------|
| 1      | W         | 200            | 1   | 4             | $9 \cdot 10^{-11}$ | $1,7 \cdot 10^{-11}$ | $2 \cdot 10^{-30}$      | $1,3 \cdot 10^6$         | $10^{-1}$      |
| 2      | Nb        | 1000           | 1   | 5             | $10^{-9}$          | $9 \cdot 10^{-11}$   | $2 \cdot 10^{-28}$      | 1,6                      | 5              |
| 3      | Zr        | 1000           | 3   | 7             | $8 \cdot 10^{-9}$  | $10^{-9}$            | $2 \cdot 10^{-25}$      | $1,3 \cdot 10^{-2}$      | 17             |
| 4      | Hf        | $2 \cdot 10^4$ | 3   | 27            | $2 \cdot 10^{-6}$  | $8 \cdot 10^{-9}$    | $2 \cdot 10^{-18}$      | $5,8 \cdot 10^{-6}$      | $5 \cdot 10^3$ |

## Вывод

Предложена методика выбора технологических и физических параметров потоков ионов разных энергий, зарядов и сортов для получения наноструктур с заданными толщиной, физико-механическими характеристиками, размером зерна.

## Литература

1. Костюк, Г.И. Нанотехнологии: теория, эксперимент, техника, перспективы [Текст]: моногр. / Г.И. Костюк. – К.: Изд. центр Междунар. академии наук и инновац. технологий, 2012. – 648 с.
2. Костюк, Г.И. Физико-технические основы нанесения покрытий, ионной имплантации и ионного легирования, лазерной обработки и упрочнения, комбинированных технологий [Текст] / Г.И. Костюк. – К.: Изд-во АИНУ, 2002. – Кн.1: Физические процессы плазменно-ионных, ионно-лучевых, плазменных, светолучевых и комбинированных технологий. – 596 с.
3. Костюк, Г.И. Физико-технические основы нанесения покрытий, ионной имплантации и ионного легирования, лазерной обработки и упрочнения, комбинированных технологий [Текст] / Г.И. Костюк. – К.: Изд-во АИНУ, 2002. – Кн. 2: Справочник для расчета основных физических и технологических параметров, оценки возможностей, выбора типа технологий и оборудования. – 482 с.
4. Костюк, Г.И. Наноструктуры и нанопокрyтия: перспективы и реальность [Текст]: учеб. пособие / Г.И. Костюк. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2009. – 406 с.
5. Костюк, Г.И. Научные основы создания современных технологий [Текст]: учеб. пособие / Г.И. Костюк. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2008. – 552 с.
6. Костюк, Г.И. Эффективный режущий инструмент с покрытием и упрочненным слоем [Текст]: моногр.-справ. / Г.И. Костюк. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2007. – 633 с.
7. Костюк, Г.И. Эффективный режущий инструмент с покрытием и упрочненным слоем [Текст]: справ. / Г.И. Костюк. – К.: Вид-во АИНУ, 2003. – 412 с.
8. Костюк, Г.И. Физико-технические основы роботизированного производства [Текст]: учеб. пособие / Г.И. Костюк. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2006. – 614 с.
9. Гречихин, Л.И. Физика наночастиц и нанотехнологий [Текст] / Л.И. Гречихин. – М.: УП «Технопринт», 2004. – 397с.
10. Вакуумная дуга. Источники плазмы, осаждение покрытий, поверхностное модифицирование [Текст] / И.И. Аксенов, А.А. Анореев, В.А. Белоус, В.Е. Стрельницкий, В.М. Хороших. – Киев, Наукова думка, 2012. – 727 с.
11. Аксенов, И.И. Вакуумная дуга в эрозионных источниках плазмы [Текст] / И.И. Аксенов. – Х.: Изд-во НИИ «ХФТИ», 2005. – 211 с.
12. Хаякава, С. Физика космических лучей. Ядерно-физический аспект [Текст]: в 2 кн. / С. Хаякава. – М.: Мир, 1973.- Кн. 2. – 701 с.
13. Готт, Ю.В. Взаимодействие частиц с веществом в плазменных исследованиях [Текст] / Ю.В. Готт. – М.: Атомиздат, 1978. – 271 с.
14. Гусев, А.И. Нанокристаллические материалы: методы получения и свойства [Текст] / А.И. Гусев. – Екатеринбург: Изд-во РАН, Уральское отделение, 1998. – 302 с.
15. Гусев, А.И. Наноматериалы наноструктуры, нанотехнологии [Текст] / А.И. Гусев. – М.: Физматлит, 2005. – 416 с.
16. Решетняк, Е.Н. Синтез упрочняющих наноструктурных покрытий [Текст] / Е.Н. Решетняк, А.И. Стрельницкий // Вопросы атомной науки и техники. – 2008. – № 2. – С. 119 – 130.
17. Андриевский, Р.А. Наноматериалы: концепция и современные проблемы [Текст] / Р.А. Андриевский // Физика металлов и металловедение. – 2003. – Т. 91, № 1. – С.50–56.
18. Состав, структура и свойства наноструктурных пленок боридов тантала [Текст] / А.А Гончаров, П.И. Игнатенко, В.В. Петухов и др. // Журнал техн. физики. – 2006. – Т. 76, вып. 10. – С. 68–95.
19. Костюк, Г.И. Модель определения размера зерна наноструктуры в детали при действии ионов различных сортов, зарядов и энергий и физико-механические характеристики детали [Текст] / Г.И. Костюк, А.Н. Костюк, О.О. Бруйка // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 55. – Х., 2012. – С. 85–97.
20. Костюк, Г.И. Исследование влияния энергии ионов, их сорта и заряда на величину объема наноструктуры и эффективной плотности тока для получения наноструктур [Текст] / Г.И. Костюк, Е.Г. Костюк, Л.В. Лобанова // Вісник НТУ «ХП». – 2012. – № 53 (959). – С. 165–174.
21. Костюк, Г.И. Влияние сорта, заряда и энергии иона на число частиц в нанокластере [Текст] / Г.И. Костюк, А.Н. Костюк, Е.В. Воляк // Вісник НТУ «ХП». – 2012. – № 53(959). – С. 145–149.

Поступила в редакцию 22.03.2013, рассмотрена на редколлегии 10.04.2013

**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.

**ВИБІР ТЕХНОЛОГІЧНИХ І ФІЗИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПОТОКІВ ІОНІВ РІЗНИХ СОРТІВ, ЕНЕРГІЙ І ЗАРЯДІВ ДЛЯ ОДЕРЖАННЯ ШАРІВ НАНОСТРУКТУР, НЕОБХІДНИХ РОЗМІРІВ ЗЕРНА, ТОВЩИНИ І ФІЗИКО-МЕХАНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК***О.О. Бруйка*

Вирішувалась сумісна задача теплопровідності та термопружності, у результаті вирішення якої по наведеним критеріям одержання наноструктур (НС): по діапазону температур, швидкостей їх зростання та величин температурних напружень знаходились зони матеріалу, де в об'ємі деталі розраховані значення температур, швидкостей їх зростання та температурних напружень забезпечують отримання наноструктур. На основі приведених розрахунків залежностей розміра зерна, об'єму нанокластера, глибини його залягання, числа часток у нанокластері від енергії та заряду іона, а також узагальнення залежностей фізико-механічних характеристик наноструктур від розміру зерна доведено можливість вибору технологічних і фізичних параметрів потоків іонів для досягнення потрібних фізико-механічних характеристик НС, товщини шару та розміру зерна.

**Ключові слова:** наноструктури, розмір зерна, іони, товщина шару.

**SELECTION OF TECHNOLOGICAL AND PHYSICAL PARAMETERS OF THE FLOW OF IONS OF DIFFERENT VARIETIES, ENERGY AND CHARGE FOR LAYERS NANOSTRUCTURES REQUIRED GRAIN SIZE, THICKNESS AND PHYSICAL-MECHANICAL CHARACTERISTICS***О.О. Bruyaka*

Heat conduction problem is solved together and thermoelasticity, resulting in solutions which on the proposed criteria for fabricating nanostructures (NS): over a range of temperatures, and the growth rates of their values to determine where the thermal stress of the material, where the amount of detail the calculated values of the temperature, velocity of rise and thermal stresses ensure chiva-obtaining nanostructures. On the basis of the calculation results of the grain size dependence, the volume of the nanocluster and its depth, the number of particles in a nanocluster of energy, quality and ionic charge, as well as summarize the dependence of physical and mechanical properties of nanostructures on the grain size shows the choice of technology and the physical parameters of the flow ions to achieve friction buoy physical and mechanical properties of nanostructures, layer thickness and grain size.

**Key words:** nanostructures, grain size, ions and the layer thickness.

**Бруйка Ольга Олеговна** – канд. техн. наук, доцент кафедры физики, Автомобильно-дорожный институт государственного высшего учебного заведения «Донецкий национальный технический университет», г. Горловка, Украина.

УДК 621.983.539.373

А.Я. МОВШОВИЧ<sup>1</sup>, В.В. АГАРКОВ<sup>2</sup>, С.А. ГРИГОРЕНКО<sup>3</sup><sup>1</sup> *Национальный технический университет «ХПИ», Украина*<sup>2</sup> *ГП «Харьковстандартметрология», Украина*<sup>3</sup> *ПАО «Полтавский машиностроительный завод», Украина*

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ СИЛОВОГО НАГРУЖЕНИЯ БАЗОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ УНИВЕРСАЛЬНО-СБОРНОЙ ПЕРЕНАЛАЖИВАЕМОЙ ОСНАСТКИ

*Статья посвящена разработке математических моделей силового нагружения взаимодействия базовых деталей и определению нагрузок, действующих на штамповые плиты универсально-сборных переналаживаемых штампов для разделительных операций листовой штамповки. Установлено, что стойкость штампов во многом определяется состоянием прессового оборудования и его жесткостью, которые негативно влияют на точность и качество штампуемых деталей. Предложенная методика позволяет создать научно-обоснованные рекомендации по проектированию основных силовых элементов штамповой оснастки.*

**Ключевые слова:** математическое моделирование, универсально-сборная переналаживаемая оснастка, разделительные операции, штамповка, нагружение, жесткость.

### Введение

Конструкции разработанных универсально-сборных переналаживаемых штампов (УСПШ) позволяют изготавливать листоштампуемые детали авиационно-космической техники различной конфигурации, толщины и габаритных размеров в диапазоне определенных типоразмеров пакетов, которые монтируются на универсально-сборных блоках, собираемых из стандартных базовых плит и других унифицированных элементов.

Серийность деталей может колебаться от 10 до 20 000 штук и более. При таком режиме достигается максимальная технико-экономическая эффективность применения комплектов УСПШ. Однако в этом случае плиты штамповых блоков довольно продолжительный период подвергаются существенным нагрузкам циклического характера, что при недостаточной жесткости и прочности может привести к выходу из строя не только базовых плит, но и конструкции штампа в целом, а также в случае недостаточной жесткости блока снижается качество и точность штампуемых деталей.

### 1. Формирование проблемы и постановка цели исследования

Геометрические параметры некоторых деталей УСПШ, например нижних и верхних плит, направляющих колонок и др., рекомендуется выбирать с учетом ряда допущений, которые существенно уп-

рошают расчетные схемы, подчас приводя к принципиально иному классу задач. Поэтому существующие методики не позволяют определить оптимальные геометрические параметры элементов УСПШ, обеспечивающих минимальную металлоемкость при соблюдении требуемых условий прочности и жесткости.

Часто рекомендации даются безо всякого обоснования, и границы выбора рекомендуемых размеров очень велики. Так, в работах [1, 2] толщину нижней плиты штампа рекомендуют ориентировочно определять из условия

$$H = (1 \dots 1,5) H_m,$$

где  $H_m$  – толщина матрицы.

Толщину верхней плиты принимают равной толщине нижней плиты или равной  $(0,8 \dots 1,2) H_m$ .

В работах по конструированию штампов [3, 4] толщину нижней плиты штампа определяют по формуле балки.

Расчет плит как пластинок использует ряд авторов [5, 6], считая, что нижнюю плиту штампа необходимо рассчитывать как тонкую пластину, свободно лежащую на опоре и равномерно нагруженную по периметру отверстия. В качестве опорного контура принимали отверстие в подштамповой плите. Крепление к столу пресса не учитывали.

В работе [7] приведена классификация плит по способу их отпираания и вытекающие из этого способы работы плит (работа на сжатие или изгиб),

расчетные формулы для определения толщины плит получены для осесимметричной пластины, которой заменяют плиту без учета направляющих элементов и крепления плиты блока к подштамповой плите пресса.

Отсутствие научно-обоснованных рекомендаций по проектированию УСПШ обусловили необходимость применения такого математического аппарата для моделирования, который позволил бы, оперируя им, получать наиболее точные сведения о реальном проектируемом.

Целью работы является разработка математической модели силового нагружения и взаимодействия базовых элементов УСПШ.

## 2. Решение проблемы

Как известно, характер приложения нагрузок в штампах является решающим фактором при выборе статической либо динамической модели. При статическом нагружении возникающие в штампе деформации и напряжения остаются постоянными на всем протяжении действия нагрузки, при динамическом нагружении очевидна зависимость НДС штампа от времени. Базовые плиты штампов, относящиеся к классу пластин, подвержены периодическому нагружению усилием, возникающем при штамповке деталей. В общем случае дифференциальное уравнение, описывающее свободные поперечные колебания пластин, имеют вид

$$D \cdot \Delta W + \rho \cdot h \frac{\partial^2 W}{\partial t^2} = 0, \quad (1)$$

где  $D = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)}$  – цилиндрическая жесткость пластины;

$W$  – прогиб пластины;

$\rho$  – плотность;

$h$  – толщина пластины;

$\nu$  – коэффициент Пуассона.

В основу этого выражения положено допущение о малой амплитуде колебаний, т.е. рассматривают поперечные колебания в рамках гипотез Кирхгофа-Лява. Необходимо отметить, что соотношение габаритных размеров базовых плит штампов таково, что они в основном относятся к классу тонких пластин, описываемых уравнениями технической теории изгиба плит [8–10].

Штампы используются в широком диапазоне для оснащения механических листоштамповочных прессов усилием от 25 до 2500 кН, а частота воздействия возмущающей силы нагружения находится в интервале 6,7...0,67 Гц, а это на несколько порядков

меньше по сравнению с собственными частотами базовых плит.

Если частота возмущающей силы значительно отличается от частоты свободных колебаний пластины, то амплитуды вынужденных колебаний не превышают статического прогиба пластины от внешней возмущающей силы, т.е. в нашем случае правомерна статическая постановка задачи.

Рассмотрим подробнее систему сил, возникающих в штампах в процессе их эксплуатации. В первом приближении нагружение штампа для листовой штамповки материала можно рассматривать следующим образом (рис. 1).

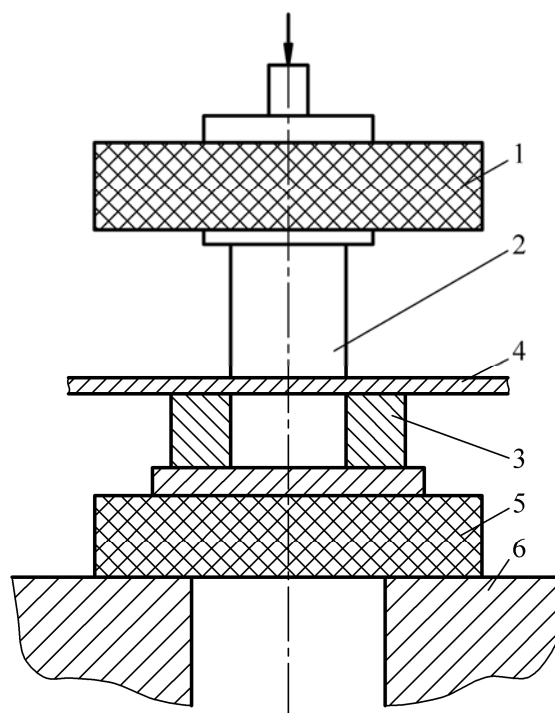


Рис. 1. Схема контактного взаимодействия конструктивных элементов штампа:

1 – верхняя плита штампа; 2 – пуансон; 3 – матрица; 4 – штампуемая полоса; 5 – нижняя плита штампа; 6 – подштамповая плита.

Усилие  $P$  от ползуна пресса через хвостовик передается на верхнюю плиту штампа 1, связанную с режущими элементами, например, пуансоном 2. При контакте пуансона и матрицы 3 со штампуемой полосой 4 усилие штамповки далее передается на нижнюю плиту штампа 5, устанавливаемую на подштамповую плиту пресса 6, обычно имеющую центральное провальное отверстие. Таким образом, работу штампа можно представить как сложную систему контактного воздействия нескольких конструктивных элементов.

В состав математической модели силового взаимодействия с другими сопряженными элемен-

тами в общем случае входят: система разрешающих дифференциальных уравнений, система нагрузок и система соответствующих граничных условий.

В общем виде математическую модель силового взаимодействия сопряженных деталей можно представить следующим образом:

$$P(\sigma, \varepsilon, U) = Q(x, t), \quad (2)$$

$$\text{при } P_1(\sigma)_{\Gamma_1} = \varphi_1(x, t); \quad P_2(U)_{\Gamma_2} = \varphi_2(x, t);$$

$$P_3(U)_{\Gamma_3} = \varphi_3,$$

где  $P$  – линейный дифференциальный оператор теории упругости (например, уравнение Ламе);

$Q$  – вектор нагрузки;

$\Gamma_1$  – часть поверхности с силовыми граничными условиями;

$\Gamma_2$  – часть поверхности с геометрическими граничными условиями;

$\Gamma_3$  – часть поверхности контактного взаимодействия.

В общем случае разработка математических моделей силового взаимодействия и проведения прочностных расчетов деталей штампов включает в себя:

- анализ физико-механических, геометрических характеристик штампуемых деталей, прессового оборудования и условий эксплуатации штампов;
- разработку расчетных схем элементов конструкции;
- определение граничных условий и законов распределения внешних нагрузок;
- выбор, обоснование и разработку методов исследования.

Анализ конструкций штампов для разделительных операций листовой штамповки, физико-механических и геометрических характеристик штампуемых деталей, условий эксплуатации штамповой оснастки показал, что основной нагрузкой, которую испытывают в процессе штамповки базовые плиты, пуансон и матрица, является технологическое усилие вырубki или пробивки, величина которого определяется зависимостью [11]

$$P = k \cdot L \cdot S \cdot \sigma_{\text{ср}}, \quad (3)$$

где  $k$  – поправочный коэффициент, учитывающий затупление режущих кромок и потери на преодоление сил трения в направляющих парах;

$L$  – длина линии резания;

$S$  – толщина штампуемого материала;

$\sigma_{\text{ср}}$  – сопротивление срезу.

При работе прессы в кривошипно-шатунном механизме кроме вертикальной составляющей усилия штамповки  $P$ , идущей на выполнение техноло-

гических операций, возникает горизонтальная составляющая  $N$ , величина которой равна:

$$N = P \cdot \lambda \cdot \sin \alpha, \quad (4)$$

где  $\lambda$  – коэффициент шатуна, равный отношению радиуса кривошипа к длине шатуна;

$\alpha$  – угол поворота кривошипа.

Угол  $\alpha$  при выполнении разделительных операций составляет  $10...15^\circ$ , поэтому с достаточной степенью точности величина  $N$  определяется:

$$N = 0,26 \cdot \lambda \cdot P. \quad (5)$$

Как известно, стойкость штампов и их НДС во многом определяется состоянием прессы и его жесткостью. Установлено, что на долю станины приходится  $22...30\%$ , а на долю кривошипно-шатунного механизма –  $60...70\%$  от общей деформации прессы, что негативно влияет так же на жесткость штампов и, следовательно, она должна быть учтена, как внешнее воздействие при составлении математической модели нагружения.

## Заключение

Разработан метод теоретического описания модели силового взаимодействия базовых деталей универсально-сборных переналаживаемых штампов и определения реальных нагрузок, действующих на штамповые плиты, использование которой позволяет разработать научно-обоснованные практические рекомендации по проектированию основных базовых элементов УСПШ.

## Литература

1. Жолткевич, Н.Д. *Отраслевая система переналаживаемой технологической оснастки для ускоренной подготовки производства [Текст] / Н.Д. Жолткевич. – М.: ЦНИИ информ., 1988. – 248 с.*
2. Малов, А.И. *Технология холодной штамповки [Текст] / А.И. Малов. – М.: Оборонгиз, 1963. – 563 с.*
3. Алтухов, Е.В. *Изгиб толстой кольцевой плиты [Текст] / Е.В. Алтухов, А.С. Космодамианский, В.А. Шалдирван // Изв. АН Арм.ССР, Механика. – Ереван, 1975. – №6. – 29 с.*
4. Базовский, И. *Надежность, теория и практика [Текст] / И. Базовский. – М.: Мир, 1965. – 373 с. с черт.*
5. Барановский, М.А. *Технология листовой штамповки [Текст] / М.А. Барановский. – Минск: Госиздат БССР, 1957. – 344 с.*
6. Блох, В.И. *К общей теории упругих толстых плит [Текст] / В.И. Блох // Инженерный сборник. – М., 1954. – Т. XVIII. – С. 61–82.*
7. Богданов, В.М. *Штамповка деталей по эле-*

ментам в мелкосерийном производстве [Текст] / В.М. Богданов. – М.: Машиз, 1963. – 188 с.

8. Азарков, В.В. Исследование прочности и жесткости конструктивных элементов универсально-сборных переналаживаемых штампов из композиционных материалов [Текст] / В.В. Азарков // Сборник научных трудов НТУ «ХПИ». – X, 2011. – С. 52–58.

9. Мовшович, А.Я. Особенности конструирования и сборки штампов из композиционных материалов для разделительных операций листовой штамповки [Текст] / А.Я. Мовшович, О.П. Семенова, А.Я. Горницкий // Кузнечно-штамповочное произ-

водство. – №6. – 1997. – С. 24–27.

10. Фролов, Е.А. Разработка математических моделей силового взаимодействия базовых элементов универсально-сборных штампов [Текст] / Е.А. Фролов, А.Я. Мовшович, В.В. Азарков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 49. – X, 2011. – С. 208–216.

11. Романовский, В.П. Справочник по холодной штамповке [Текст] / В.П. Романовский. – М.–Л.: Машиностроение, 1979. – 520 с. с ил.

Поступила в редакцию 15.04.2013, рассмотрена на редколлегии 15.05.2013

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., зав. каф. технологии машиностроения Е.А. Фролов, Полтавский национальный технический университет имени Юрия Кондратюка, Полтава.

### МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСІВ СИЛОВОГО НАВАНТАЖЕННЯ БАЗОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ УНІВЕРСАЛЬНО-ЗБІРНОГО ПЕРЕНАЛАГОДЖУВАНОВОГО ОСНАЩЕННЯ

*О.Я. Мовшович, В.В. Азарков, С.О. Григоренко*

Стаття присвячена розробці математичних моделей силового навантаження взаємодії базових деталей та визначення навантажень, що діють на штампів плити універсально-збірних переналагоджуваних штамів для розділових операцій листового штампування. Встановлено, що стійкість штамів в більшості визначається станом пресового обладнання та його жорсткістю, які негативно впливають на точність і якість деталей, що штампуються. Запропонована методика дозволяє створити науково-обґрунтовані рекомендації з проектування основних силових елементів штампового оснащення.

**Ключові слова:** математичне моделювання, універсально-збірне переналагоджуване оснащення, розділові операції, штампування, навантаження, жорсткість.

### BASIC COMPONENTS LOAD APPLICATION MODELING PROCESSES OF MULTI-PURPOSE ASSEMBLY READJUSTABLE JIGS AND FIXTURES

*A.J. Movshovich, V.V. Agarkov, S.A. Grigorenko*

This article is dedicated to the development of load application mathematical models to study interaction between the basic components and determination of loads acting on die plates of multi-purpose readjustable dies for separation operations under sheet-metal stamping. It has been determined that lifetime of dies is mainly characterized by press and squeeze equipment as well as its stiffness producing negative effect on accuracy and quality of items and parts under stamping. Proposed procedure enables to develop scientifically-proved recommendations for designing of primary structural components for stamping jigs and fixtures.

**Keywords:** mathematical modeling, multi-purpose assembly readjustable jigs and fixtures, separation operations, stamping, load application, stiffness.

**Мовшович Александр Яковлевич** – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры интегрированных технологий НТУ «ХПИ», Харьков, Украина.

**Азарков Виктор Васильевич** – начальник отдела ГП «Харьковстандартметрология», Харьков, Украина.

**Григоренко Сергей Александрович** – начальник отдела ПАО «Полтавский машиностроительный завод», Полтава, Украина.

УДК 629.7.002:621.762

А.М. ЗИНОВЬЕВ<sup>1</sup>, А.П. КУШНАРЕВ<sup>2</sup>, А.В. КОНДРАТЬЕВ<sup>3</sup>,  
А.М. ПОТАПОВ<sup>2</sup>, А.П. КУЗНЕЦОВ<sup>1</sup>, В.А. КОВАЛЕНКО<sup>2</sup>

<sup>1</sup> ООО НПФ «Днепротехсервис», г. Днепрпетровск, Украина

<sup>2</sup> Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля»,  
г. Днепрпетровск, Украина

<sup>3</sup> Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

## КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ И НЕСУЩАЯ СПОСОБНОСТЬ МЕЖСТУПЕННОГО ОТСЕКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «ЦИКЛОН-4» ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Дано описание конструктивно-технологических решений опытного межступенного отсека ракеты-носителя «Циклон-4» с несущими обшивками из углепластика и сотами из полимерной бумаги «Нотех». Для нормированных случаев нагружения приведены результаты исследований напряженно-деформированного состояния отсека в регулярной зоне, а также фрагмента его стыка, состоящего из шпангоута и впервые разработанного соединительного композитного фитинга. Полученные результаты свидетельствуют о достаточной несущей способности и жесткости изделия при нормальной температуре и нагреве наружной обшивки до 100°C.

**Ключевые слова:** межступенной отсек, ракета-носитель, трехслойная конструкция, углепластик, несущие обшивки, сотовый наполнитель, фитинг, несущая способность, конечно-элементные модели.

### Введение

Опытный межступенной отсек (МСО) ракеты-носителя (РН) «Циклон-4» является первым крупногабаритным изделием из полимерных композиционных материалов (ПКМ), изготовленным при непосредственном участии авторов и прошедшим первый этап натурных испытаний в ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля» в 2012 году [1 – 4]. Ниже дано краткое описание примененных конструктивно-технологических решений (КТР) МСО РН «Циклон-4» и приведены результаты исследования его несущей способности при нормированных эксплуатационных воздействиях.

### Изложение основного материала

МСО РН «Циклон-4» выполнен в виде усеченного конуса высотой 4014 мм с диаметром нижнего основания 3000 мм, а верхнего – 3980 мм (рис. 1).

Корпус МСО из ПКМ состоит из оболочки, верхнего и нижнего стыковочных шпангоутов. В местах размещения разрывных болтов в верхний стыковочный шпангоут клеены углепластиковые фитинги со стальными опорными пластинами и втулками. Расположение отверстий на стыковочных шпангоутах соответствует металлическому прототипу МСО. Углепластиковый фитинг имеет карман для размещения разрывного болта, внутри – ребра, в полостях между которыми заформованы вкладыши из пенопласта и стеклотекстолита. Оболочка трехслойной конструкции состоит из наружной, внут-

ренней обшивок и сотового наполнителя (СЗ) из полимерной бумаги «Нотех». В местах расположения люков на боковой поверхности корпуса в оболочку заформованы окантовки. Обшивки, верхний и нижний стыковочные шпангоуты, окантовки люков, накладки усиления изготовлены из углепластика на основе углеродного жгута ТС 36S-12K и связующего ЭДТ-69У.

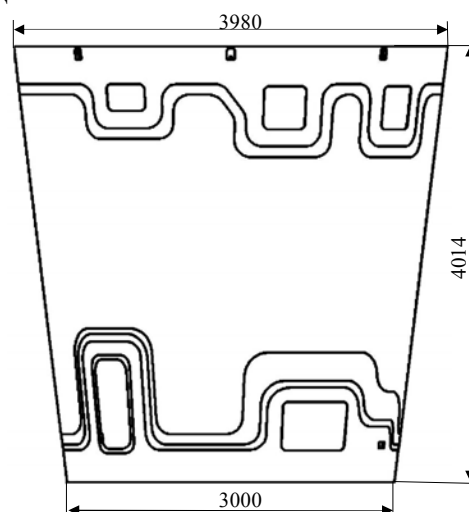


Рис. 1. Общий вид межступенного отсека из ПКМ

Несущие обшивки имеют переменную по высоте корпуса толщину: 0,99 мм на расстоянии 1950 мм от торца верхнего шпангоута и далее 1,1 мм. Толщина наружной и внутренней обшивок составляет 1,65 мм на высоте 350 мм от торца верхнего шпангоута с последующим плавным переходом

к толщине 0,99 мм (с высоты 350 до 450 мм), а на высоте 300 мм от торца нижнего шпангоута – 2,2 мм с последующим плавным переходом к толщине 1,65 мм (с высоты от 300 до 350 мм) и далее с плавным переходом к толщине 1,1 мм.

В верхней части корпуса МСО толщина наружной и внутренней обшивок на расстоянии 160 мм от выреза люков по их периметру составляет 1,65 мм с плавным переходом к толщине 0,99 мм до расстояния 260 мм.

В нижней части корпуса толщина наружной и внутренней обшивок на расстоянии 140 мм от выреза люка по его периметру равна 2,2 мм с плавным переходом к толщине 1,65 мм до расстояния 200 мм, далее с плавным переходом к толщине 1,1 мм до расстояния 360 мм по боковым сторонам люков и до 460 мм по верхней стороне люков.

В районе платы электроразъемов толщина наружной и внутренней обшивок равна 2,2 мм на расстоянии 100 мм по периметру от места перехода к трехслойному пакету, далее с плавным переходом к толщине 1,65 мм до расстояния 170 мм и затем с плавным переходом к толщине 1,1 мм по периметру до расстояния 220 мм. Утолщения наружной обшивки в районе окантовок выполнены со смещением относительно номинального положения на 25...100 мм.

Наружная и внутренняя обшивки имеют следующую схему армирования:

- для зоны с толщиной 0,99 мм: (0°, +45°, -45°, 90°, 0°, 90°, -45°, +45°, 0°);
- для зоны с толщиной 1,1 мм: (0°, +45°, -45°, 90°, 0°, 0°, 90°, -45°, +45°, 0°);
- для зоны с толщиной 1,65 мм: (0°, +45°, -45°, 90°, 0°, 0°, 90°, -45°, +45°, 0°, 0°, +45°, -45°, 90°, 0°);
- для зоны с толщиной 2,2 мм: (0°, +45°, -45°, 90°, 0°, 0°, 90°, -45°, +45°, 0°) x 2.

Шпангоуты верхний толщиной 6 мм, нижний толщиной 8 мм, окантовки люков и накладка толщиной 3 мм имеют схему армирования (0°, ±45°, 90°), периодически повторяющуюся до обеспечения конструктивной толщины.

В качестве нулевого направления принята образующая корпуса МСО.

Для обеспечения равномерной передачи усилий на внутреннюю несущую обшивку конической поверхности законцовки верхнего, нижнего шпангоутов и окантовок имеют плавный переход с основной толщины до нуля.

В конструкции оболочки между обшивками расположен СЗ высотой 34,9 мм. Для обеспечения необходимого давления формования и качественной приформовки в местах перехода СЗ к шпангоутам применены вкладыши из пенопласта Divinycell HP80. В местах расположения люков в наружной обшивке и окантовках выполнены вырезы.

Исходными данными для проектирования конструкции МСО из ПКМ являлись:

- физико-механические характеристики обшивок и предельные значения напряжений;
- нагрузки для расчетных случаев: «Транспортировка РН к месту старта», «Полет РН на активном участке траектории (АУТ)» (табл. 1).

Таблица 1  
Расчетные и испытательные нагрузки

| Нагрузки                                     |                                                                                  | Сечение | Верх МСО | Низ МСО |
|----------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------|---------|----------|---------|
| <b>Случай нагружения – «Транспортировка»</b> |                                                                                  |         |          |         |
| Расчетные нагрузки                           | Изгибающий момент $M^P$ , кН·м                                                   |         | 415,3    | 1037,5  |
|                                              | Перерезывающая сила $Q^P$ , кН                                                   |         | 149,0    | 160,4   |
|                                              | Осевая сила $T^P$ , кН                                                           |         | ±23,7    | ±25,2   |
|                                              | Эквивалентная осевая сжимающая сила $T_{\text{экв.сж.}}^P$ , кН                  |         | 441,1    | 1408,6  |
|                                              | Эквивалентная осевая растягивающая сила $T_{\text{экв.раст.}}^P$ , кН            |         | 445,8    | 1428,2  |
| Испытательные реализованные нагрузки         | Изгибающий момент $M^{\text{исп}}$ , кН·м                                        |         | 424,5    | 1070,5  |
|                                              | Перерезывающая сила $Q^{\text{исп}}$ , кН                                        |         | 161,1    | 161,1   |
|                                              | Осевая сила $T^{\text{исп}}$ , кН                                                |         | -26,2    | -26,1   |
|                                              | Эквивалентная осевая сжимающая сила $T_{\text{экв.сж.}}^{\text{исп}}$ , кН       |         | 400,5    | 1401,4  |
|                                              | Эквивалентная осевая растягивающая сила $T_{\text{экв.раст.}}^{\text{исп}}$ , кН |         | 457,6    | 1453,3  |
| <b>Случай нагружения – «Полет РН на АУТ»</b> |                                                                                  |         |          |         |
| Расчетные нагрузки                           | Изгибающий момент $M^P$ , кН·м                                                   |         | 925,6    | 1327,5  |
|                                              | Перерезывающая сила $Q^P$ , кН                                                   |         | 116,5    | 105,4   |
|                                              | Осевая сила $T^P$ , кН                                                           |         | 771,3    | 798,5   |
|                                              | Эквивалентная осевая сжимающая сила $T_{\text{экв.сж.}}^P$ , кН                  |         | 1678,7   | 2511,2  |
|                                              | Эквивалентная осевая растягивающая сила $T_{\text{экв.раст.}}^P$ , кН            |         | 378,0    | 1170,6  |
| Испытательные реализованные нагрузки         | Изгибающий момент $M^{\text{исп}}$ , кН·м                                        |         | 926,6    | 1396,3  |
|                                              | Перерезывающая сила $Q^{\text{исп}}$ , кН                                        |         | 117      | 117     |
|                                              | Осевая сила $T^{\text{исп}}$ , кН                                                |         | 800,0    | 800,0   |
|                                              | Эквивалентная осевая сжимающая сила $T_{\text{экв.сж.}}^{\text{исп}}$ , кН       |         | 1731,4   | 2661,7  |
|                                              | Эквивалентная осевая растягивающая сила $T_{\text{экв.раст.}}^{\text{исп}}$ , кН |         | 141,7    | 1061,7  |

Проектирование МСО из ПКМ сопровождалось исследованием напряженно-деформированного состояния (НДС) его конструктивных элементов с помощью программного комплекса конечно-элементного анализа MSC NASTRAN. В настоящее время в области создания агрегатов ракетно-космической техники из ПКМ разработаны основные принципы их оптимального проектирования, например в работах [5 – 7]. Предложенные инженерные методы расчета позволяют проводить расчеты в целях подтверждения обеспечения несущей способности конструкций с одновременной ориентировкой на современные тенденции усиления в аэрокосмической отрасли информационных компьютерных технологий [8 – 13].

Для определения НДС были сгенерированы следующие конечно-элементные модели корпуса МСО из ПКМ:

- имитирующая нагрузку при испытаниях;
- имитирующая нагрузку при штатной эксплуатации РН;
- учитывающая технологические отклонения и имитирующая нагрузку при испытаниях.

В конечно-элементной модели корпуса МСО из ПКМ с учетом технологических отклонений были учтены: несимметричность трехслойного пакета корпуса МСО из ПКМ; смещение отверстий по нижнему торцу корпуса и усиления наружной обшивки корпуса от номинального положения.

В качестве граничных условий принята система осевых и тангенциальных связей на нижнем шпангоуте МСО из ПКМ, соответствующая схеме расположения крепежа. Растягивающие усилия от момента затяжки в болтах стыков с технологической оснасткой не учитывались. Конечно-элементные модели МСО из ПКМ показаны на рис. 2, где разной плотностью цвета указаны зоны с различными схемами армирования обшивок.

Расчет МСО был проведен без учета и с учетом технологических отклонений. Характер распределения касательных напряжений в обшивках МСО из ПКМ показан на рис. 3 и 4.

Величины нагрузок и сравнение максимальных сдвиговых напряжений в углепластиковых обшивках МСО из ПКМ представлены в табл. 3 и 4.

Для оценки влияния нагрева наружной обшивки МСО до 100°C при расчетном случае нагружения «Полет РН на АУТ» было исследовано соответствующее НДС. Исходными данными для расчета являлись:

- результаты расчета эксплуатационных и расчетных нагрузок, действующих на МСО;
- результаты расчета тепловых режимов конструкции;
- механические свойства применяемых конструкционных материалов с учетом нагрева до 100°C.

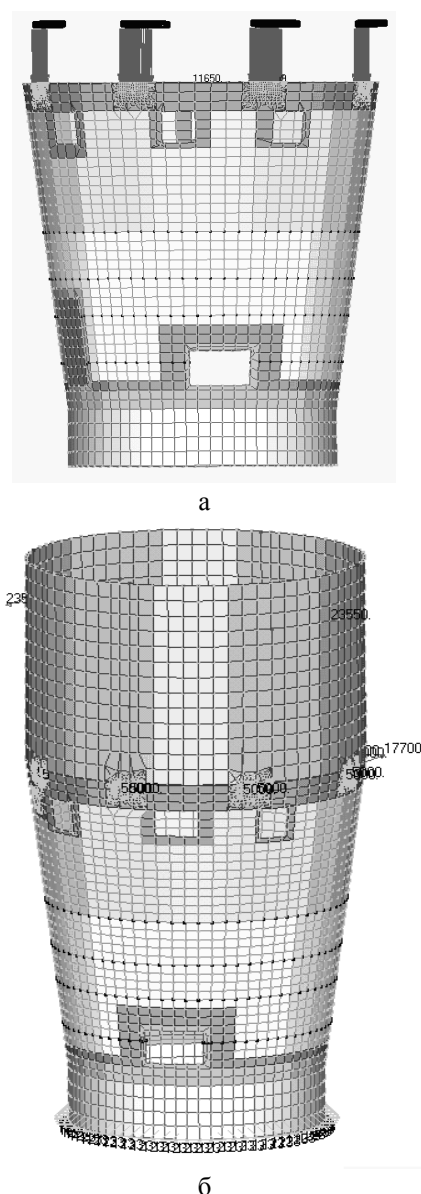


Рис. 2. Конечно-элементные модели МСО из ПКМ, имитирующие нагрузку: а – при эксплуатации РН; б – при испытаниях

Расчет НДС с учетом нагрева корпуса МСО из ПКМ был проведен также с помощью пакета программ конечно-элементного анализа NASTRAN.

Расчет для случая «Полет РН на АУТ» проводился для трех направлений действия перерезывающей силы и изгибающего момента:

- 1-й вариант – направление  $Q$  под углом  $\alpha = 45^\circ$  между IV и III плоскостями стабилизации;
- 2-й вариант – направление  $Q$  под углом  $\alpha = 15^\circ$  от IV плоскости стабилизации в сторону I;
- 3-й вариант – направление  $Q$  под углом  $\alpha = 15^\circ$  от II плоскости стабилизации в сторону III.

Результаты расчета обшивок МСО из ПКМ с учетом нагрева до 100°C наружной обшивки приведены в табл. 5.

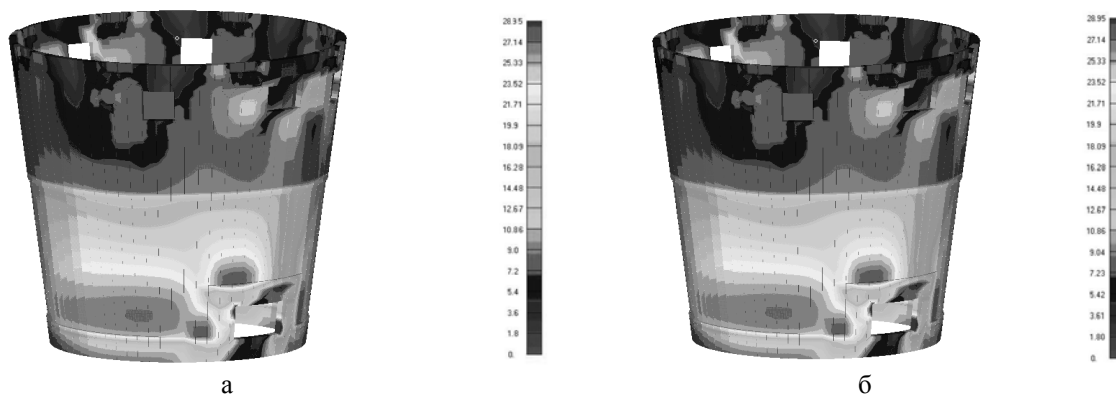


Рис. 3. Распределение максимальных расчетных сдвиговых напряжений в обшивках МСО из ПКМ для случая нагружения «Транспортировка» при нагружении испытательными нагрузками:

а – с учетом технологических отклонений,  $\tau_{\max}^p = 37,6$  МПа;

б – без учета технологических отклонений,  $\tau_{\max}^p = 31,9$  МПа



Рис. 4. Распределение максимальных расчетных сдвиговых напряжений в обшивках МСО из ПКМ для случая нагружения «Полет РН на АУТ» при нагружении испытательными нагрузками:

а – с учетом технологических отклонений,  $\tau_{\max}^p = 83,7$  МПа;

б – без учета технологических отклонений,  $\tau_{\max}^p = 70,0$  МПа

Таблица 3

Результаты расчетной оценки прочности обшивок МСО из ПКМ при действии максимальных расчетных и испытательных нагрузок для расчетного случая «Транспортировка»

| Характер нагрузок                    | Изгибающий момент $M$ , кН·м | Перерезывающая сила $Q$ , кН | Осевая сила $T$ , кН | Максимальные расчетные сдвиговые напряжения в элементе $\tau_{\max}^p$ , МПа | Оценочные предельные значения напряжений при сдвиге $\tau_{\text{пред}}$ , МПа | Коэффициент запаса прочности $\eta$ |
|--------------------------------------|------------------------------|------------------------------|----------------------|------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------|
| С учетом технологических отклонений  |                              |                              |                      |                                                                              |                                                                                |                                     |
| Испытательные значения нагрузок      | 424,2                        | 161                          | -26                  | 37,6                                                                         | 70                                                                             | 1,86                                |
| Без учета технологических отклонений |                              |                              |                      |                                                                              |                                                                                |                                     |
| Испытательные значения нагрузок      | 424,2                        | 161                          | -26                  | 31,9                                                                         | 70                                                                             | 2,19                                |
| Расчетные значения нагрузок          | 415,3                        | 149                          | $\pm 23,7$           | 26,7                                                                         |                                                                                | 2,62                                |

Таблица 4

Результаты расчетной оценки прочности обшивок МСО из ПКМ при действии максимальных расчетных и испытательных нагрузок для расчетного случая «Полет РН на АУТ»

| Характер нагрузок                    | Изгибающий момент<br>М , кН·м | Перерезывающая сила<br>Q , кН | Осевая сила<br>Т , кН | Максимальные расчетные сдвиговые напряжения в элементе<br>τ <sub>max</sub> <sup>р</sup> , МПа | Оценочные предельные значения напряжений при сдвиге<br>τ <sub>пред</sub> , МПа | Коэффициент запаса прочности<br>η |
|--------------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|-----------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------|
| С учетом технологических отклонений  |                               |                               |                       |                                                                                               |                                                                                |                                   |
| Испытательные значения нагрузок      | 926,6                         | 117                           | 800                   | 83,7                                                                                          | 70                                                                             | 0,83                              |
|                                      |                               |                               |                       |                                                                                               |                                                                                | 1,07                              |
| Без учета технологических отклонений |                               |                               |                       |                                                                                               |                                                                                |                                   |
| Испытательные значения нагрузок      | 926,6                         | 117                           | 800                   | 70                                                                                            | 70                                                                             | 1,00                              |
| Расчетные значения нагрузок          | 925,6                         | 116,5                         | 771,3                 | 63,3                                                                                          |                                                                                | 1,10                              |

Таблица 5

Результаты расчета наружной обшивки МСО из ПКМ

| Нагрузки                                                                        | Расчетный случай | Транспортиров-<br>ка, t=50°C | Полет РН на АУТ,<br>t=100°C |    |     |
|---------------------------------------------------------------------------------|------------------|------------------------------|-----------------------------|----|-----|
|                                                                                 |                  |                              | I                           | II | III |
| Расчётное значение изгибающего момента $M^P$ , кН·м                             |                  | 1037,5                       | 1327,5                      |    |     |
| Расчётное значение перерезывающей силы $Q^P$ , кН                               |                  | 160,4                        | 105,4                       |    |     |
| Расчётное значение осевой силы $T^P$ , кН                                       |                  | ±25,2                        | 798,5                       |    |     |
| Расчётная эквивалентная осевая сжимающая сила $T_{\text{ЭКВ.СЖ.}}^P$ , кН       |                  | 1408,6                       | 2511,2                      |    |     |
| Расчётная эквивалентная осевая растягивающая сила $T_{\text{ЭКВ.РАСТ.}}^P$ , кН |                  | 1428,2                       | 1170,6                      |    |     |
| Расчетные значения деформаций в наружной обшивке, %:                            |                  |                              |                             |    |     |
|                                                                                 |                  |                              |                             |    |     |

Примечания:

\* Предельные деформации углепластиковых обшивок получены по предварительным данным.

\*\* Для более точной оценки несущей способности конструкции МСО из ПКМ необходимо уточнение предельного деформативного критерия (в продольном и кольцевом направлениях) обшивок трехслойного пакета в диапазоне температур от 20 до  $100^\circ\text{C}$ .

Для МСО из ПКМ впервые разработаны композитные фитинги системы разделения отсеков РН «Циклон-4», предназначенные для передачи сосредоточенного усилия от разрывного болта на регулярную зону отсеков при их разделении или при транспортировке. Определение НДС исследуемой зоны объекта проведено также с помощью комплекса программ конечно-элементного анализа. Фрагмент стыка шпангоута и фитинга был представлен в виде набора многослойных пластин. При генерации конечно-элементной сетки был использован многослойный пластинчатый конечный элемент с изгибными и мембранными свойствами. При этом для каждой зоны фрагмента стыка шпангоута и фитинга были заданы соответствующие ей схема и порядок укладки монослоев. Сгенерированная конечно-элементная модель фрагмента отсека представлена 25000 элементов [14].

На рис. 5 разной плотностью цвета указаны зоны с различными схемами и порядком укладки слоев фрагмента стыка шпангоута и фитинга (наружная обшивка фрагмента стыка фитинга и шпангоута условно не показана).

Для оценки напряженного состояния слоев, образующих фитинг и фрагмент шпангоута, при помощи пакета программ конечно-элементного анализа использован энергетический критерий разрушения слоистых ПКМ Цая – Ву. Анализ полученных результатов свидетельствует о том, что потеря несущей способности фитинга теоретически не реализуется, что подтверждает рациональность выбора его КТР

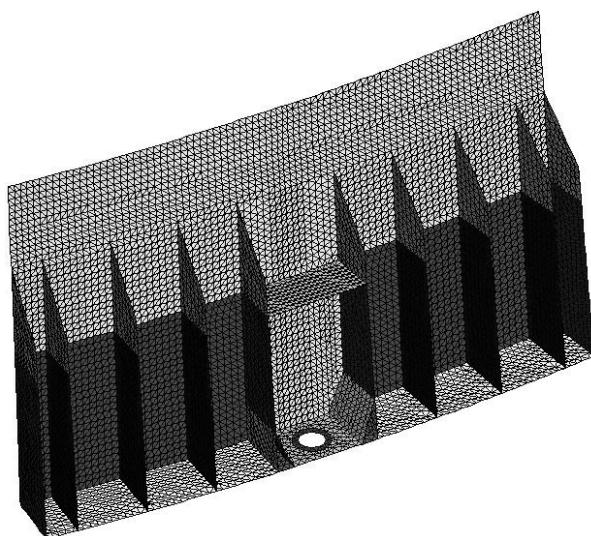


Рис. 5. Зоны с различными схемами и порядком укладки слоев на сгенерированной конечно-элементной модели

На рис. 6 показаны картины распределения максимальной величины принятого индекса разрушения фрагмента стыка фитинга и шпангоута.

Для проведения натурных испытаний была изготовлена серия фитингов [15]. Конструкция фитинга и способ его изготовления защищены патентом Украины [16].

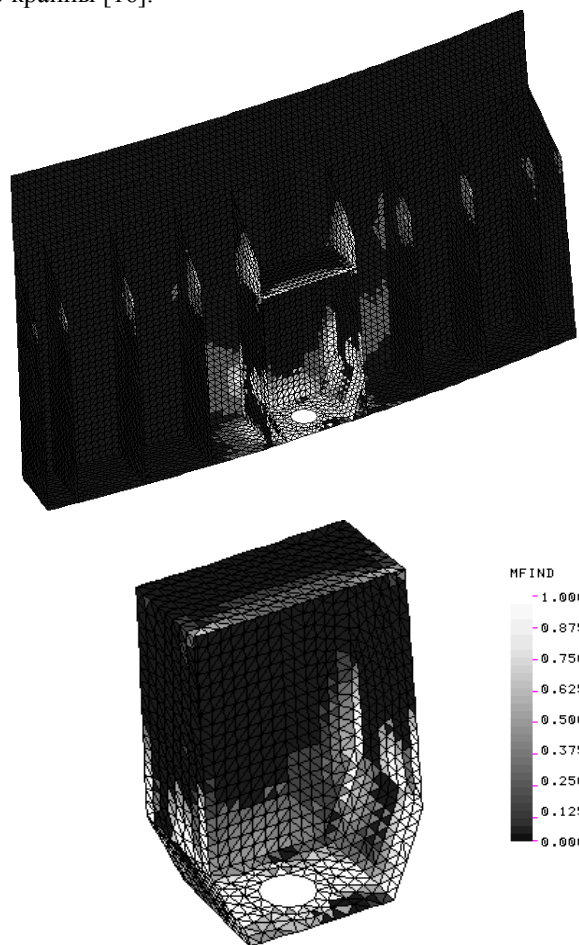


Рис. 6. Распределение индекса разрушения Цая – Ву во фрагменте стыка фитинга и шпангоута

## Выводы

1. Спроектирован опытный крупногабаритный МСО РН «Циклон-4» из ПКМ трехслойной конструкции с обшивками из углепластика переменной толщины и сотовым наполнителем из полимерной бумаги и соединительными фитингами из углепластика. Отсек имеет меньшую массу по сравнению с металлическим прототипом.

2. Проведенные исследования НДС при нормированных случаях нагружения «Транспортировка РН» и «Полет РН на АУТ» методом конечных элементов выявили достаточную несущую способность изделия и жесткость при нагреве наружной обшивки до 100°C.

3. Проведенные исследования НДС фрагмента стыка МСО РН, состоящего из фрагмента шпангоута и композитного фитинга, подтвердили правильность принятых для фитинга конструктивно-технологических решений.

## Литература

1. Дегтярев, А.В. Применение композиционных материалов при создании перспективных образцов ракетной техники [Текст] / А.В. Дегтярев, В.А. Коваленко, А.В. Потапов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 2(89). – С. 34 – 38.

2. Коваленко, В.А. Применение полимерных композиционных материалов в изделиях ракетно-космической техники как резерв повышения ее массовой и функциональной эффективности [Текст] / В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 5(82). – С. 14 – 20.

3. Технология изготовления корпуса опытного крупногабаритного межступенного отсека ракеты-носителя «Циклон-4» из углепластиков [Текст] / А.М. Зиновьев, А.П. Кушнарв, А.В. Кондратьев, А.М. Потапов, А.П. Кузнецов, В.А. Коваленко // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 2 (74). – Х., 2013. – С. 7 – 17.

4. Технологические особенности изготовления крупногабаритных трехслойных сотовых конструкций из полимерных композиционных материалов [Текст] / А.М. Потапов, Ю.Г. Артеменко, В.К. Москалец и др. // *Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов V междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 5-7 июня 2013 г.* – Днепропетровск, 2013. – С. 155 – 159.

5. Оптимальное проектирование композитных сотовых конструкций авиакосмической техники [Текст]: моногр. / В.Е. Гайдачук, А.В. Кондратьев, В.В. Кириченко и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2011. – 172 с.

6. Оптимизация проектных параметров головного обтекателя ракеты-носителя «Циклон-4» [Текст] / В.Е. Гайдачук, В.И. Сливинский, А.В. Кондратьев, А.П. Кушнарв // *Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов III междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 27-29 мая 2009 г.* – Днепропетровск, 2009. – С. 88 – 95.

7. Расчет головного блока ракеты-носителя «Циклон-4» при различных случаях нагружения [Текст] / А.П. Кушнарв, А.В. Кондратьев, В.А. Коваленко и др. // *Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов IV междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 01 – 03 июня 2011 г.* – Днепропетровск, 2011. – С. 91 – 97.

8. Basic parameters' optimization concept for composite nose fairings of launchers [Text] / V. Slyvyn'skyi, V. Gajdachuk, V. Kirichenko, A. Kon-

dratiev // *62nd International Astronautical Congress, IAC 2011. Cape Town, 3 - 7 October 2011.* – Red Hook, NY: Curran, 2012. – Vol. 9. – P. 5701 – 5710.

9. Слезкин, Д.В. MSC.Software: Технологии виртуальной разработки конструкций из композиционных материалов [Электронный ресурс] / Д.В. Слезкин. – Режим доступа: [http://www.bee-pitron.ru/Composites\\_DS\\_2009\\_Beepitron\\_SpB.pdf](http://www.bee-pitron.ru/Composites_DS_2009_Beepitron_SpB.pdf). – 17.06.2011.

10. Применение виртуального проектирования при поэтапном снижении массы крупногабаритного головного обтекателя РН из композиционных материалов [Электронный ресурс] / С.А. Петроковский, А.Г. Бахтин, В.П. Полиновский и др. // сб. материалов XIII Российской конф. пользоват. компьютер. систем инженер. анализа MSC. Software. Москва, 20 – 21 октября 2010 г. – Режим доступа: <http://www.mssoftware.ru> — 17.06.2011.

11. Matthew, E. Melis Finite element simulation of a space shuttle solid rocket booster aft skirt splash-down using an arbitrary lagrangian-eulerian approach [Text] / Melis, E. Matthew // *Technical Repor NASA*. – TM-2003-212093 NAS 1.15:212093 E-13745. – 35 p.

12. Sivakumar, V. Finite element analysis of segment joint sealing efficiency in solid rocket boosters / V.Sivakumar, R.Palaninathan [Electronic resource] // *Proceedings of the International Conference on Aerospace Science and Technology 26 - 28 June 2008, Bangalore, India.* – Mode of access: [www.nal.res.in](http://www.nal.res.in). – 16.10.2012.

13. Зиновьев, А.М. Перспектива машиностроения – наукоёмкие технологии [Текст] / А.М. Зиновьев, А.П. Кузнецов // *Проблемы общислювальной механіки і міцності конструкцій*. – 2011. – Вип. 15. – С. 3 – 8

14. Оценка несущей способности композитного фитинга системы разделения отсеков ракетно-носителей [Текст] / А.В. Дегтярев, А.П. Кушнарв, В.В. Гаврилко, В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев, А.М. Потапов // *Космическая техника. Ракетное вооружение: науч.-техн. сб. ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля»*. – Вып. 1. – Днепропетровск: 2013. – С. 38 – 46.

15. Композитный фитинг системы разделения отсеков ракеты-носителя [Текст] / В.В. Гаврилко, А.В. Кондратьев, А.М. Потапов В.А. Коваленко // *Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов V междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 5-7 июня 2013 г.* – Днепропетровск, 2013. – С. 71 – 76.

16. Заявка № а 2012 11211. Украина. Фітинг та спосіб його виготовлення [Текст] / Зинов'єв О.М., Кузнецов О.П., Гаврилко В.В., Потапов О.М., Коваленко В.О., Ребров М.Ф., Клеменко Д.В. – 7 с.

Поступила в редакцию 10.04.2013, рассмотрена на редколлегии 15.05.2013

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

**КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНІ РІШЕННЯ ТА НЕСУЧА ЗДАТНІСТЬ  
МІЖСТУПЕНЕВОГО ВІДСІКУ РАКЕТИ-НОСІЯ «ЦИКЛОН-4»  
З ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ**

**О.М. Зінов'єв, О.П. Кушнарьов, А.В. Кондратьєв, О.М. Потапов, О.П. Кузнецов, В.О. Коваленко**

Дано опис конструктивно-технологічних рішень дослідного міжступеневого відсіку ракети-носія «Циклон-4» з несучими обшивками з вуглепластика і сотами із полімерного паперу «Nomex». Для нормованих випадків навантаження наведено результати досліджень напружено-деформованого стану відсіку в регулярній зоні, а також фрагмента його стику, що складається зі шпангоута і вперше розробленого з'єднувального композитного фітинга. Отримані результати свідчать про достатню несучу здатність і жорсткість виробу при нормальній температурі та нагріві зовнішньої обшивки до 100°C.

**Ключові слова:** міжступеневий відсік, ракета-носій, тришарова конструкція, вуглепластик, несучі обшивки, стільниковий заповнювач, фітинг, несуча здатність, скінченно-елементні моделі.

**STRUCTURAL AND TECHNOLOGICAL SOLUTIONS AND BEARING  
CAPACITY OF THE INTERSTAGE SECTION OF CARRIER ROCKET «TSYKLON-4»  
MADE FROM POLYMER COMPOSITES**

**A.M. Zinov'ev, A.P. Kushnarev, A.V. Kondratyev, A.M. Potapov, O.P. Kuznetsov, V.A. Kovalenko**

Description of the structural and technological solutions for experimental interstage section of carrier rocket «Tsyklon-4» with CFRP load-bearing skins and honeycomb core from a polymeric paper «Nomex» was presented. Research results of the stress-strain state for the section in the regular zone as well as a fragment of its joints which consists of frame and composite connecting fitting were presented for the normalized load cases. The results obtained indicate a sufficient bearing capacity and rigidity of product at normal temperature and heating of outer skin to 100°C.

**Keywords:** interstage section, carrier rocket, three-layer construction, CFRP, load-bearing skins, honeycomb core, fitting, bearing capacity, finite-element models.

**Зиновьев Алексей Михайлович** – генеральный директор научно-производственной группы «Днепро-техсервис», Днепропетровск, Украина.

**Кушнарев Александр Павлович** – Первый заместитель Генерального конструктора - Генерального директора по системному проектированию, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

**Кондратьев Андрей Валерьевич** – канд. техн. наук, доцент каф. проектирования ракетно-космических аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: kondratyev\_a\_v@mail.ru.

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

**Кузнецов Александр Петрович** – канд. техн. наук, заместитель генерального директора научно-производственной группы «Днепро-техсервис», Днепропетровск, Украина.

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

УДК 533.666.2:629.7

**П.И. ИВАНОВ***Херсонский национальный технический университет, Украина***КОНУС СТРОПНОЙ СИСТЕМЫ ПАРАШЮТА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ**

*Сегодня ощущается острая нехватка расчетных методов и методик, используемых для проектирования сверхзвуковых парашютных систем в силу ряда их специфических особенностей. В данной работе сделана попытка разработки методики численного расчета параметров сверхзвукового потока газа, обтекающего конус строп парашютной системы с тем, чтобы получить исходные данные для расчета и выбора в дальнейшем конструкционных материалов как для стропной системы, так и для всего парашюта в целом. Характер изменения кривых, полученных численными расчетами, не противоречит физическим представлениям о происходящих процессах. В дальнейшем предполагается выполнить оценку точности полученных результатов, сравнив их с данными экспериментов.*

**Ключевые слова:** скачок уплотнения, парашют, стропная система, конус строп, проектирование.

**Введение**

Введение в действие парашютных систем (ПС) на сверхзвуковых скоростях обусловлено следующими задачами.

1. Необходимость максимально быстрой доставки объекта к удаленной цели и обеспечение требуемой скорости и угла подхода к цели к моменту приземления.

2. Необходимость обеспечения достаточного запаса высоты к моменту начала работы основной системы спасения.

3. Необходимость обеспечения устойчивой стабилизации объекта (космического спускаемого аппарата, информационной капсулы) при движении его как на сверхзвуковых, так и на дозвуковых режимах, например, с тем, чтобы обеспечить нормальный ввод в действие основной парашютной системы.

4. Необходимость длительного торможения в средах с малым аэродинамическим сопротивлением (например, в сильно разреженных атмосферах других планет) с целью обеспечения возможности нормального введения основного парашюта в действие по перегрузке.

5. В некоторых случаях сверхзвуковые ПС могут использоваться как противошторные для отдельных конструкций сверхзвуковых самолетов в силу особенностей их аэродинамики, проявляющихся на критических режимах.

Качественное решение указанных выше задач требует разработки методов проектирования и летных испытаний ПС на сверхзвуковых скоростях.

**Постановка проблемы**

Стропные системы сверхзвуковых парашютных систем обычно рассчитываются на большие аэродинамические и термические нагрузки и поэтому изготавливаются из высокопрочных лент достаточно большой ширины.

В процессе раскрытия парашюта в зоне коуша строп, из-за большой плотности концентрации лент, образуется весьма плотный, непроницаемый для потока конус, частично перекрывающий входное отверстие купола парашюта и образующий аэродинамическую тень. А это препятствует поступлению потока под купол и задерживает процесс раскрытия парашюта.

Процесс раскрытия парашюта все же происходит благодаря появлению межстропного пространства ближе к кромке наполняющегося купола.

Очевидно, что в процессе раскрытия парашюта и увеличения диаметра наполняющегося купола, размеры плотного непроницаемого конуса уменьшаются, и он, захватывая вначале всю стропную систему, постепенно уменьшаясь в размерах, смещается к коушу парашюта. Размеры остаточного, плотного непроницаемого конуса определяются в процессе проектирования, исходя из геометрии купола и ширины лент стропной системы, и являются исходными данными в различных расчетах.

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 (в том числе и для парашюта), уже проводился ряд экспериментальных исследований [1-10].

Целью настоящей работы является построение расчетной методики расчета параметров газа при обтекании сверхзвуковым потоком конуса строп парашютной системы и обсуждение результатов, полученных при различных начальных условиях. Дальнейшие усилия должны быть сконцентрированы на экспериментальной проверке и оценке точности расчетной методики.

### Основная часть

Для расчета характеристик установившегося движения парашюта в сверхзвуковом режиме необходим предварительный расчет параметров газового потока на плотном непроницаемом конусе строп. Они будут исходными данными для дальнейшего расчета параметров потока на всей стропной системе, куполе и парашюте в целом.

Расчет скорости на поверхности конуса выполняется численным методом по классическим формулам аэродинамики [1-3] с учетом гипотезы конического течения и присоединенного к коушу строп косоуго скачка уплотнения (СУ).

Гипотеза о коническом течении позволяет свести систему дифференциальных уравнений в частных производных к системе обыкновенных дифференциальных уравнений, что делает возможным получение достаточно простых расчетных формул для компонент скорости в зоне возмущения потока.

Здесь в качестве базовой основы используется система уравнений аэродинамики, записанная в сферической системе координат [1-3]:

- уравнение неразрывности, записанное для условия, что в возмущенной области (между конусом и СУ) устанавливается термодинамическое равновесие;
- система уравнений для двухмерного конического течения;
- уравнение Лапласа для скорости звука.

В итоге задача об обтекании плотного, непроницаемого конуса строп сводится к кинематической задаче, связанной с определением поля скоростей в возмущенном потоке около конуса, т.е. с отысканием результирующего вектора скорости и его компонент, включая и поверхность самого конуса.

Задача решается достаточно просто любым из

конечно-разностных методов.

Составлена программа, позволяющая выполнять оценку скорости потока на конусе строп.

При этом, задаваясь углом наклона СУ и скоростью потока (числом Маха на бесконечности), за несколько итераций удается выйти на заданную величину угла полураствора конуса строп, определить параметры потока в зоне возмущения и на самом конусе строп.

А это уже позволяет рассчитать параметр потерь давления в СУ, температуру, давление, плотность на поверхности конуса строп, а также коэффициент давления, который одновременно является и коэффициентом волнового сопротивления конуса строп.

Анализ результатов исследований по численным расчетам.

На рис. 1, 2 представлены результаты расчетов, выполненных по разработанной программе для режима установившегося горизонтального полета сверхзвукового парашюта, буксируемого на длинном звене за летательным аппаратом ( $M_\infty = 3,339$ ;  $\lambda_\infty = 2,035$ ).

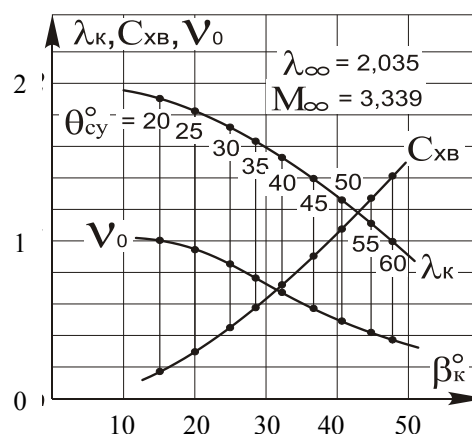


Рис. 1. Зависимость относительной скорости  $\lambda_k$  потока на конусе, коэффициента волнового сопротивления  $C_{хв}$  и параметра  $v_0$  от величины угла полураствора конуса строп  $\beta_k^0$ .

С увеличением угла конуса (угла полураствора) строп  $\beta_k^0$  относительная скорость потока  $\lambda_k$  на конусе (равная отношению скорости потока к критической скорости звука) падает достаточно круто за счет изэнтропического сжатия за скачком уплотнения при повороте потока в зоне возмущения перед конусом строп. На кривой  $\lambda_k = f(\beta_k^0)$  точками выполнена разметка соответствующих углов косоуго СУ  $\theta_{су}^0$ , что дает больше информации о картине процесса. Вертикальными линиями, параллель-

ными оси ординат, эти точки могут быть перенесены и на другие кривые (рис. 1, 2).

Параметр  $v_0$  (равный отношению давления торможения с учетом потерь в СУ на ударное сжатие к давлению торможения без учета потерь в СУ) также монотонно падает с увеличением угла конуса строп  $\beta_k^0$ . Коэффициент давления при сверхзвуковом обтекании, равный коэффициенту волнового сопротивления конуса  $c_{xв}$ , весьма интенсивно возрастает с увеличением угла конуса строп.

На рис. 2 представлены зависимости относительного давления на конусе строп  $\bar{P}$  (равного отношению давления на конусе строп к давлению в невозмущенном потоке), относительной плотности на конусе строп  $\bar{\rho}$  (равной отношению плотности потока на конусе строп к плотности в невозмущенном потоке), относительной температуры на конусе строп  $\bar{T}$  (равной отношению температуры на конусе строп к температуре невозмущенного потока) от угла конуса строп  $\beta_k^0$  и угла наклона СУ  $\theta_{cy}^0$  к вектору скорости набегающего потока.

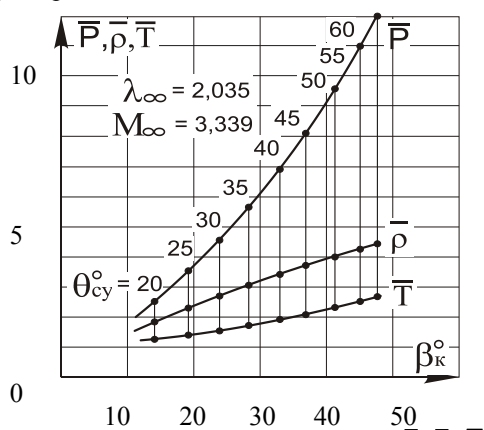


Рис. 2. Зависимость параметров  $\bar{P}$ ,  $\bar{\rho}$ ,  $\bar{T}$

от величины угла полураствора конуса строп  $\beta_k^0$

Наиболее интенсивно, с увеличением угла конуса строп возрастает относительное давление. Относительная плотность и температура также возрастают, но уже не так интенсивно, как относительное давление.

Представлялось также весьма интересным исследовать изменения перечисленных выше параметров для заданного конкретного значения угла отклонения СУ  $\theta_{cy}^0 = 25^\circ$ , но при различных значениях скорости набегающего потока.

В данных расчетах относительная скорость набегающего потока изменялась в пределах:  $\lambda_\infty = 1,827 - 2,248$  ( $M_\infty = 2,6 - 5,18$ ).

На рис. 3, 4 представлены результаты этих численных исследований.

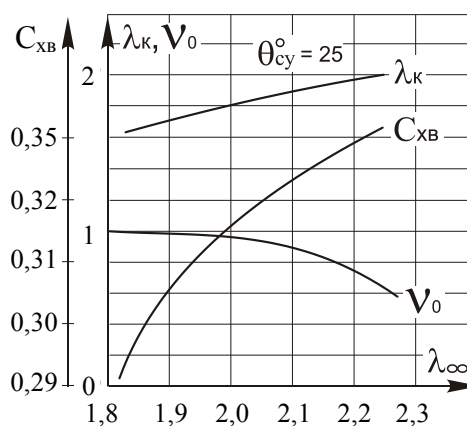


Рис. 3. Зависимость параметров  $c_{xв}$ ,  $\lambda_k$ ,  $v_0$  от величины относительной скорости потока на бесконечности  $\lambda_\infty$  при заданном значении угла наклона скачка уплотнения  $\theta_{cy}^0 = 25^\circ$

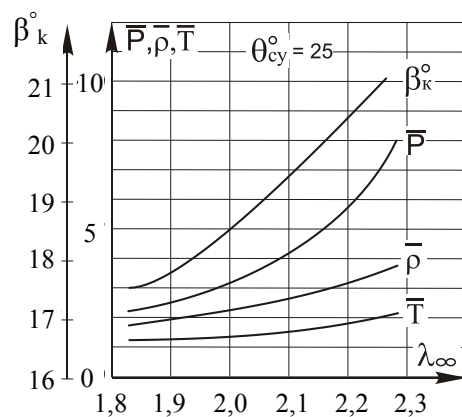


Рис. 4. Зависимость параметров  $\beta_k^0$ ,  $\bar{P}$ ,  $\bar{\rho}$ ,  $\bar{T}$  от величины относительной скорости потока на бесконечности  $\lambda_\infty$  при заданном значении угла наклона скачка уплотнения  $\theta_{cy}^0 = 25^\circ$

С увеличением скорости набегающего потока коэффициент волнового сопротивления  $c_{xв}$  возрастает, возрастает также и относительная скорость потока  $\lambda_k$  на конусе. Параметр  $v_0$  в начале изменяется незначительно, но, уже начиная с  $\lambda_\infty = 2$ , его уменьшение становится весьма заметным.

На рис. 4 представлены зависимости относительного давления на конусе строп  $\bar{P}$ , относительной плотности на конусе строп  $\bar{\rho}$ , относительной температуры на конусе строп  $\bar{T}$ , угла конуса строп  $\beta_k^0$  от скорости набегающего потока.

Наиболее интенсивно, с увеличением скорости (при заданном конкретном значении угла наклона СУ  $\theta_{cy}^0 = 25^\circ$ ), возрастает относительное давление.

Относительная плотность и температура также

возрастают, но уже не так интенсивно, как относительное давление. Возрастает также и угол конуса строп с ростом скорости для заданного значения угла наклона СУ:  $\theta_{cy}^0 = 25$ .

### Заключение

Характер изменения кривых, полученных численными расчетами, не противоречит физическим представлениям о происходящих процессах.

Нужно отметить, что полученные теоретические результаты пока не проверялись на точность соответствия их эксперименту по той причине, что сегодня сделать это практически не представляется возможным.

Однако при появлении такой возможности будет сделана проверка и выполнена оценка точности полученных результатов.

Тем не менее, сегодня, учитывая острую потребность в начальных и исходных данных для проведения расчетов, программа используется автором в процессе проектирования для приближенной оценки параметров течения потока на конусе строп и выдаче рекомендаций при выборе соответствующих конструкционных материалов для сверхзвуковых парашютов.

### Литература

1. Краснов, Н.Ф. *Аэродинамика* [Текст] / Н.Ф. Краснов. – М.: «Высшая школа», 1971. – 630 с.
2. Меньшиков, В.И. *Аэродинамика* [Текст] / В.И. Меньшиков. – Харьков: ХВКИУ, 1969. – 239 с.
3. Ферри, А. *Аэродинамика сверхзвуковых течений* [Текст] / А. Ферри. – М.: ГИТТЛ, 1953. – 463 с.
4. Лойцянский, Л.Г. *Механика жидкости и газа* [Текст] / Л.Г. Лойцянский. – М.: Наука, 1970. – 904 с.
5. Липман, Г.В. *Введение в аэродинамику сжимаемой жидкости* [Текст] / Г.В. Липман, А.Е. Пакет. – М.: ИИЛ, 1949. – 340 с.
6. Хилтон, У.Ф. *Аэродинамика больших скоростей* [Текст] / У.Ф. Хилтон. – М.: ИИЛ, 1955. – 504 с.
7. Гошек, И. *Аэродинамика больших скоростей* [Текст] / И. Гошек. – М.: ИИЛ, 1954. – 547 с.
8. Сергель, О.С. *Прикладная гидрогазодинамика* [Текст] / О.С. Сергель. – М.: Издательство «Машиностроение», 1981. – 375 с.
9. Хлебников, В.С. *Исследование аэродинамического сопротивления системы груз-крестообразный парашют при транс- и сверхзвуковых скоростях полета* [Текст] / В.С. Хлебников, П.Г. Цыганов // Сб. докладов НТК НИИ АУ. – Вып.8. – Феодосия, 1983. – С. 8–12.
10. 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 10.04.2013, рассмотрена на редколлегии 24.04.2013

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

## КОНУС СТРОПНОЇ СИСТЕМИ ПАРАШУТА В НАДЗВУКОВОМУ ПОТОЦІ

*П.І. Іванов*

Сьогодні відчувається гостра нестача розрахункових методів і методик, використовуваних для проектування надзвукових парашютних систем у силу їхнього ряду специфічних особливостей. У даній роботі зроблено спробу розробки методики чисельного розрахунку параметрів надзвукового потоку газу, що обтікає конус строп парашютної системи для того, щоб одержати вихідні дані для розрахунку і вибору надалі конструкційних матеріалів як для стропної системи, так і для всього парашута в цілому. Характер зміни кривих, отриманих чисельними розрахунками, не суперечить фізичним представленням про процеси, що відбуваються. Надалі передбачається виконати оцінку точності отриманих результатів, порівнявши їх з даними експериментів

**Ключові слова:** стрибок ущільнення, парашут, стропна система, конус строп, проектування.

## CONE OF SLINGS SYSTEM OF A PARACHUTE IN A SUPERSONIC STREAM

*P.I. Ivanov*

Today the acute shortage of settlement methods and the techniques used for design of supersonic parachute systems owing to their number of specific features is felt. In this work attempt of development of a technique of numerical calculation of parameters of a supersonic stream of the gas which is flowing round a cone a sling of parachute system to obtain basic data for calculation and a choice further of constructional materials both for slings system, and for all parachute as a whole is made. Nature of change of the curves received by numerical calculations, doesn't contradict physical ideas of occurring processes. Further it is supposed to execute an assessment of accuracy of the received results, having compared them to data of experiments.

**Keywords:** consolidation jump, parachute, slings system, cone sling, design.

**Іванов Петр Иванович** – д-р техн. наук, проф., Феодосійський факультет ХНТУ, Феодосія, Україна, e-mail: Ivanovpetr@rambler.ru.

УДК 629.7.054.001

О.Г. ГОРДІН, Є.А. ГУБА

*Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Україна*

## ПОКРАЩЕННЯ ПОКАЗНИКІВ НАДІЙНОСТІ ТА ТОЧНОСТІ ВИМІРУ КУТІВ АТАКИ І КОВЗАННЯ ДЛЯ ФЛЮГЕРНИХ ДАТЧИКІВ АЕРОДИНАМІЧНИХ КУТІВ

*Аеродинамічні кути атаки та ковзання являються одними із важливих пілотажно-навігаційних параметрів. Найбільш легким та точним методом їх виміру є використання флюгерних датчиків. Відомі такі основні типи датчиків: флюгерні, пневматичні, пневмо-флюгерні. Вони характеризуються рядом недоліків, основні з яких: інструментальні похибки за рахунок сухого тертя в потенціометрі датчика та безпосередньо в опорі, неврахування величин повітряної швидкості та щільності повітря, похибки при значних кутах атаки за рахунок протидіючого елементу, аналоговий вихід сигналу. В роботі показано можливість отримання навігаційних параметрів за допомогою структурно надлишкового датчика аеродинамічного кута зі струнним упругим підвісом. Розроблено відповідні алгоритми визначення навігаційних параметрів для датчика, який представлено.*

**Ключові слова:** кут атаки, кут ковзання, відмовостійкість, надійність, точність, струнний підвіс, флюгерний датчик аеродинамічних кутів.

### Вступ

Основною особливістю флюгерних датчиків є зонд у вигляді флюгарки, який виконує роль первинного перетворювача інформації. Найчастіше флюгарка являє собою симетричний клин з малим кутом розвору [1]. Датчики встановлюються на фюзеляжі або крилі літального апарату в місцях найменшого викривлення потоку [2].

Принцип роботи датчика полягає в тому, що при відсутності швидкісного повітряного потоку положення флюгарки балансується за допомогою протівісу, а при його наявності вона повертається по напрямку потоку. Далі кут повороту фіксується переміщенням щіток по потенціометрам. До недоліків такої конструкції можна віднести не дуже велику чутливість до зносу повітряного потоку при малих швидкостях [3].

Окрім флюгерних датчиків найчастіше використовуються ще пневматичні та пневмофлюгерні. Для всіх цих типів датчиків домінуючою похибкою є похибка від тертя (затирання) рухомої частини датчика, зв'язаної з присутністю тертя в опорах вісі обертання і в вихідному пристрої [4].

### Постановка задачі для побудови вимірювального блоку

Отже, враховуючи вищесказане, для флюгерних датчиків потрібно підвищити точність виміру кутів атаки та ковзання, урахувати величини повітряної швидкості та щільності повітря, забезпечити роботу при відмові одного з перетворювачів інфор-

мації, а також ввести можливість з'єднання датчика аеродинамічного кута безпосередньо з цифровим обчислювальним пристроєм (враховуючи, що на борту сучасних літальних апаратів все менше і менше аналогових обчислювальних приладів).

Дані показники можливо покращити при використанні струнного підвісу [5].

### Схема вимірювального блоку

На рис.1 наведено спрощену конструктивно-компоновочну схему структурно надлишкового датчика аеродинамічного кута, на рис. 2 – схему системи обробки інформації.

Структурно надлишковий датчик аеродинамічного кута складається з корпусу 1, флюгеру з протівісом 2, осі обертання флюгеру 3, струнних пружних розтяжок 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, постійних магнітів 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, жорстких стержнів 20, 21, центральних вузлів закріплення 22, 23, нерухомих вузлів закріплення 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, рухомих вузлів закріплення 32, 33, 34, 35, демпферу 36, причому кожна струнна пружна розтяжка 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11 закріплена одним своїм кінцем на нерухомому вузлі закріплення 24, 25, 27, 26, 28, 29, 31, 30 відповідно, другим – на рухомому вузлі закріплення 4,5 – 32, 6,7 – 33, 8,9 – 34, 10,11 – 35, причому кожний рухомий вузол через жорсткий стержень 20, 21 нерухомо зв'язаний з віссю підвісу флюгеру 3, а кожна струнна пружна розтяжка 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11 знаходиться у полі постійного магніту 12, 13, 15, 14, 16, 17, 18, 19 відповідно.

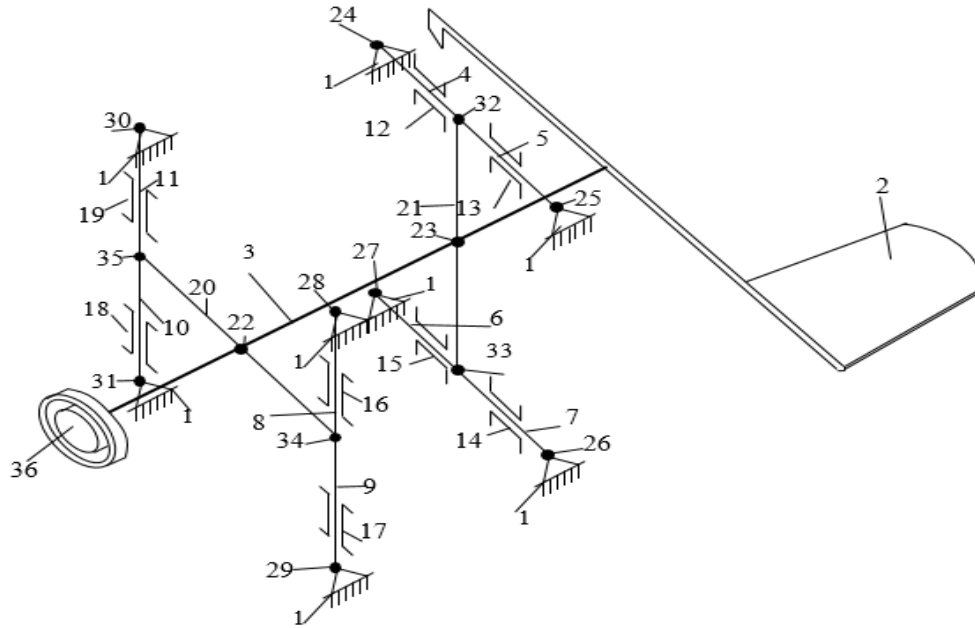


Рис. 1. Конструктивно-компоновочна схема структурно надлишкового датчика аеродинамічного кута

Нерухомі вузли закріплення 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31 струнних пружинних розтяжок жорстко з'єднані з корпусом 1.

Струнні розтяжки 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11 у початковому стані (у статичному режимі) мають попереднє (початкове) натягіння, при цьому власні частоти поперечних коливань всіх розтяжок у полі магнітів 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19 співпадають.

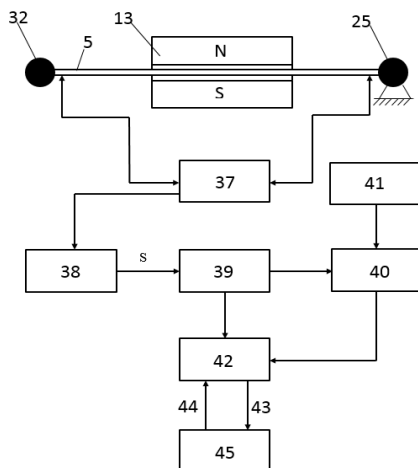


Рис. 2. Схема системи обробки інформації структурно надлишкового датчика аеродинамічного кута

Система обробки інформації включає вісім ідентичних каналів, кожний з яких складається з автогенератора 37, блока узгодження 38, пристрою керування перетворювача кількості імпульсів в код 40, генератора заповнюючих імпульсів 41 та вихідного буферного регістра 42, причому вихід автогенератора 37 з'єднаний з входом блока узгодження 38, послідовно зв'язаного з пристроєм керування перетво-

рювачем 39, один вихід якого підключений до першого входу перетворювача кількості імпульсів в код 40, а другий вихід – до першого керуючого входу вихідного буферного регістра 42, з інформаційним входом якого з'єднаний вихід перетворювача кількості імпульсів в код 40, а другий керуючий вхід вихідного буферного регістра 42 з'єднаний з вихідним портом 44 обчислювального пристрою 45. Другий вхід перетворювача кількості імпульсів в код 40 зв'язаний з виходом генератора заповнюючих імпульсів 41. Вихід 43 вихідного буферного регістра 42 з'єднаний з відповідним портом обчислювального пристрою 45.

Обробка інформації здійснюється шляхом підрахунку кількості імпульсів генератора, які заповнюють половину періоду коливань сигналу автогенератора 37.

### Алгоритми функціонування вимірювального блоку

При зміні аеродинамічного моменту флюгера 2 змінюються натягіння струнних пружинних розтяжок 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, а також – частота їх власних коливань. Частоту власних коливань струнної пружної розтяжки однієї пари на першій гармоніці можна представити у такому вигляді:

$$f^2 = \frac{F_0}{4ml}, \quad f = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{F_0}{ml}}, \quad (1)$$

де  $F_0$  – сила, прикладена до струнної пружної розтяжки;

$m$  – маса струнної пружної розтяжки;

$l$  – довжина активної частини струнної пружної розтяжки.

Вважаємо, що схема обробки інформації (рис. 2) налаштована на виділення першої гармоніки коливань струнної пружної розтяжки. В тому випадку, якщо сила натягнення струнної пружної розтяжки змінюється відносно початкового її значення  $F_0$  на величину  $\Delta F$ . Для кожної струнної пружної розтяжки співвідношення (1) частоти власних коливань струнної пружної розтяжки можливо представити так:

$$f = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{F_0 \pm \Delta F}{ml}}. \quad (2)$$

Приріст (зміну) сили натягнення струнної пружної розтяжки наведемо в наступному вигляді:

$$\Delta F = \frac{1}{4h} m^\alpha(\alpha) \alpha \frac{\rho V^2}{2} S l_\phi, \quad (3)$$

де  $\alpha$  – кут атаки;

$m^\alpha(\alpha)$  – коефіцієнт аеродинамічного моменту

флюгера, відома функція кута атаки;

$\rho$  – щільність повітря;

$V$  – повітряна швидкість;

$S$  – площа характерної поверхні флюгера;

$l_\phi$  – характерна довжина флюгера;

$h$  – плече (відстань від осі струнних пружних розтяжок до осі обертання флюгера).

Враховуючи (2) рівняння (3) можна записати так:

$$f^2 = \frac{1}{4} \frac{F_0 \pm \Delta F}{ml}. \quad (4)$$

Підставивши рівняння (3) в (4) отримаємо:

$$f^2 = \frac{1}{4} \frac{F_0 \pm \frac{1}{4h} m^\alpha(\alpha) \alpha \frac{\rho V^2}{2} S l_\phi}{ml}; \quad (5)$$

$$f^2 = \frac{1}{4ml} \left[ F_0 \pm \frac{1}{4h} m^\alpha(\alpha) \alpha \frac{\rho V^2}{2} S l_\phi \right].$$

Провівши елементарні перетворення співвідношення (5) запишемо в такому вигляді:

$$f^2 = \frac{F_0}{4ml} \pm \frac{1}{16mlh} m^\alpha(\alpha) \alpha \frac{\rho V^2}{2} S l_\phi;$$

$$f^2 - \frac{F_0}{4ml} = \pm \frac{1}{16mlh} m^\alpha(\alpha) \alpha \frac{\rho V^2}{2} S l_\phi; \quad (6)$$

$$f^2 - \frac{F_0}{4ml} = \pm \frac{S l_\phi}{32mlh} m^\alpha(\alpha) \alpha \rho V^2.$$

Враховуючи, що  $F_0, m, l, h, S, l_\phi = \text{const}$  і прий-

явши  $\frac{F_0}{4ml} = A$ ,  $\frac{S l_\phi}{32mlh} = B$  залежність (6) представимо в такому вигляді:

$$f^2 - A = \pm B m^\alpha(\alpha) \alpha \rho V^2. \quad (7)$$

Отримаємо залежність для визначення кута атаки  $\alpha$ :

$$\alpha = \frac{\pm 1}{B m^\alpha(\alpha) \rho V^2} (f^2 - A). \quad (8)$$

Виділення інформації про кут  $\alpha$  можливо за допомогою будь-якої струнної пружної розтяжки, наприклад, струнної пружної розтяжки 5:

$$T_5 = \frac{1}{f_5}, \quad f_5 = \frac{1}{T_5}, \quad (9)$$

де  $T_5$  – період власних коливань струнної пружної розтяжки 5.

При використанні принципу заповнювання на півперіоду коливань струни 5 імпульсами високої частоти:

$$\frac{1}{2} T_5 = n T_n = \frac{n}{f_n}, \quad (10)$$

де  $n$  – кількість заповнюючих імпульсів за півперіод коливань струнної пружної розтяжки 5;

$T_n$  – період власних коливань заповнюючих імпульсів;

$f_n$  – частота заповнюючих імпульсів.

Тобто:

$$T_5 = \frac{2n}{f_n}. \quad (11)$$

У відповідності до залежності (8):

$$\alpha = \frac{\pm 1}{B m^\alpha(\alpha) \rho V^2} \left( \frac{f_n^2}{4n^2} - A \right). \quad (12)$$

Реалізація отриманої залежності (12) за допомогою обчислювального пристрою дає можливість знайти величину кута атаки.

## Висновки

В роботі показано можливість побудови струнного підвісу та цифрового вимірювального блоку для флюгерного датчика аеродинамічних кутів атаки та ковзання, які дозволяють досягти наступного позитивного результату.

Можливість врахування повітряної швидкості та щільності повітря, в аналітичній залежності роз-

рахунку кута атаки.

Розширення функціональних можливостей за рахунок структурної надлишковості. Обробку інформації можливо вести по різниці частот  $f_i^2 - f_{(i+1)}^2$  ( $i=1..8$ ) струнних пружних розтяжок одного з диференціальних перетворювачів.

Інформацію з чотирьох перетворювачів можна використовувати для: усереднення даних, яке дозволяє збільшити точність визначення кута атаки; для ідентифікації перетворювача який відмовив (структурна надлишковість); система зберігає працеспроможність при відмові  $n-1$  струнної пружної розтяжки.

Можливість з'єднання структурно надлишкового датчика аеродинамічного кута з цифровим електронно-обчислювальним пристроєм та автоматизації процесу вимірювання кутів атаки і ковзання.

## Література

1. Боднер, В.А. Приборы первичной информации [Текст] / В.А. Боднер. – М.: Машиностроение, 1981. – 344 с.
2. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов [Текст] / Г.И. Ключев, Н. Макаров, В.М. Солдаткин, И.П. Ефимов; под ред. В.А. Мишина. – Ульяновск: УлГТУ, 2005. – 509 с.
3. Браславский, Д.А. Приборы и датчики летательных аппаратов [Текст] / Д.А. Браславский, Д.Г. Корневский. – М.: Машиностроение, 1970. – 251 с.
4. Боднер, В.А. Авиационные приборы [Текст] / В.А. Боднер, Г.О. Фридлендер, Н.И. Чистяков. – М.: Оборонгиз, 1960. – 345 с.
5. Пат. 76020 України, МПК G01B7/30. Структурно надлишковий датчик аеродинамічного кута [Текст] / Гордін О.Г., Губа Є.А.; Заявник Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «ХАІ». – № U201205587 заявл. 07.05.2012, опубл. 25.12.2012, бюл. № 24. – 7 с.

Надійшла до редакції 14.03.2013, розглянута редколегією 27.03.2013

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., зав. кафедрою «Авіаційні прилади та вимірювання» М.Д. Кошевий, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна.

## УЛУЧШЕНИЕ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ И ТОЧНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ УГЛОВ АТАКИ И СКОЛЬЖЕНИЯ ДЛЯ ФЛЮГЕРНОГО ДАТЧИКА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ УГЛОВ

*А.Г. Гордин, Е.А. Губа*

Аэродинамические углы атаки и скольжения являются одними из важных пилотажно-навигационных параметров. Наиболее легким и точным методом их измерения является использование флюгерных датчиков. Известны следующие основные типы датчиков: флюгерные, пневматические, пневмо-флюгерные. Они характеризуются рядом недостатков, основные из которых: инструментальные погрешности за счет сухого трения в потенциометре датчика и непосредственно в опоре, неучет величин воздушной скорости и плотности воздуха, погрешности при значительных углах атаки за счет противодействующего элемента, аналоговый выход сигнала. В работе показана возможность получения навигационных параметров с помощью структурно избыточного датчика аэродинамического угла со струнным упругим подвесом. Разработаны соответствующие алгоритмы определения навигационных параметров датчика, который представлен.

**Ключевые слова:** угол атаки, угол скольжения, отказоустойчивость, надежность, точность, струнный подвес, флюгерный датчик аэродинамических углов.

## BETTER LEVELS OF RELIABILITY AND ACCURACY OF MEASUREMENT OF ANGLES OF ATTACK AND SLIDING BY VANE SENSOR OF AERODYNAMIC ANGLES

*A.G. Gordin, Y.A. Guba*

Aerodynamic angles of attack and slip are one of the important parameters of flight and navigation. The easiest and most accurate method of their measurements is the use of vane sensors. There are the following main types of sensors: vane, pneumatic, pneumatic vane. They have a number of drawbacks, the most important of which are: instrumental errors due to dry friction in potentiometer sensor and directly in support, not accounting values of air velocity and air density, significant errors in the angle of attack by counteracting element, the analog output signal. In paper shows the possibility of obtaining navigation parameters with structural excess aerodynamic angle sensor with a string elastic suspension. Develop appropriate algorithms for determining the parameters of the navigation sensor, which is represented.

**Key words:** angle of attack, slip angle, fault tolerance, reliability, accuracy, string suspension, feathered sensor of aerodynamic angles.

**Гордін Олександр Григорович** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри систем управління летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

**Губа Євген Анатолійович** – магістрант кафедри систем управління летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: eugene\_guba@i.ua.

УДК 629.7.054

В.Н. МЕЛЬНИК, М.Ф. КАЛИНИНА

*Национальный технический университет Украины “КПИ”, Украина***ПОПЛАВКОВЫЙ ПОДВЕС ГИРОСКОПА С НЕНУЛЕВОЙ ГАУССОВОЙ КРИВИЗНОЙ. ПЛОСКАЯ ЗВУКОВАЯ ВОЛНА**

*Проводится численный анализ упругих перемещений поверхности поплавкового подвеса двухстепенного гироскопа под действием плоской звуковой волны. Боковая поверхность предполагается выполненной в виде “бочки” с целью установления возможности уменьшения этим путем уровня упруго-напряженного состояния поверхности в акустическом поле. В рамках стационарной задачи выполнена количественная оценка максимальных значений координатных функций в плоскости среднего шпангоута – вдоль протяженности подвеса, вдоль параллели и в поперечном сечении. Созданы предпосылки для оптимизации геометрии подвеса.*

**Ключевые слова:** поплавковый подвес, гауссова кривизна, плоская волна, координатные функции.

**Введение**

Стремительное развитие гиперзвуковой авиации и сверхжесткие условия полетной эксплуатации летательных аппаратов приводят к необходимости глубокого анализа и переосмысления многих технических решений бортовой аппаратуры. В первую очередь навигационно-пилотажных приборов. Оборонное научное агентство DARPA USA приняло решение ускорить разработку гиперзвуковых летательных аппаратов в ходе программы *ИН*, которая призвана решить технические проблемы гиперзвукового полета. Пентагон твердо придерживается позиции перспективности разработки гиперзвуковых систем оружия, непрекращаемой способности гиперзвуковых технологий обеспечить военное доминирование USA для решения общенациональных задач в сфере безопасности.

Первые полномасштабные испытания гиперзвукового самолета *X-plane (HX)* намечены на 2016 год. Самолет будет запускаться ракетой-носителем, а после выполнения полетного задания – опускаться на Землю с помощью парашюта. Это позволит снизить технологические риски разработки, с одной стороны, увеличить интенсивность тестирования перспективных систем авиационной техники – с другой [1].

Гиперзвуковой полет на скорости  $20 M$  позволяет доставить полезный груз в течение одного часа в любую точку планеты. Кроме того, нет необходимости использования неядерных баллистических ракет, пуск которых может спровоцировать ответный ядерный удар, да, к тому же, обнаруживается с достаточно большого расстояния.

Гиперзвуковые средства нападения и внешней разведки имеют более пологую траекторию движе-

ния, а также обладают способностью появляться в воздушном пространстве противника неожиданно, что разрешает эффективно преодолевать любую систему ПВО. В рамках программы *ИН* намечены масштабные исследования гиперзвуковых технологий по пяти магистральным направлениям: системы внутренней теплозащиты; аэродинамика; наведение; навигация и управление движением; оборудование и двигатели.

При скорости  $20 M$  самолет *HX* нагреется до температуры превышающей  $2000^{\circ}C$ . Это соответствует температуре в доменной печи. Таким образом, проблемы с нагревом и последующим разрушением обшивки весьма актуальны и являются основной причиной многих неудачных испытаний гиперзвуковой ракеты *X-51* и гиперзвукового бомбардировщика *HTV-2*.

Конечной целью программы *ИН* является доведение до пригодного к серийному производству уровня технологий гиперзвукового полета. В результате американские военные получают оружие глобального удара с невероятной дальностью стрельбы – 37 тысяч километров. Это позволит США наносить удары со своей территории по объектам, находящимся в любой точке планеты. При этом нужно отметить, что ни одно современное средство ПВО не способно поразить ракету, летящую со скоростью  $20 M$ . Исключение, пожалуй, составляют лишь лазеры на свободных электронах – *FEL* – мощностью свыше  $1 Mвт$ . Однако, кроме США, масштабную их разработку в настоящее время никто не ведет.

**Обзор публикаций и выделение нерешенных задач**

Поплавковые гироскопы, благодаря своей вы-

сокой точности и надежности, нашли широкое применение в авиации [2, 3]. Влияние внутренних причин на точность измерений, а также внешних возмущающих факторов всесторонне изучалось и исследовалось [4, 5, 6].

Вместе с тем, полунатурные испытания поплавковых гироскопов на акустическую устойчивость убедительно доказали, что проникающая звуковая волна служит причиной появления дополнительных погрешностей [7, 8]. Особенностью воздействия акустических полей на гироскоп является их пространственный характер, в отличие, например, от кинематического и вибрационного факторов, которые входят внутрь прибора через опоры.

Природа появления акустической погрешности установлена, она объясняется переходом механической системы подвеса из разряда абсолютно твердой в разряд импедансной, что порождает Эйлеровы силы инерции, приводящие к погрешностям измерений [8].

Дальнейшее изучение явления состоит в формировании практических рекомендаций по борьбе с его влиянием. В настоящей работе предлагается метод конструктивных решений, путем перехода от формы подвеса в виде кругового цилиндра – к подвесу с ненулевой гауссовой кривизной (в виде “бочкообразного” подвеса).

### Постановка задачи данного исследования

Предполагается, что радиус поплавоквого подвеса вдоль его протяженности меняется по закону

$$R = R_0 + \delta \sin z,$$

где  $\delta = 2 \cdot 10^{-3}$  м - высота подъема образующей подвеса в среднем шпангоуте;

$R_0 = 0,015$  м - радиус торцов поплавок;

$z$  - текущая координата.

Считается, что на поплавок действует плоская волна. Требуется установить максимальные перемещения его поверхности в трех направлениях в среднем шпангоуте, как более подверженному этому воздействию.

### Изложение основного материала с обоснованием полученных результатов

Сравнительный анализ показывает, что перемещения  $U_{z \max}$  для *катеноида* и *бочонка* практически совпадают для четырех уровней избыточного давления  $P_{10}$ .

Максимальные упругие перемещения вдоль параллели в случае *бочкоподобной* поверхности увеличились приблизительно на 25% по сравнению с *катеноидом*, в радиальном направлении увеличились почти в три раза по сравнению с *катеноидом*.

Внешний вид подвеса представлен на рис. 1.

Естественно, что увеличение упругих перемещений поверхности приведет к повышенному упруго-напряженному состоянию подвеса и, как следствие, к росту дополнительных погрешностей гироскопа.

Для значений избыточного давления в  $200 \text{ Н/м}^2$ ,  $300 \text{ Н/м}^2$  и  $400 \text{ Н/м}^2$  форма поверхности имеет вид, представленный на рис. 2.

Значения максимальных упругих перемещений  $U_{z \max}$ ,  $U_{\phi \max}$  и  $W_{\max}$  представлены в табл. 1 - 3 соответственно.

Таблица 1

Максимальные упругие перемещения  $U_{z \max}$  поверхности среднего шпангоута

| $\omega, \text{ с}^{-1}$ | $U_z, \text{ м}$              |                               |                               |                               |
|--------------------------|-------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|
|                          | $P_{10} = 100, \text{ Н/м}^2$ | $P_{10} = 200, \text{ Н/м}^2$ | $P_{10} = 300, \text{ Н/м}^2$ | $P_{10} = 400, \text{ Н/м}^2$ |
| 600                      | $0,4729 \cdot 10^{-8}$        | $0,9458 \cdot 10^{-8}$        | $1,4187 \cdot 10^{-8}$        | $1,8916 \cdot 10^{-8}$        |
| 1200                     | $0,4343 \cdot 10^{-8}$        | $0,8686 \cdot 10^{-8}$        | $1,3029 \cdot 10^{-8}$        | $1,7372 \cdot 10^{-8}$        |
| 1800                     | $0,3734 \cdot 10^{-8}$        | $0,7468 \cdot 10^{-8}$        | $1,1202 \cdot 10^{-8}$        | $1,4936 \cdot 10^{-8}$        |
| 2400                     | $0,2949 \cdot 10^{-8}$        | $0,5898 \cdot 10^{-8}$        | $0,8847 \cdot 10^{-8}$        | $1,1796 \cdot 10^{-8}$        |
| 3000                     | $0,2051 \cdot 10^{-8}$        | $0,4102 \cdot 10^{-8}$        | $0,6153 \cdot 10^{-8}$        | $0,8204 \cdot 10^{-8}$        |
| 3600                     | $0,1106 \cdot 10^{-8}$        | $0,2212 \cdot 10^{-8}$        | $0,3318 \cdot 10^{-8}$        | $0,4424 \cdot 10^{-8}$        |
| 4200                     | $-0,02509 \cdot 10^{-8}$      | $-0,05018 \cdot 10^{-8}$      | $-0,07527 \cdot 10^{-8}$      | $-0,10036 \cdot 10^{-8}$      |
| 4800                     | $-0,06615 \cdot 10^{-8}$      | $-0,1323 \cdot 10^{-8}$       | $-0,19845 \cdot 10^{-8}$      | $-0,2646 \cdot 10^{-8}$       |
| 5400                     | $-0,1371 \cdot 10^{-8}$       | $-0,2742 \cdot 10^{-8}$       | $-0,4113 \cdot 10^{-8}$       | $-0,5484 \cdot 10^{-8}$       |
| 6000                     | $-0,1911 \cdot 10^{-8}$       | $-0,3822 \cdot 10^{-8}$       | $-0,5733 \cdot 10^{-8}$       | $-0,7644 \cdot 10^{-8}$       |

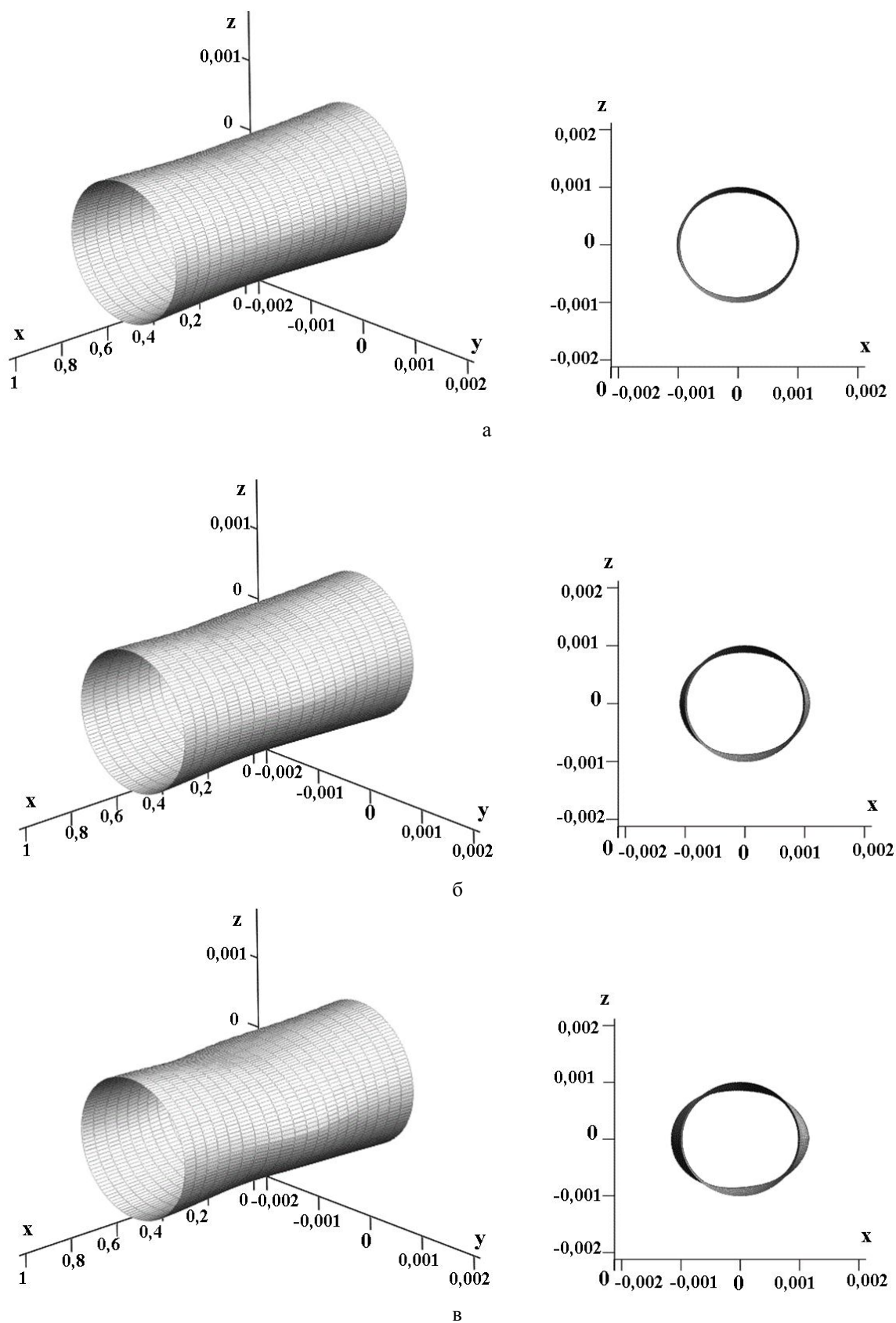


Рис. 1. Поверхность поплавкового подвеса в форме *бочонка* в аксонометрии и фронтальной плоскости при  $P_{10} = 100 \text{ Н/м}^2$ :

а –  $\omega = 600 \text{ с}^{-1}$ ; б –  $\omega = 3000 \text{ с}^{-1}$ ; в –  $\omega = 6000 \text{ с}^{-1}$ . Стационарная задача

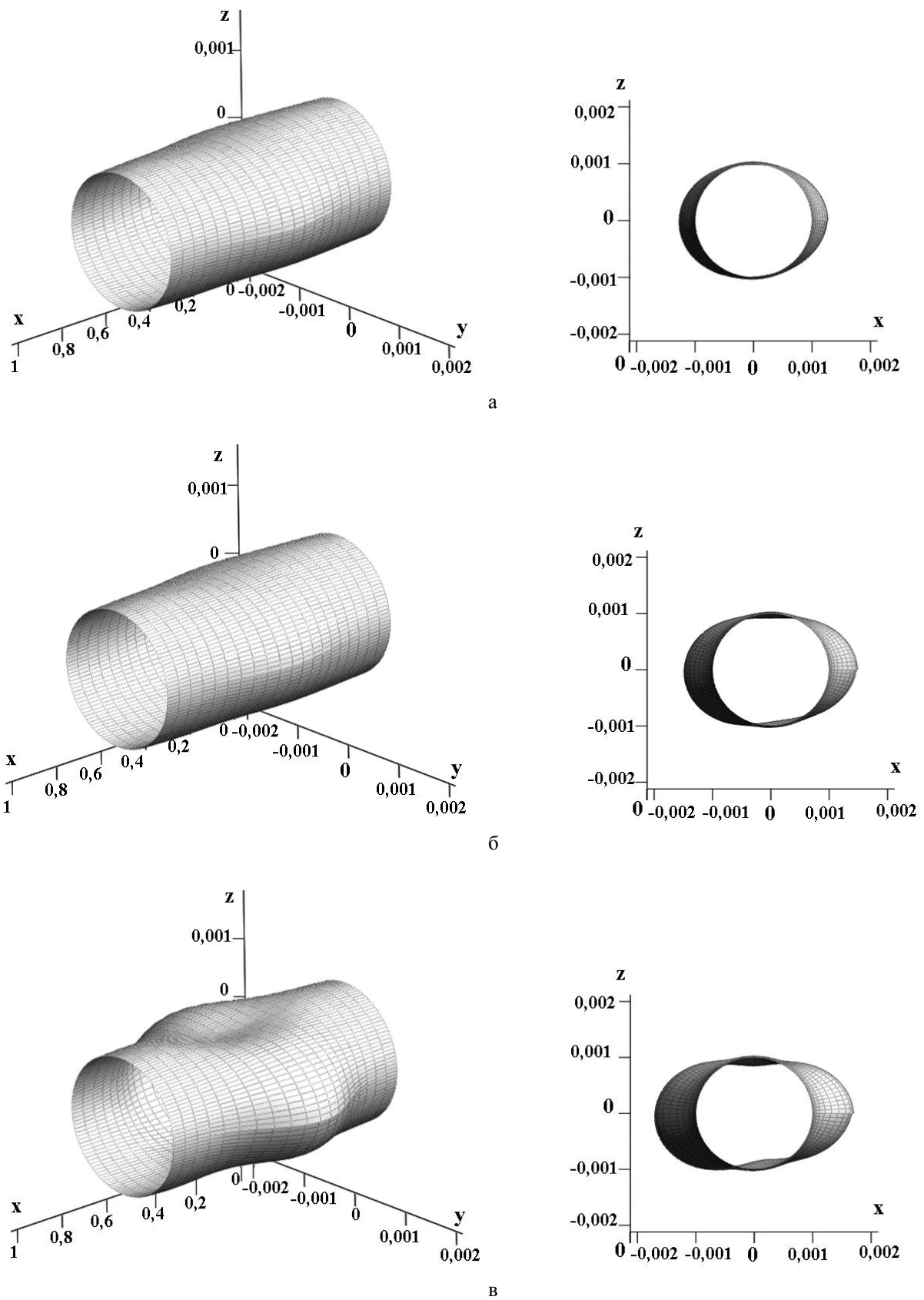


Рис. 2. Деформированная поверхность подвеса при различных уровнях звукового давления:  
 а –  $P_{10} = 200 \text{ Н/м}^2$  ; б –  $P_{10} = 300 \text{ Н/м}^2$  ; в –  $P_{10} = 400 \text{ Н/м}^2$  . Стационарная задача

Таблица 2

Максимальные упругие перемещения  $U_{\text{фmax}}$  поверхности среднего шпангоута

| $\omega, \text{ c}^{-1}$ | $U_{\text{ф}}, \text{ м}$     |                               |                               |                               |
|--------------------------|-------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|
|                          | $P_{10} = 100, \text{ Н/м}^2$ | $P_{10} = 200, \text{ Н/м}^2$ | $P_{10} = 300, \text{ Н/м}^2$ | $P_{10} = 400, \text{ Н/м}^2$ |
| 600                      | $2,03 \cdot 10^{-8}$          | $4,06 \cdot 10^{-8}$          | $6,09 \cdot 10^{-8}$          | $8,12 \cdot 10^{-8}$          |
| 1200                     | $2,022 \cdot 10^{-8}$         | $4,044 \cdot 10^{-8}$         | $6,066 \cdot 10^{-8}$         | $8,088 \cdot 10^{-8}$         |
| 1800                     | $2,01 \cdot 10^{-8}$          | $4,02 \cdot 10^{-8}$          | $6,03 \cdot 10^{-8}$          | $8,04 \cdot 10^{-8}$          |
| 2400                     | $1,995 \cdot 10^{-8}$         | $3,99 \cdot 10^{-8}$          | $5,985 \cdot 10^{-8}$         | $7,98 \cdot 10^{-8}$          |
| 3000                     | $1,978 \cdot 10^{-8}$         | $3,956 \cdot 10^{-8}$         | $5,934 \cdot 10^{-8}$         | $7,912 \cdot 10^{-8}$         |
| 3600                     | $1,959 \cdot 10^{-8}$         | $3,918 \cdot 10^{-8}$         | $5,877 \cdot 10^{-8}$         | $7,836 \cdot 10^{-8}$         |
| 4200                     | $1,941 \cdot 10^{-8}$         | $3,882 \cdot 10^{-8}$         | $5,823 \cdot 10^{-8}$         | $7,764 \cdot 10^{-8}$         |
| 4800                     | $1,923 \cdot 10^{-8}$         | $3,846 \cdot 10^{-8}$         | $5,769 \cdot 10^{-8}$         | $7,692 \cdot 10^{-8}$         |
| 5400                     | $1,907 \cdot 10^{-8}$         | $3,814 \cdot 10^{-8}$         | $5,721 \cdot 10^{-8}$         | $7,628 \cdot 10^{-8}$         |
| 6000                     | $1,894 \cdot 10^{-8}$         | $3,788 \cdot 10^{-8}$         | $5,682 \cdot 10^{-8}$         | $7,576 \cdot 10^{-8}$         |

Таблица 3

Максимальные упругие перемещения  $W_{\text{max}}$  поверхности среднего шпангоута

| $\omega, \text{ c}^{-1}$ | $W, \text{ м}$                |                               |                               |                               |
|--------------------------|-------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|
|                          | $P_{10} = 100, \text{ Н/м}^2$ | $P_{10} = 200, \text{ Н/м}^2$ | $P_{10} = 300, \text{ Н/м}^2$ | $P_{10} = 400, \text{ Н/м}^2$ |
| 600                      | $2,151 \cdot 10^{-8}$         | $4,302 \cdot 10^{-8}$         | $6,453 \cdot 10^{-8}$         | $8,604 \cdot 10^{-8}$         |
| 1200                     | $2,146 \cdot 10^{-8}$         | $4,292 \cdot 10^{-8}$         | $6,438 \cdot 10^{-8}$         | $8,584 \cdot 10^{-8}$         |
| 1800                     | $2,138 \cdot 10^{-8}$         | $4,276 \cdot 10^{-8}$         | $6,414 \cdot 10^{-8}$         | $8,552 \cdot 10^{-8}$         |
| 2400                     | $2,128 \cdot 10^{-8}$         | $4,256 \cdot 10^{-8}$         | $6,384 \cdot 10^{-8}$         | $8,512 \cdot 10^{-8}$         |
| 3000                     | $2,115 \cdot 10^{-8}$         | $4,23 \cdot 10^{-8}$          | $6,345 \cdot 10^{-8}$         | $8,46 \cdot 10^{-8}$          |
| 3600                     | $2,1 \cdot 10^{-8}$           | $4,2 \cdot 10^{-8}$           | $6,3 \cdot 10^{-8}$           | $8,4 \cdot 10^{-8}$           |
| 4200                     | $2,084 \cdot 10^{-8}$         | $4,168 \cdot 10^{-8}$         | $6,252 \cdot 10^{-8}$         | $8,336 \cdot 10^{-8}$         |
| 4800                     | $2,067 \cdot 10^{-8}$         | $4,134 \cdot 10^{-8}$         | $6,201 \cdot 10^{-8}$         | $8,268 \cdot 10^{-8}$         |
| 5400                     | $2,05 \cdot 10^{-8}$          | $4,1 \cdot 10^{-8}$           | $6,15 \cdot 10^{-8}$          | $8,2 \cdot 10^{-8}$           |
| 6000                     | $2,033 \cdot 10^{-8}$         | $4,066 \cdot 10^{-8}$         | $6,099 \cdot 10^{-8}$         | $8,132 \cdot 10^{-8}$         |

### Выводы и перспективы дальнейших исследований в данном направлении

Таким образом, “бочкообразная” боковая поверхность поплавка, при принятых параметрах подъема образующей подвеса, не позволяет решить в полной мере задачу оптимизации геометрии облоночной части поплавка.

Вместе с тем, так как реалии летной эксплуатации состоят в том, что акустическое излучение внутри приборного отсека имеет диффузную структуру, то полученные результаты нужно принять как ориентировочные и уточнить их именно с этих позиций. Погрешность прибора класса ДУСУ будет иметь вид, представленный на рис. 3.

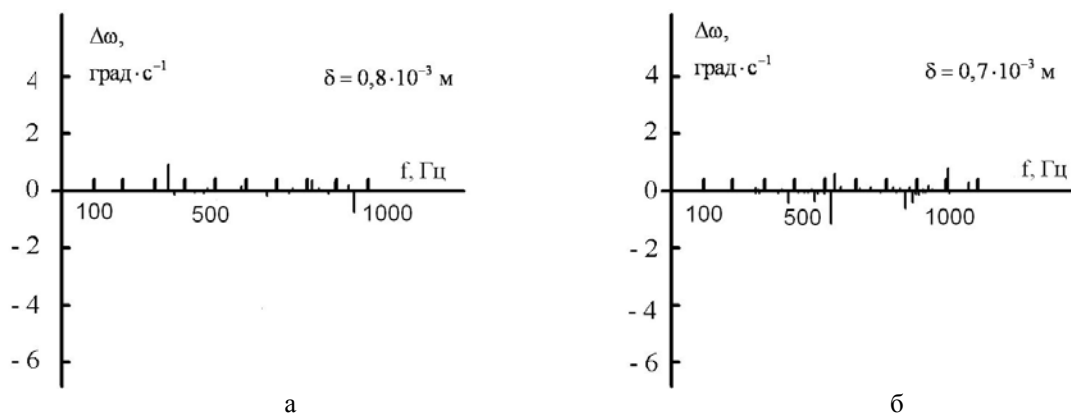


Рис. 3. Расчетная погрешность ДУСУ с бочкообразным подвесом при воздействии ударной волны:

$\delta$  - подъем образующей в среднем шпангоуте,  $\Delta\omega$  - погрешность прибора

## Литература

1. Гиперзвуковой прорыв: DARPA замахнулось на 20М [Электронный ресурс]// CNews.ru: Главные новости. – Режим доступа: <http://www.cnews.ru/news/top/print.shtml?2012/07/12/496232>. – 12.07.2012.
2. Браславский, Д.А. Авиационные приборы [Текст]: уч. пособ./ Д.А. Браславский, С.С. Логунов, Д.С. Пельпор; Мин. обр. РФ. – Москва: Машиностроение, 1965. – 561 с.
3. Ишлинский, А.Ю. Ориентация, гироскопы и навигация [Текст]: моногр./ А.Ю. Ишлинский; Ин-т пробл. мех. НАН РФ. – М.: Наука, 1976. – 671 с.
4. Фридендер, Г.О. Инерциальные системы навигации [Текст]: учеб. пособие/ Г.О. Фридендер; Мин. обр. РФ. – М.: Физматгиз, 1961. – 435 с.
5. Луц, Я.Л. Ошибки гироскопических приборов [Текст]: моногр./ Я.Л. Луц. – Л.: Судостроение, 1968. – 232 с.
6. Автокомпенсация инструментальных погрешностей гиросистем [Текст]: моногр./ С.М. Зельдович, М.И. Малтинский, И.М. Окон, Я.Г. Остроумов; ЦНИИ “Электронприбор”. – Л.: Судостроение, 1976. – 255 с.
7. Мельник, В.Н. О влиянии проникающего акустического излучения на чувствительные элементы гиросtabilизированной платформы [Текст] / В.Н. Мельник, В.В. Карачун // Прикл. механика. – 2004. – Т. 40, № 10. – С. 122-130.
8. Mel'nik, V.N. Some Aspects of the Gyroscopic Stabilization in Acoustic fields [Текст] / V.N. Mel'nik, V.V. Karachun// Int. Appl. Mech. – 2002. – Т. 38, № 1. – P. 74-80.

Поступила в редакцию 6.03.2013, рассмотрена на редколлегии 13.03.2013

**Рецензент:** д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры В.В. Карачун, Национальный технический университет Украины “КПИ”, Киев

#### ПОПЛАВКОВИЙ ПІДВІС ГІРОСКОПУ ІЗ НЕНУЛЬОВОЮ ГАУССОВОЮ КРИВИЗНОЮ. ПЛОСКА ЗВУКОВА ХВИЛЯ

**В.М. Мельник, М.Ф. Калініна**

Проводиться чисельний аналіз пружних переміщень поверхні поплавкового підвісу двохступеневого гіроскопа під дією плоскої звукової хвилі. Бокова поверхня пропонується бути виготовленою у вигляді "бочки" з метою встановлення можливості зменшення цим шляхом рівня пружно-напруженого стану поверхні в акустичному полі. В рамках стаціонарної задачі виконано кількісну оцінку максимальних значень координатних функцій в площині середнього шпангоута - уздовж протяжності підвісу, вздовж паралелі і в поперечному перерізі. Створено передумови для оптимізації геометрії підвісу.

**Ключові слова:** поплавковий підвіс, гауссова кривизна, плоска хвиля, координатні функції.

#### FLOATING GIMBAL OF GYROSCOPE WITH NON-ZERO GAUSSIAN CURVATURE. PLANE SOUND WAVE

**V.N. Melnik, M.F. Kalinina**

A numerical analysis of the elastic displacement of the surface floating gimbals of the dual stage gyroscope under the influence of a plane sound wave. Lateral surface proposed to be made in the form of "barrels" in order to establish the possibility of reducing this way the level of elastic stress state of the surface in the acoustic field. Within the stationary problem made quantification of the maximum values of the coordinate functions in the plane of the middle frame - along the length of the suspension, along parallels in cross section. A background to optimize the geometry of the gimbals.

**Key words:** floating gimbals, Gaussian curvature, plane wave, coordinate functions.

**Мельник Виктория Николаевна** – д-р техн. наук, проф., зав. каф. биотехники и инженерии факультета биотехнологии и биотехники, Национальный технический университет Украины “Киевский политехнический институт”, Киев, Украина

**Калинина Мирослава Федоровна** – аспирант кафедры биотехники и инженерии факультета биотехнологии и биотехники, Национальный технический университет Украины “Киевский политехнический институт”, Киев, Украина, e-mail: Kalinina.Miroslava@yandex.ru

УДК [628.83+628.854]:004.942

Ю.А. СКОБ, М.Л. УГРЮМОВ, А.О. ХОРОХОРДИН

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

## ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ВЕНТИЛЯЦИИ ПОМЕЩЕНИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ ОСЕВОГО ВЕНТИЛЯТОРА

*Разработана математическая модель вентиляции производственного помещения, на основе которой выполнено численное моделирование движения взрывоопасной газовой примеси в технологическом боксе, оборудованном вытяжной принудительной вентиляцией. Эффект влияния механической вентиляции предлагается учитывать с помощью постановки дополнительных граничных условий на поверхностях вентиляционных проемов. Исследована работа осевого вентилятора в различных режимах, для которых сделана оценка уровня взрывной и пожарной безопасности помещения. Приведены рекомендации по расположению вентиляционного вытяжного проема и режиму работы осевого вентилятора для случая аварийного выброса в помещении газообразного облака водорода.*

**Ключевые слова:** вентиляция помещений, газовая динамика, взрыв газовой смеси, пожарная безопасность.

### Введение

Технологические процессы современных предприятий авиационной промышленности включают использование, транспортировку и хранение газообразных углеводородов, которые в случае возникновения аварий выбрасываются в атмосферу производственных помещений с образованием взрывоопасных облаков [1]. Воспламенение последних приводит к пожарам, разрушению инфраструктуры предприятий и человеческим жертвам. Одним из способов повышения уровня пожаровзрывобезопасности помещений является их вентиляция, которая приводит к снижению концентрации горючих примесей, потенциала, а значит и последствий, вероятного взрыва и пожара [2]. Численное моделирование физических процессов, возникающих в случае реализации одного из возможных аварийных сценариев, оценка эффективности работы вентиляционной системы помещения является важной технической проблемой.

Вентиляционная система представляет совокупность различных по назначению вентиляционных установок, способных обслуживать отдельное помещение. В зависимости от способа перемещения воздуха в рабочих помещениях вентиляция делится на: искусственную (механическую), естественную и комбинированную. При естественной вентиляции воздухообмен осуществляется двумя способами: неорганизованно, посредством проветривания через окна, двери и инфильтрации через щели в окнах и дверных проемах, и организовано, посредством аэрации и с помощью дефлекторов [3].

В системах механической вентиляции движение воздуха осуществляется вентиляторами. По месту расположения механическая вентиляция бывает общеобменная (смена воздуха во всем помещении), местная или локальная (обмен воздуха в местах образования выбросов) и комбинированная. По способу подачи воздуха механическая вентиляция подразделяется на приточную, вытяжную и приточно-вытяжную [4].

Вследствие того, что масштабы и сложность рассматриваемой задачи предполагают огромные затраты ресурсов вычислительной техники, возникает необходимость разного рода упрощений математической модели, которые не приведут к снижению точности получаемого решения [5]. Целью данной работы является оценка эффективности работы осевого вентилятора с точки зрения обеспечения необходимого уровня пожаровзрывобезопасности производственного помещения, в котором произошел аварийный выброс водорода.

### 1. Характеристики сети и вентилятора

Всю систему, через которую проходит перемещаемый вентилятором воздух, принято называть сетью. Потери давления, связанные с этим перемещением, составляют сопротивление сети (потери на трение, вихреобразование, удар при внезапном расширении и т.п.). Для создания и поддержания определенного расхода воздуха в сети (установившееся течение) необходимо, чтобы вентилятор создавал повышение давления  $P_v$ , равное сопротивлению сети при данной производительности  $Q$ .

Аэродинамическая характеристика вентилятора представляет собой зависимость давления  $P_v$ , мощности на валу рабочего колеса  $N$  и коэффициента полезного действия  $\eta = P_v Q / N$  от производительности  $Q$ . Тип вентилятора характеризуется быстроходностью  $n = Q^{1/2} / P_v^{3/4}$ . Класс осевых вентиляторов весьма широк.

Наиболее простой в эксплуатации является схема вентилятора без входного направляющего и выходного спрямляющего аппаратов (рис. 1). Эта схема применяется, когда необходимо получить небольшие повышения давления, а скорость закручивания потока в колесе невелика по сравнению с окружной скоростью вентилятора. При этом невелики и потери давления из-за потерь кинетической энергии потока, обусловленной скоростью закручивания.



Рис. 1. Осевой вентилятор

На втулке рабочего колеса равномерно под одним углом расположены одинаковые лопасти, систему которых называют лопаточным венцом. Число лопаток в венцах может составлять от 2 до 30 в зависимости от типа вентилятора и его особенностей.

## 2. Геометрические параметры решеток профилей

Изучение обтекания лопаточных венцов осевого вентилятора часто сводится к рассмотрению течения в плоских решетках, которые характеризуются определенным набором геометрических параметров [6]: относительной толщиной профиля  $\bar{c} = c/b$ , где  $c$  - толщина профиля,  $b$  - его хорда; относительной вогнутостью профиля  $\bar{f} = f/b$ , где  $f$  - стрела прогиба; положением максимальной толщины к хорде  $\bar{x}_c = x_c/b$ , где  $x_c$  - максимальная толщина; положением максимальной стрелы прогиба вдоль хорды  $\bar{x}_f = x_f/b$ ; густотой решетки  $\tau = b/t$ , где  $t$  - шаг решетки; углом установки (углом наклона профиля между хордой профиля и фронтом решетки)

$\theta_r$ . Для вентиляторов характерны следующие значения параметров решетки и профиля:  $\bar{c} = 0,03 \dots 0,15$ ,  $\bar{f} = 0 \dots 0,15$ ,  $\bar{x}_c = 0,25 \dots 0,4$ ,  $\bar{x}_f = 0,4 \dots 0,6$ ,  $\tau = 0,08 \dots 2,0$ ,  $\theta_r = 10 \dots 80^\circ$ . Конфигурация профиля задается координатами, определяющими симметричный профиль, например, обобщенный аналитический профиль С.А. Чаплыгина, который «надевается» на среднюю линию.

Наряду с профильными лопатками широко используются в практике лопатки листовой конструкции постоянной толщины.

## 3. Поток в осевом вентиляторе

Поток, обтекающий лопасти осевого вентилятора, имеет существенно трехмерный характер и характеризуется величиной и направлением скорости, давлением и плотностью газа в различных сечениях. Основные закономерности течения описываются уравнениями движения и уравнением неразрывности.

Реальная структура потока в вентиляторе отличается от теоретической схемы из-за вязкости газа, а также из-за наличия радиальных зазоров. Силы трения, возникающие на обтекаемых поверхностях лопаток, корпуса и втулки, приводят к возникновению пограничных слоев и вторичных течений, что в свою очередь искажает идеализированную структуру потока, генерирует его радиальную и окружную неравномерность.

Для учета существенно трехмерного характера течения была построена математическая модель и решена задача обтекания венцов турбомашин пространственным потоком с учетом эффектов вязкости [7]. На основе автоматизированного компьютерного комплекса программ для расчета вязких течений в каналах турбомашин «Эксперт» [8] и разработанной методики пространственного профилирования дозвуковых венцов осевых компрессоров в области сопряжения пера лопаток с торцевой поверхностью [9] была осуществлена оптимизация венцов [10] и проведено имитационное моделирование управления отрывом потока в межлопаточных каналах турбомашин [11].

## 4. Постановка задачи вентиляции помещения

Вентиляционные системы представляют собой сложные инженерные сооружения, газодинамический расчет которых является самостоятельной задачей. В общем случае расчетная область является многосвязной и включает в себя набор каналов и устройств вытяжки или напора воздуха.

Для получения трехмерной картины течения газовой смеси в вентилируемом помещении знание ряда характеристик вентиляционной системы (длина и геометрия вентиляционных каналов, конструкция вентиляторов и др.) не является принципиально важным, поэтому можно не рассматривать детально работу всей вентиляционной системы, а учитывать лишь параметры потока (например, расход газа), которые она обеспечивает. Абстрагируемся от вентиляционной системы, а для учета влияния ее работы на общую картину течения в помещении будем задавать дополнительные граничные условия на поверхностях основной расчетной области, которые примыкают к вентиляционным проемам.

Рассмотрим движение газовой смеси в помещении, в котором произошел аварийный выброс взрывоопасной примеси (рис. 2). Под влиянием работы вытяжного вентилятора вентиляционной системы в выходной проем будет поступать газовая смесь из помещения с суммарным расходом  $G$ . Подача свежего воздуха со скоростью  $C$  будет осуществляться через входной проем помещения.

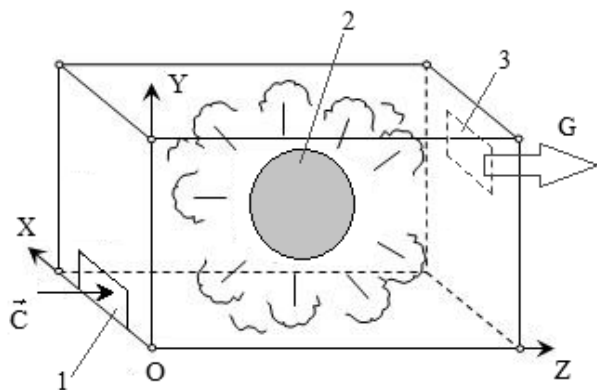


Рис. 2. Расчетная схема вытяжной вентиляции помещения: 1 – проем для подачи свежего воздуха; 2 – облако взрывоопасной примеси; 3 – вентиляционный вытяжной проем

Картина течения газовой смеси в помещении будет определяться режимом работы вентилятора, площадью и местом расположения проемов вентиляционной системы. Газовая взрывоопасная примесь, рассеиваясь, будет вытекать из помещения в выходной проем, что обеспечивается работой вентилятора. Общая масса примеси в помещении будет таким образом уменьшаться, снижая уровень его пожаровзрывоопасности.

## 5. Математическая модель

Для выполнения числительного эксперимента, позволяющего оценить работоспособность разработанной технологии учета влияния вентиляции, использовалась математическая модель формирования

и рассеяния газовой смеси в приземном слое атмосферы [12]. Предполагается, что основным фактором, влияющим на рассматриваемые физические процессы, является конвективный перенос массы, импульса и энергии. Поэтому достаточно использовать упрощенные уравнения Навье–Стокса, которые получены отбрасыванием вязких членов в уравнениях движения газовой смеси (эйлеров подход с источниковыми членами).

Расчетная область представляет собой параллелепипед, который расположен в правой декартовой системе координат (рис. 1) и разбит на пространственные контрольные объемы, размеры которых определяются масштабом характерных особенностей области (шероховатостью поверхностей, габаритами объектов).

## 6. Метод расчета

Компьютерное решение системы фундаментальных уравнений газовой динамики для смеси, дополненной законами сохранения массы примесей в интегральной форме, получено явным методом С.К.Годунова [13]. Для аппроксимации уравнений Эйлера применяется конечно-разностная схема первого порядка. Центральные разности второго порядка используются для диффузионных источников членов в уравнениях сохранения примесей. Простая интерполяция давления применяется в вертикальном направлении. Метод С.К.Годунова характеризуется свойством робастности – устойчивостью к большим возмущениям параметров потока (например, давления).

В основе метода расчета лежит идея использования для построения разностной схемы точных решений уравнений с кусочно-постоянными начальными данными. Для системы дифференциальных уравнений в частных производных гиперболического типа такие решения распадаются на совокупности независимых и сравнительно просто решаемых подзадач – «распадов разрывов» [13].

В результате дискретизации расчетной области поверхность вентиляционного проема разбивается на ряд конечно-разностных ячеек в плоскости XOY. При равномерном разбиении в направлении осей OX и OY площади граней «вентиляционных» ячеек одинаковы. Принимая допущение о равномерности потока в вентиляционном канале, можно определить индивидуальный заданный расход газа для каждой из «вентиляционных» ячеек  $G_i = G_Y/k$ , где  $k$  – количество ячеек, примыкающих к вентиляционному проему.

Пусть имеется газовая среда, для которой термодинамические величины: давление  $P$ , плотность  $\rho$ , внутренняя энергия единицы массы  $\varepsilon$  подчиняют-

ся уравнению состояния. Предположим, что в начальный момент времени  $t$  для левого полупространства  $x < 0$  среда характеризуется значениями параметров  $P_1, \rho_1, u_1$ , а для правого полупространства  $x > 0$  – значениями  $P_2, \rho_2, u_2$  (здесь  $u$  – компонента вектора скорости в направлении координаты  $x$ , а другие ее компоненты равны нулю) (рис. 2).

Если привести в соприкосновение две массы газа, сжатые до различных давлений ( $P_1$  – давление в помещении,  $P_2$  – давление, генерируемое вентиляционной системой), и убрать перегородку между ними, то поверхность их соприкосновения будет поверхностью разрыва в начальном распределении давления. Начальный разрыв распадается на несколько разрывов, которые с течением времени будут отходить друг от друга. Схематически автомодельная картина возникающего течения на плоскости  $x, t$  соответствует одной из пяти возможных конфигураций, содержащих контактный разрыв КР, ударную волну УВ и волну разрежения ВР. На контактном разрыве испытывает скачок плотность, а значит и внутренняя энергия ( $R_1, E_1$  – для левой и  $R_2, E_2$  – для правой области), а давление  $P$  и поперечная компонента скорости  $U$  непрерывны. В свою очередь, эти области отделены от невозмущенных областей с параметрами ( $P_1, \rho_1, u_1$ ) слева и ( $P_2, \rho_2, u_2$ ) справа либо ударной волной УВ, либо волной разрежения ВР.

Решая задачу распада разрыва на грани конечно-разностной ячейки, примыкающей к вентиляционному проему, можно определить плотность  $R$  и скорость  $U$ , а значит и индивидуальный расход газа  $G_i$  через рассматриваемую грань. Используя метод итераций, можно подобрать давление  $P_2$  таким образом, чтобы расчетный расход газа  $G_i$  отличался от заданного  $G$  на наперед заданную малую величину.

Тестирование предлагаемого итерационного алгоритма показало быструю сходимость процесса подбора давления вентиляции при незначительном увеличении общего времени нестационарного расчета движения газовой смеси в вентилируемом помещении.

Кроме того, предложенная технология расчета вентиляционного расхода применима к любой из шести поверхностей, ограничивающих помещение (потолок, стены, пол) и позволяет реализовать как вытяжную, так и напорную схему принудительной вентиляции.

## 7. Апробация разработанной модели

Предложенный метод учета влияния механической вентиляции на течения газовой смеси в помещении был реализован в виде подсистемы исследовательского программного комплекса «Fire» [14].

Компьютерная система позволяет выполнять трехмерный анализ рассеяния взрывоопасных и токсичных газообразных примесей во времени и пространстве в практически приемлемое время и осуществлять прогноз рисков взрывов и пожаров, возникающих в результате реализации одного из сценариев техногенной аварии в помещении.

Тестирование разработанной технологии и анализ эффективности метода проводились на примере рассеяния стехиометрического сферического облака водорода радиусом 1 м с координатами центра  $x=1,8$  м,  $y=1,4$  м,  $z=2,2$  м в расчетной области с габаритами  $3,6 \times 2,8 \times 4,5$  м в варианте по количеству ячеек вдоль координатных осей  $36 \times 28 \times 45$ . Вентиляционный проем для подачи свежего воздуха в помещение естественным способом размещался в центре передней стенки бокса у земли и имел габариты  $0,4 \times 0,4 \text{ м}^2$ . Вытяжной вентиляционный проем с такими же габаритами размещался в центре задней стенки бокса у потолка. Для механической вытяжки газов из помещения использовался осевой вентилятор ВО 06-300 №2,5 Донецкого вентиляторного завода [15], характеристика которого при работе на воздухе изображена на рис. 3. Диаметр рабочего колеса вентилятора составляет 250 мм, производительность –  $550\text{--}850 \text{ м}^3/\text{ч}$ , избыточное давление –  $19\text{--}26 \text{ Па}$ . Этот вентилятор является вентилятором общепромышленного назначения и предназначен для работы с неагрессивными газами.

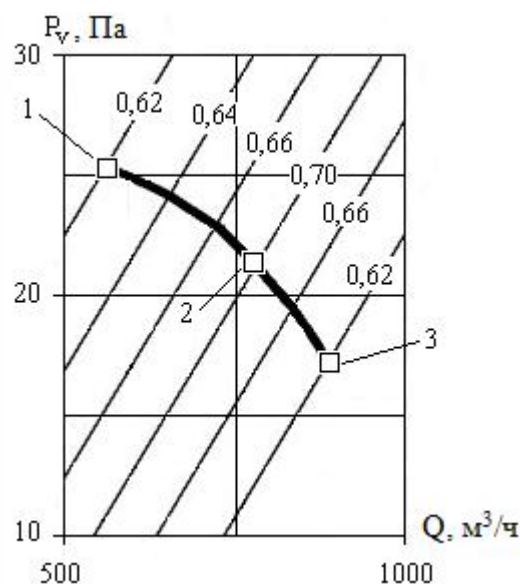


Рис. 3. Характеристика осевого вентилятора ВО 06-300 №2,5 (1340 об/мин, 0,12 кВт):  
1 – минимальный, 2 – номинальный  
и 3 – максимальный режимы

Суммарный расход газа  $G_{\Sigma}$ , который обеспечивает вентилятор на минимальном ( $550 \text{ м}^3/\text{ч}$ ), номинальном ( $750 \text{ м}^3/\text{ч}$ ) и максимальном ( $850 \text{ м}^3/\text{ч}$ ) ре-

жимах вытяжки газовой смеси, поддерживался в предположении, что, поступающий через входной проем помещения, воздух соответствует нормальным условиям. Расчеты производились до полного удаления водорода из помещения за счет вытяжной вентиляции.

Работа осевого вентилятора осуществляет принудительный отток газовой смеси с расходом  $G_{\Sigma}$  из помещения через выходной вентиляционный проем (рис. 1). При этом во входном проеме естественной вентиляции, вырабатывается приточное течение, подобное сгенерированному потоку у проема вытяжки.

Анализ изменения массовой концентрации водорода для случая работы осевого вентилятора на всех режимах проводился в центральной относительно оси ОХ плоскости. На рисунке 4 изображена

динамика изменения области, занимаемой облаком, в которой концентрация водорода находилась в концентрационных пределах воспламенения. В процессе вентиляции облако существенно изменяет свою форму и размеры в соответствии с течением газовой смеси, которое вырабатывается исходя из выбранной схемы принудительной вентиляции.

В качестве показателя уровня пожаровзрывобезопасности вентилируемого производственного помещения может служить суммарная масса взрывоопасной примеси водорода (рис. 5), определенная как сумма масс примеси во всех элементарных контрольных объемах, массовая концентрация водорода в которых попадала в концентрационный диапазон воспламеняемости ( $0,014 < Q < 0,929$ ) [16], т.е. там, где возможен взрыв.

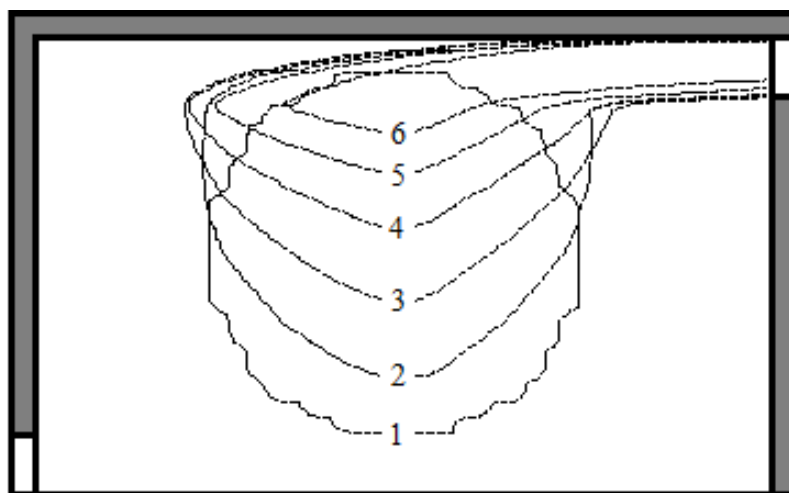


Рис. 4. Динамика изменения области воспламенения в процессе вентиляции:  
1-6 – область спустя 0, 3, ..., 15 с после начала вентиляции

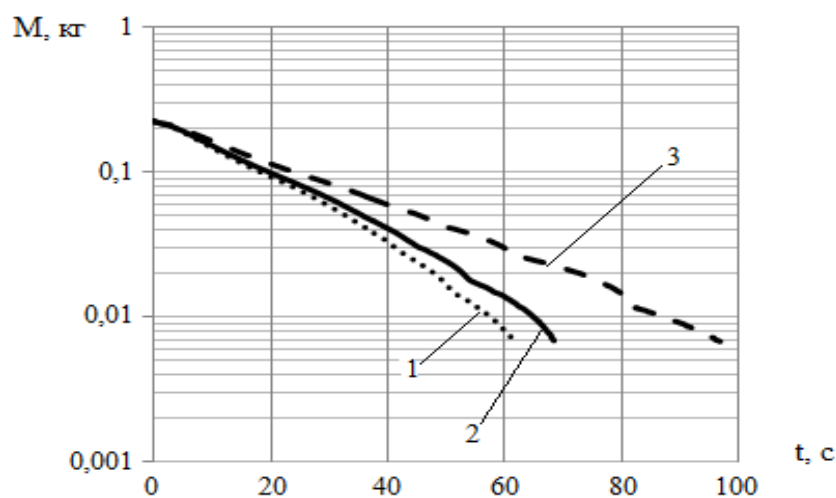


Рис. 5. Изменение во времени массы примеси в пределах воспламенения в помещении:  
1 – максимальный, 2 – номинальный и 3 – минимальный режимы работы вентилятора

Расчет прекращался, когда текущая суммарная масса взрывоопасной примеси водорода в пределах помещения, отнесенная к ее начальному значению в момент выброса облака при аварии, становилась меньше 1%.

Анализ суммарной массы водорода, который может воспламениться и привести к взрыву, свидетельствует об уменьшении ее величины в процессе вентиляции, и, соответственно, снижению рисков материального ущерба и человеческих жертв, вероятных в случае пожара в данном технологическом боксе. Как и следовало ожидать, время до полной вытяжки примеси из помещения для максимального режима работы вентилятора составляет минимальную величину по сравнению с другими режимами работы вентиляционной системы. Худший уровень пожаровзрывобезопасности обеспечивает минимальный режим, при котором время вытяжки увеличивается более чем в 1,5 раза. Номинальный режим можно рекомендовать как основной, т.к. время вытяжки возрастает незначительно относительно максимального режима, а КПД вентилятора при этом соответствует максимальным значениям.

### Заключение

Разработана математическая модель и вычислительный метод, которые позволяют анализировать влияние работы вытяжной вентиляции на пространственную картину течения газовой смеси в помещениях промышленного и бытового назначения. Рассмотрены геометрические и аэродинамические характеристики осевых вентиляторов, которые применяются для обеспечения вентиляции в производственных помещениях, где при реализации технологических процессов могут возникать взрывоопасные газовые смеси. В рамках предложенного метода выполнено численное моделирование течения водородо-воздушной газовой смеси в технологическом боксе в условиях механической вентиляции при минимальном, номинальном и максимальном режимах работы вентилятора. Анализ суммарной массы горючего газа, находящегося в пределах воспламеняемости, позволяет рекомендовать номинальный режим вентилятора как оптимальный с точки зрения уровня пожаровзрывобезопасности помещения и минимальных затрат энергии для обеспечения процесса вентиляции.

### Литература

1. Батулин, В.В. Основы промышленной вентиляции [Текст] / В.В. Батулин. – М.: Профиздат, 1990. – 450 с.

2. Макашев, В.А. Опасные ситуации техногенного характера и защита от них [Текст]: учеб. пособие / В.А. Макашев, С.В. Петров. – М.: Изд. ЭНАС, 2008. – 191 с.

3. Отопление и вентиляция [Текст]: Учебник для вузов. В 2-х ч. Ч. 2. Вентиляция / под ред. В.Н. Богословского. – М.: Стройиздат, 1976. – 439 с.

4. Волков, О.Д. Проектирование вентиляции промышленного здания [Текст]: учеб. пособие / О.Д. Волков. – Х.: Вища шк. Изд-во при ХГУ, 1989. – 240 с.

5. Papanikolaou, E.A. CFD modeling for helium releases in a private garage without forced ventilation [Электронный ресурс] / E.A. Papanikolaou, A.G. Venetsanos // 1-st International Conference on Hydrogen Safety. – Pisa (Italy). – 2005. – 10 p. – Режим доступа: <http://conference.ing.unipi.it/ichs2005/Papers/320121.pdf>. – 3.02.2013.

6. Брусиловский, И.В. Аэродинамика осевых вентиляторов [Текст] / И.В. Брусиловский. – М.: Машиностроение, 1984. – 240 с.

7. Меньшиков, В.А. Решение задачи обтекания венцов турбомашин пространственным потоком с учетом эффектов вязкости [Текст] / В.А. Меньшиков, Ю.А. Скоб, М.Л. Угрюмов // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. – 1991. – №6. – С. 119 – 127.

8. Свідомство про державну реєстрацію виключної правомірності особи на твір ВП № 666 (Україна). Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». Комп'ютерна інтерактивна система аеродинамічного аналізу і удосконалення вінців турбомашин «Експерт» [Текст] / М.Л. Угрюмов, Ю.А. Чернишов, Ю.А. Скоб, С.А. Прокоф'єв. – Дата реєстрації 27.10.2000; Дата видачі 27.11.2000.

9. Методика пространственного профилирования дозвуковых венцов осевых компрессоров в области сопряжения пера лопаток с торцевой поверхностью [Текст] / Н.М. Савин, М.Л. Угрюмов, В.А. Меньшиков, Ю.А. Скоб, В.В. Белик // Лопаточные машины и струйные аппараты. Труды ЦИАМ. – М., 1996. – Вып. 13, №1296. – С. 69-80.

10. Применение моделирующего трехмерное вязкое течение компьютерного комплекса для оптимизации венцов осевого компрессора [Текст] / М.Л. Угрюмов, В.В. Константинов, А.М. Цегельник, Ю.А. Скоб, В.И. Письменный, А.В. Меняйлов // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. науч. тр. / Государственный аэрокосмич. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 1999. – Вып. 9. – С. 80-84.

11. Имитационное моделирование управления отрывом потока в межлопаточных каналах турбомашин [Текст] / М.Л. Угрюмов, Ю.А. Скоб, В.А. Меньшиков, В.В. Константинов, А.М. Цегельник // Вестник Харьковского государственного политехнического ун-та: сб. науч. тр. / ХГПУ. – Х., 1999. – Вып. 73. – С. 161-166.

12. Numerical Modeling of Hydrogen Release, Mixture и Dispersion in Atmosphere [Электронный ресурс] / E.A. Granovskiy, V.A. Lyfar, Yu.A. Skob, M.L. Ugryumov // 1-st International Conference on Hydrogen Safety. – Pisa (Italy). – 2005. – 11 p. – Режим доступа: <http://conference.ing.unipi.it/ichs2005/Papers/110021.pdf>. – 3.02.2013.

13. Численное решение многомерных задач газовой динамики [Текст] / С.К. Годунов, А.В. Забродин, М.Я. Иванов и др. – М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит-ры, 1976. – 400 с.

14. Свідомство про реєстрацію авторського права на твір № 30079 (Україна). Комп'ютерна

програма «Комп'ютерна інтерактивна система інженерного аналізу та прогнозу руху хімічно реагуючих газоповітряних сумішей в задачах промислової аеродинаміки та екології атмосфери «FIRE»» [Текст] / Ю.А. Скоб, М.Л. Угрюмов, К.П. Коробчинський. – Дата реєстрації 28.08.2009.

15. Донецкий вентиляторный завод. Вентилятор осевой ВО 06-300 №2,5 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://dwz.com.ua/product/23>. – 20.03.2013.

16. Баум, Ф.А. Физика взрыва [Текст] / Ф.А. Баум, К.П. Станюкович, Б.И. Шехтер. – М.: Гос. изд. физ.-мат. лит-ры, 1959. – 801 с.

Поступила в редакцию 25.03.2013, рассмотрена на редколлегии 10.04.2013

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. кафедры химии, экологии и экспертных технологий В.Н. Кобрин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

### ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОЦЕСУ ВЕНТИЛЯЦІЇ ПРИМІЩЕННЯ ІЗ ЗАСТОСУВАННЯМ ОСЬОВОГО ВЕНТИЛЯТОРА

**Ю.О. Скоб, М.Л. Угрюмов, А.О. Хорохордин**

Розроблено математичну модель вентиляції виробничого приміщення. На основі моделі виконано чисельне моделювання руху вибухонебезпечної газової домішки в технологічному боксі, обладнаному витяжною примусовою вентиляцією. Ефект впливу механічної вентиляції пропонується враховувати за допомогою постановки додаткових граничних умов на поверхнях вентиляційних отворів. Досліджено роботу осьового вентилятора в різних режимах, для яких зроблено оцінку рівня вибухової та пожежної безпеки приміщення. Приведені рекомендації з розташування вентиляційного витяжного отвору і режиму роботи осьового вентилятора для випадку аварійного викиду в приміщенні хмари газоподібного водню.

**Ключові слова:** вентиляція приміщень, газова динаміка, вибух газової суміші, пожежна безпека.

### NUMERICAL RESEARCH OF THE ROOM VENTILATION PROCESS USING AXIAL FAN

**Y.A. Skob, M.L. Ugryumov, A.O. Khorokhordin**

A mathematical model of ventilation of industrial premises is developed. The numerical simulation based on this model of the motion of explosive gaseous admixture in the technological box, equipped with forced ventilation exhaust is made. The effects of mechanical ventilation are suggested to consider using the setting of additional boundary conditions on the surfaces of the ventilation openings. The operation of an axial fan in different modes was investigated. An assessment of explosion and fire safety level of the facilities was made. The recommendations on the location of the ventilation opening and operation mode of the axial fan for the case of accidental release of hydrogen cloud were made.

**Key words:** ventilation of the room, gas dynamics, gas mixture explosion, fire safety.

**Скоб Юрий Алексеевич** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры информатики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: [yuriy.skob@gmail.com](mailto:yuriy.skob@gmail.com).

**Угрюмов Михаил Леонидович** – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры информатики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: [mlu@xai.kharkov.ua](mailto:mlu@xai.kharkov.ua).

**Хорохордин Артем Олегович** – аспирант кафедры информатики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: [artem.khd@yandex.ua](mailto:artem.khd@yandex.ua).

УДК 519.6: 629.7.036.3

**В.П. ХАРЧЕНКО, В.Ю. ЛАРИН, И.Г. ШИНКАРЕНКО***Национальный авиационный университет, Украина*

## **МИКРОПРОЦЕССОРНАЯ СИСТЕМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ КУРСА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

*Современные навигационные системы беспилотного летательного аппарата предназначены для предоставления автоматической системе управления аппарата информации о высоте, скорости, курсе, координатах, углах крена и тангажа. От величины погрешности результатов измерения навигационной системы напрямую зависит качество управления аппаратом, энергопотребление исполнительных механизмов и, как результат, продолжительность полета. В статье рассмотрена курсовая система, датчиком которой является магнитометр, так как он может иметь малые габариты, высокую надежность, погрешность результатов измерений меньше процента, а также, низкую потребляемую мощность. Предложена структурная схема и алгоритм работы вычислительного устройства курсовой системы беспилотного летательного аппарата, отличительной чертой которой является низкая масса, малые габаритные размеры и автономность.*

**Ключевые слова:** беспилотный летательный аппарат, курсовая система, магнитометрический преобразователь, тангаж, крен, азимут.

### **Введение**

Частью любого беспилотного летательного аппарата (БПЛА) является инерциальная навигационная система или INS. Для выполнения функций управления нужно владеть информацией о месте нахождения объекта управления по отношению к начальной точке, ориентации объекта по отношению к сторонам света, скорости и направлении движения объекта в трёхмерном пространстве.

Задачей инерциальной навигационной системы является обработка информации с множества датчиков, которая в итоге сводится к набору чисел, описывающих вышеуказанные данные. Источников первичной информации может быть несколько [1]. В минимальном варианте таковыми являются:

- три гироскопа, определяющие скорость вращения системы по трем осям;
- три акселерометра, позволяющие, помимо прочего, оценивать направление к центру Земли;
- трёхосевой магнитный компас, позволяющий путём использования магнитной модели Земли точно знать ориентацию модели, а также корректировать значения гироскопов;
- барометр, позволяющий путём измерения атмосферного давления вычислять высоту объекта над уровнем моря или точкой старта;
- приёмник системы спутникового позиционирования GPS, дающий абсолютные координаты объекта в трёхмерном пространстве, а также данные о скорости и направлении движения.

Использование гироскопов дает относительно

небольшую погрешность результата измерения, однако в состав конструкции входит большое количество механических частей, которые необходимо регулярно обслуживать, а также в результате измерения необходимо вносить коррекцию [1].

Навигация с помощью GPS является одной из наиболее перспективных, однако ей присущи следующие недостатки:

- при первом обращении начальные координаты определяются относительно долго - 2-3 минуты. В дальнейшем информация обновляется гораздо быстрее, в течение нескольких секунд;
- система работает в условиях прямой видимости с четырьмя спутниками. Горы и высокие здания могут служить препятствием.

Общим недостатком использования любой радионавигационной системы является то, что при определённых условиях сигнал может не доходить до приёмника, или приходиться со значительными искажениями или задержками. Так как рабочая частота GPS лежит в дециметровом диапазоне радиоволн, уровень приёма сигнала от спутников может серьёзно ухудшиться под плотной листвой деревьев или из-за очень большой облачности. Нормальный приём сигналов GPS могут повредить помехи от многих наземных радиоисточников, а также (в редких случаях) от магнитных бурь, либо преднамеренно. Невысокое наклонение орбит GPS (примерно 55°) серьёзно ухудшает точность в приполярных районах Земли, так как спутники GPS невысоко поднимаются над горизонтом. Существенной особенностью GPS считается полная зависимость усло-

вий получения сигнала от министерства обороны США [2].

Датчик азимута, использующий магнитное поле земли, и представляет собой кольцевой сердечник из ферромагнетика, на который намотаны обмотка возбуждения и перпендикулярно друг другу две выходные обмотки. К обмотке возбуждения приложено синусоидальное напряжение. При отсутствии внешнего магнитного поля в выходных обмотках наводится эдс взаимной индукции, также синусоидальная, с нулевым средним значением. При наличии постоянного внешнего магнитного поля напряженностью  $H$  (магнитное поле земли) происходит искажение синусоидальной формы магнитного потока в сердечнике за счет наложения постоянной составляющей и напряжений выходных обмоток [3].

Если внешнее магнитное поле направлено под углом  $q$  к обмотке  $x$ , то средние значения напряжений в выходной обмотке по оси  $X$  и  $Y$  определяются так:

$$V_x = k \cdot h \cdot \cos(q), \quad (1)$$

$$V_y = k \cdot h \cdot \sin(q), \quad (2)$$

где  $k$  – коэффициент пропорциональности;

$q$  – угол относительно направления магнитного поля к обмоткам датчика.

Азимут угла определяется по формуле:

$$\psi = \arctg\left(\frac{V_y}{V_x}\right). \quad (3)$$

Магнитный твердотельный компас не имеет перечисленных выше недостатков. Одним из основных недостатков магнитного компаса является искажение направления магнитного поля земли вблизи чувствительного элемента компаса.

### Постановка задачи исследования

Для определения курса беспилотного летательного аппарата на основе измерения магнитного поля земли необходимо:

- выполнить измерения воздействия магнитного поля земли на три ортогонально направленные друг к другу оси;
- связать результаты измерений с углами между направлениями осей чувствительных элементов датчика и направлениями при углах азимута и крена, равных нулю;
- произвести коррекцию погрешности результата измерения.

### Результаты

Принцип действия любого магнитного компаса основан на взаимодействии с горизонтальными составляющими магнитного поля Земли, величина которых  $0,5 \dots 0,6$  Гаусс. Поле Земли имеет компоненты, параллельные земной поверхности и в любой точке ориентированные к направлению Северного магнитного полюса. Линии магнитного поля ориентированы практически вертикально в центрах северного и южного полушарий, и практически горизонтальны на экваторе. И именно те компоненты поля, что параллельны земной поверхности, используются в навигации для определения курса (азимута). Угол наклона магнитного поля к поверхности Земли называется углом магнитного склонения, это угол  $\alpha$  (рис. 1).

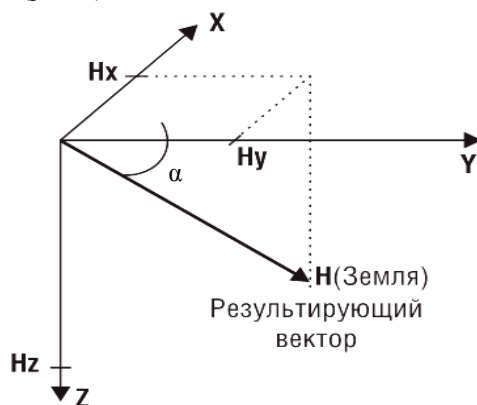


Рис. 1. Составляющие магнитного поля Земли

В северном магнитном полюсе этот угол достигает  $70^\circ$  и не влияет на измерение, поскольку для определения азимута необходимы лишь две составляющие поля  $X$  и  $Y$ . Вертикальная составляющая поля при анализе игнорируется. Северный магнитный полюс в действительности не совпадает с истинным географическим Севером на  $11,5^\circ$ . Истинный (географический) Север – ось вращения Земли, то, что мы видим на картах в виде меридианов. В различных точках планеты эта разница, называемая деклинацией, может достигать  $\pm 25^\circ$  [4].

Деклинация зависит от географического расположения и определяется из специальных таблиц. Из выше сказанного видно, что для точного определения азимута необходимо:

- измерение горизонтальных составляющих магнитного поля Земли  $H_x$  и  $H_y$ , учитывая крен и тангаж летательного аппарата;
- добавление или вычитание деклинации для коррекции курса на истинный географический север.

На практике, в современных системах навигации и позиционирования, для определения

курса на север используются, как правило, fluxgate магнитометры и магниторезистивные магнитометры. Основой fluxgate – магнитометра является набор катушек, расположенных вокруг сердечника и возбуждаемых циклически. Он характеризуется высокой чувствительностью и способен измерять магнитные поля с разрешением 1 мГаусс (поле Земли 600 мГаусс). Однако fluxgate – магнитометру присущи сравнительно большие массогабаритные параметры, хрупкость и низкое время отклика (2 – 3) секунды на цикл измерения, что неприемлемо в навигационных системах скоростных транспортных средств.

Магниторезистивные магнитометры, на производстве которых сфокусирована фирма Honeywell, строятся на основе тонкопленочных пермаллоевых магниторезистивных сенсоров. Эти приборы имеют ряд преимуществ по отношению к fluxgate – магнитометрам, так как имеют компактный дизайн, низкое потребление энергии и стрессо-устойчивость. Также они обладают высокой чувствительностью (0,1 мГаусс), высоким быстродействием (до 1000 измерений в секунду).

Для исследования функционирования курсовой системы с магнитометрическими датчиками использовалась структурная схема (рис. 2).

На схеме (рис. 2) тонкими стрелками отображены линии электропитания узлов системы, а толстыми – информационные связи. Одной из основных погрешностей магнитометрических датчиков является искажение магнитного поля земли на поверхности чувствительных элементов, которое является следствием работы бортовых механизмов. Эта погрешность при постоянной работе механизмов является систематической. Коррекция этой погрешности достигается путем введения в систему измерения курса дополнительного измерительного канала (датчик 2). Положение датчиков на борту определяется из условия одинакового по модулю и разного по знаку воздействия возмущений на

выходные сигналы датчиков, в результате чего погрешность будет частично скомпенсирована.

Ошибка магнитного компаса, обусловленная влиянием собственного магнитного поля БПЛА, называется девиацией [4].

Магнитное поле БПЛА создается ферромагнитными деталями оборудования и постоянными токами в сетях электро и радиооборудования. Зависимость девиации от магнитного курса БПЛА в горизонтальном полете без ускорений выражается приближенной формулой:

$$\Delta_k = A + B \cdot \sin(MK) + C \cdot \cos(MK) + D \cdot \sin(2 \cdot MK) + \cos(E) \cdot \cos(MK). \quad (4)$$

где  $A$  – постоянная девиация;

$B$  и  $C$  – приближенные коэффициенты полукруговой девиации;

$D$  и  $E$  – приближенные коэффициенты четвертной девиации;

$MK$  – магнитный курс.

В целях повышения точности измерения курса на самолетах периодически проводятся девиационные работы, в процессе которых компенсируются постоянная и полукруговая девиации и списывается четвертная девиация.

Постоянная девиация вместе с установочной ошибкой устраняется поворотом датчика дистанционного компаса и поворотом корпуса совмещенного компаса.

Четвертная девиация вызывается переменным магнитным полем летательного аппарата, поэтому она не может быть скомпенсирована постоянными магнитами девиационного прибора. В совмещенных магнитных компасах четвертная девиация не устраняется, ее величина определяется на восьми курсах ( $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $135^\circ$ ,  $180^\circ$ ,  $225^\circ$ ,  $270^\circ$  и  $315^\circ$ )

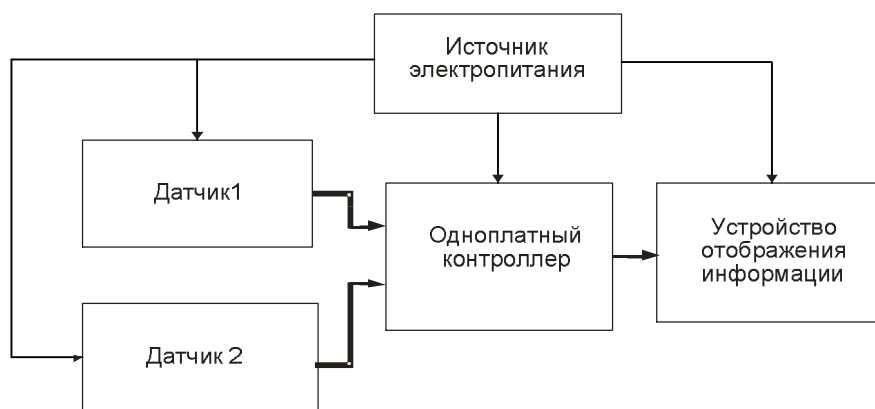


Рис. 2. Структурная схема курсовой системы

и по найденным значениям составляются графики остаточной девиации.

Креновой девиацией называется дополнительная девиация, возникающая при кренах БПЛА, наборе высоты или снижении в результате изменения положения деталей самолета, обладающих магнитными свойствами, относительно магнитной системы компаса. При поперечных кренах максимальная девиация будет на курсах 0 и 180°, а минимальная – на курсах 90 и 270°. При продольных кренах на курсах 0 и 180° она равна нулю и достигает своего максимального значения на курсах 90 и 270°. Наибольшее значения креновая девиация достигает при продольных кренах.

Датчики 1 и 2 имеют одинаковые конструктивные и схемные решения.

Для уменьшения влияния креновой девиации на результат измерения компаса в датчики 1 и 2 встраиваются датчики измерения крена и тангажа, результаты измерений которых используются в корректировочных уравнениях вычисления курса:

$$\begin{aligned} M_{x2} &= M_{x1} \cdot \cos(\rho) + M_{z1} \cdot \sin(\rho); \\ M_{y2} &= M_{x1} \cdot \sin(\gamma) \cdot \sin(\rho) + M_{y1} \cdot \\ &\quad \cdot \cos(\gamma) - M_{z1} \cdot \sin(\gamma) \cdot \cos(\rho); \\ M_{z2} &= -M_{x1} \cdot \cos(\gamma) \cdot \sin(\rho) + M_{y1} \cdot \\ &\quad \cdot \sin(\gamma) + M_{z1} \cdot \cos(\gamma) \cdot \cos(\rho). \end{aligned} \quad (5)$$

где  $M_{x1}$ ,  $M_{y1}$ ,  $M_{z1}$  – откалиброванные результаты измерений магнитометра по осям  $x$ ,  $y$ ,  $z$  соответственно;

$\rho$  – угол тангажа;

$\gamma$  – угол крена.

Угол, заключенный между северным направлением магнитного меридиана и продольной осью самолета, отсчитывается по часовой стрелке от 0 до 360°, определяется по формуле:

$$\psi = a \tan \left( \frac{M_{y2}}{M_{x2}} \right). \quad (6)$$

Результаты измерений магнитометра по осям  $x$ ,  $y$ ,  $z$  в приведенных выше уравнениях используются после проведенной над ними процедуры калибровки и в матричной форме имеют вид:

$$\begin{bmatrix} M_{x1} \\ M_{y1} \\ M_{z1} \end{bmatrix} = [M\_m]_{3 \times 3} \cdot$$

$$\begin{aligned} &\cdot \begin{bmatrix} \frac{1}{M\_SC_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{M\_SC_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{M\_SC_z} \end{bmatrix} \cdot [M\_si]_{3 \times 3} \cdot \\ &\cdot \begin{bmatrix} M_x - M\_OS_x \\ M_y - M\_OS_y \\ M_z - M\_OS_z \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} MR_{11} & MR_{12} & MR_{13} \\ MR_{21} & MR_{22} & MR_{23} \\ MR_{31} & MR_{32} & MR_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} M_x - MR_{10} \\ M_y - MR_{20} \\ M_z - MR_{30} \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (7)$$

где  $[M\_m]$  – матрица размерности 3 на 3, компенсирующая перекося между магнитным датчиком и осью корпуса БЛА;

$[M\_si]$  – матрица размерности 3 на 3, компенсирующая погрешность, вызванную воздействием на соответствующие оси магнитометра мягкого железа конструктивных элементов БПЛА;

$M\_SC_i$  – масштабирующий коэффициент соответствующей оси магнитометра;

$M\_OS_i$  – смещения, вызванные воздействием на соответствующую ось магнитометра жесткого железа конструктивных элементов БПЛА;

$M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$  – результаты измерений магнитометра по осям  $x$ ,  $y$ ,  $z$  соответственно.

Целью магнитной калибровки датчика является определение параметров  $MR_{10} - MR_{33}$ .

Перед проведением калибровки необходимо убедиться, присутствуют ли в БПЛА воздействия на магнитометр мягкого железа [4]. Это достигается путем вращения аппарата в трех взаимно перпендикулярных направлениях с определенным шагом и фиксации результатов измерений, полученных непосредственно с выхода соответствующих осей магнитометра. Шаг вращения между снятием результатов измерений выбирается исходя из требований к точности воспроизведения магнитной картины на борту БПЛА.

В случае, если при построении в декартовой системе координат геометрической фигуры с осями  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$ , соответствующим снятым выходным сигналам магнитометров  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$  получается наклонный эллипсоид вращения, то его можно описать аналитически:

$$\begin{aligned} & \frac{(x-x_0)^2}{a^2} + \frac{(y-y_0)^2}{b^2} + \frac{(z-z_0)^2}{c^2} + \\ & \frac{(x-x_0)(y-y_0)}{d^2} + \frac{(x-x_0)(z-z_0)}{e^2} + \\ & \frac{(y-y_0)(z-z_0)}{f^2} = R^2, \end{aligned} \quad (8)$$

где  $x_0, y_0, z_0$  – смещения  $M_{OS_x}$ , вызванные воздействием на соответствующую ось магнитометра жесткого железа конструктивных элементов БПЛА;

$x, y, z$  – исходные данные магнитометра осей  $x, y, z$ ;

$a, b, c$  – полуоси длины;

$d, e, f$  – параметры, определяющие наклон эллипсоида;

$R$  – постоянная напряженности поля Земли.

В случае, если искажения мягкого железа отсутствуют или они незначительны, то уравнение эллипсоида вращения упрощается:

$$\frac{(x-x_0)^2}{a^2} + \frac{(y-y_0)^2}{b^2} + \frac{(z-z_0)^2}{c^2} = R^2. \quad (9)$$

Следовательно, используя метод наименьших квадратов, можно определить параметры  $M_{SI}$ ,  $M_{OSI}$  и элементы матрицы  $[M_{SCI}]$ . Для этого необходимо произвести 3 набора по  $n$  измерений при вращении БПЛА вокруг осей  $x, y, z$ .

Уравнение можно представить в виде:

$$x^2 = \begin{bmatrix} x & y & z & -y^2 & -z^2 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 2x_0 \\ \frac{a^2}{b^2} 2y_0 \\ \frac{a^2}{c^2} 2z_0 \\ \frac{a^2}{b^2} \\ \frac{a^2}{c^2} \\ a^2 R^2 - x_0^2 - \frac{a^2}{b^2} y_0^2 - \frac{a^2}{c^2} z_0^2 \end{bmatrix}; \quad (10)$$

или в сокращенной форме:

$$W_{n \times 1} = [H]_{n \times 6} \cdot X_{6 \times 1}. \quad (11)$$

Метод наименьших квадратов может быть применен для определения вектора параметров  $X$ , как:

$$X = [H^T \cdot H]^{-1} \cdot H^T \cdot W; \quad (12)$$

$M_{OS_i}$  определяются из выражений:

$$\begin{aligned} M_{OS_x} &= x_0 = \frac{X(1)}{2}; \\ M_{OS_y} &= y_0 = \frac{X(2)}{2 \cdot X(4)}; \\ M_{OS_z} &= z_0 = \frac{X(3)}{2 \cdot X(5)}. \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} A &= a^2 \cdot R^2 = X(6) + x_0^2 + X(4) \cdot \\ &\cdot y_0^2 + x(5) \cdot z_0^2; \end{aligned} \quad (14)$$

$$B = \frac{A}{X(4)}; \quad (15)$$

$$C = \frac{A}{X(5)}. \quad (16)$$

Разность между результатами измерений магнитометра и смещениями  $M_{OS_i}$  записывается в виде:

$$\begin{aligned} xx &= M_x - M_{OS_x}; \\ yy &= M_y - M_{OS_y}; \\ zz &= M_z - M_{OS_z}. \end{aligned} \quad (17)$$

$$\frac{xx^2}{A} + \frac{yy^2}{B} + \frac{zz^2}{C} = 1.$$

Масштабирующие коэффициенты определяются следующим образом:

$$\begin{aligned} M_{SC_x} &= \sqrt{A}; \\ M_{SC_y} &= \sqrt{B}; \\ M_{SC_z} &= \sqrt{C}. \end{aligned} \quad (18)$$

Откуда, сумма квадратов следующих выражений должна быть равна единице:

$$\begin{aligned} xxx &= \frac{xx}{M_{SC_x}}; \\ yyy &= \frac{yy}{M_{SC_y}}; \\ zzz &= \frac{zz}{M_{SC_z}}; \\ xxx^2 + yyy^2 + zzz^2 &= 1. \end{aligned} \quad (19)$$

## Заключение

Разработана структурная схема микропроцессорной системы определения курса беспилотного летательного аппарата.

Представлены уравнения коррекции погрешности результата измерения магнитометра, обусловленной креновой девиацией.

Описан метод калибровки магнитометрического датчика.

## Литература

1. Воробьев, В.Г. *Авиационные приборы, информационно-измерительные системы и комплексы. Учебник для вузов [Текст] / В.Г.Воробьев, В.В.Глухов, И.К.Кадышев; под ред. В.Г. Воробьева. – М.: Транспорт, 1992. – 399 с.*
2. Яценков, В.С. *Основы спутниковой навигации. Системы GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС [Текст] / В.С.Яценков. – М: Горячая линия-Телеком, 2005. – 272 с.*
3. Ларін, В.Ю. *Теоретичне обґрунтування принципу дії феромагнітного перетворювача механічних величин [Текст] / В.Ю. Ларін // Вісник Інженерної академії України. – 2012. – № 2. – С. 27– 31.*
4. *Самолетовозждение [Электронный ресурс] / Аэроклуб «Аист». – Режим доступа: <http://www.aistclub.ru/upload/Samoletovozhdzenie.pdf>. – 10.2.2013.*

*Поступила в редакцию 20.03.2013, рассмотрена на редколлегии 15.05.2013*

**Рецензент:** д-р техн. наук, доцент, зав. каф. специализированных компьютерных систем Е.Е.Федоров, Донецкая академия автомобильного транспорта, г. Донецк.

## МІКРОПРОЦЕСОРНА СИСТЕМА ВИЗНАЧЕННЯ КУРСУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

**В.П. Харченко, В.Ю. Ларін, І.Г. Шинкаренко**

Сучасні навігаційні системи безпілотного літального апарату призначені для надання автоматичній системі керування апаратом інформації про висоту, швидкість, курс, координати, кути крену і тангаж. Від величини похибки результатів вимірювання навігаційної системи безпосередньо залежить якість керування апаратом, енергоспоживання виконавчих механізмів і, як результат, тривалість польоту. У статті розглянуто курсову систему, датчиком якої є магнітометр, так як він може мати малі габарити, високу надійність, похибку результатів вимірювань менше відсотка, а також, низьку споживану потужність. Запропоновано структурну схему та алгоритм роботи обчислювального пристрою курсової системи безпілотного літального апарату, відмінною рисою якої є низька маса, малі габаритні розміри і автономність.

**Ключові слова:** безпілотний літальний апарат, одноплатний мікроконтролер, курсова система, магнітометричний перетворювач, тангаж, крен, азимут.

## MICROPROCESSOR SYSTEM OF DETERMINATION OF UNMANNED AIRCRAFTS COURSE

**V.P. Harchenko, V.J. Larin, I.G. Shinkarenko**

Modern navigation systems are unmanned aerial vehicle designed for of provision of automatic control system of the machine information on the height, speed, course, position, pitch and roll angles. On the magnitude of error in the results of measurement navigation system directly affects the quality control unit, the power consumption of the actuators and as a result, the duration of the flight. In this article the exchange rate system, which is the magnetometer sensor, since it can have small size, high reliability, accuracy of measurements per cent less as well as low power consumption. The structural scheme and algorithm computing device exchange of unmanned aircraft, which is notable by a low weight, small size and autonomy.

**Keywords:** unmanned aircraft vechile, embeded microcontroller, guidance system, Holls transducer, pitch, yaw, roll.

**Харченко Владимир Петрович** – д-р техн. наук, проф., зав. каф. аэронавигационных систем, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

**Ларин Виталий Юрьевич** – д-р техн. наук, доцент, проф. каф. аэронавигационных систем, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

**Шинкаренко Иван Григорьевич** – аспирант каф. аэронавигационных систем, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

УДК 629.7.054

В.В. КАРАЧУН, В.Ю. ШИБЕЦЬКИЙ

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут»

## ВПЛИВ ПОТУЖНОЇ N-ХВИЛІ НА ІНЕРЦІАЛЬНІ ПРИЛАДИ АВТОНОМНОГО ПОЗИЦІОНУВАННЯ. ТРИВИМІРНА ЗАДАЧА

*Розглянуто тривимірну модель опису явища взаємодії потужної N-хвилі з приладами інерціального позиціонування. Побудовано програму розрахунків у середовищі MathCad для визначення систематичної складової похибки, що виникає внаслідок дії потужної ударної хвилі на підвіс поплавкового гіроскопа. Проведено чисельний аналіз для промислового зразка датчика кутової швидкості. Дані розрахунків порівняно з експериментальними даними, отриманими при стендових дослідженнях. Проаналізовано причини розбіжностей між експериментальними і теоретичними даними, та зроблено висновки стосовно можливості використання отриманих результатів.*

**Ключові слова:** N-хвиля, гіперзвукові літальні апарати, систематичний дрейф, поплавок гіроскопа, акустичне поле, хибна кутова швидкість.

### Вступ

Дослідження відносяться до області прикладної механіки і присвячені вивченню явища взаємодії потужної ударної хвилі з підвісом сенсора гіростабілізованої платформи (ГСП) в жорстких умовах експлуатації гіперзвукових літальних апаратів (ЛА). Незаперечний інтерес представляють математична модель процесу і комп'ютерна програма розрахунків, які дозволяють проводити аналіз поведінки підвісу гіроскопа в залежності від зовнішніх факторів і конфігурації самого підвісу, що в свою чергу дозволить відійти від дорогих стендових досліджень, і перейти до досліджень віртуальних моделей, тобто з використанням лише персонального комп'ютера.

### Аналіз стану проблеми і постановка задачі дослідження

На теперішній час існує думка щодо перспективності розробки гіперзвукових систем озброєння, незаперечної спроможності гіперзвукових технологій у формуванні військового домінування держави в сфері вирішення загальнонаціональних задач безпеки [1].

Можливість досягнення гіперзвуковими літальними апаратами швидкості у 20 М робить їх невразливими для сучасних систем ППО і дає можливість доставити БЧ за одну годину до будь-якої точки планети [2].

Існує п'ять магістральних напрямків досліджень гіперзвукових технологій: *аеродинаміка; теплозахист; наведення; навігація і керування рухом; обладнання і двигуни* [3]. Доведення рівня технологій гіперзвукового польоту до серійного виробництва,

перетворить на існуючі реалії перспективну зброю глобального удару з неймовірною дальністю стрільби у 37 тисяч кілометрів [4].

Слід звернути увагу на одну важливу ознаку льотної експлуатації. При швидкості 20 М літак з гіперзвуковим прямооточним повітряно-реактивним двигуном (ГППРД) нагрівається до температури доменної печі, тобто вище за 2000 °С [5, 6]. В сукупності з іншими негативними проявами, цей чинник окреслює коло екстремальних умов, породжуючих позаштатні ситуації.

Приймаючи до уваги надзвичайно експлуатаційні умови гіперзвуковиків, надзвичайно **актуальними** постають задачі аналізу впливу зовнішніх збуджуючих чинників, а саме, ударної N-хвилі, вібрації, градієнта тепла, повітряного потоку на виході повітряозабірника тощо, на тактико-технічні характеристики апаратів в цілому. В роботі передбачається докладний аналіз першого чинника і його вплив на інерціальні засоби автономного виявлення, класифікації і визначення місцезнаходження рухомої цілі.

**Метою** дослідження слугує побудова розрахункових моделей пружної взаємодії потужної ударної N-хвилі з приладами автономного інерціального позиціонування.

### Підвіс інерціального сенсора ГСП з нульовою гаусовою кривизною

Визначаючи похибку інерціальних сенсорів ГСП при льотній експлуатації, будемо розглядати синхронні та асинхронні коливання. Точніше, проведемо кількісний аналіз тільки систематичної складової похибки вимірювань двостепеневого диференційного гіроскопа з рідинностатичним підвісом,

яка представляє найбільший практичний інтерес, так як, на відміну від періодичної складової, для її зменшення ще не існує апробованих технічних рішень. Обчислення проведемо відповідно до формули (1) [7]. В ній враховано вплив *хибної* кутової швидкості на вхідній осі приладу і *хибного* кутового прискорення на вихідній осі, осі підвісу:

$$\Delta\omega^a = \frac{4v h I_z \cos \varepsilon_{11}}{3R [H(1+N_1) + B(N_2+N_3)]} \times \\ \times \left[ \rho_\theta \left( -6\omega_1 a_1^{(1)} + \frac{B}{H} \omega_1^2 c_1^{(1)} - \frac{B}{H} \omega_1^2 b_1^{(1)} \right) + \right. \\ \left. + \rho_\varphi \left( -6\omega_1 a_1^{(2)} - \frac{B}{H} \omega_1^2 c_1^{(2)} - \frac{B}{H} \omega_1^2 b_1^{(2)} \right) - \right. \\ \left. - 3\rho_\psi \omega_1' c_1^{(2)} \right],$$

де  $\omega_1 = v + \ell_1 \pi$ ,  $\ell_1 = 0, 1, 2, \dots$ ;

$$\omega_1' = v + (-1 + \ell_2) \frac{\pi}{2}, \quad (\ell_2 = 0, 2, 4, 6, \dots);$$

$$N_1 = \frac{4\pi I_z \omega_1}{HR} a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z;$$

$$N_2 = \frac{8I_z \omega_1^2}{3HR} c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos z;$$

$$N_3 = \frac{8I_z \omega_1^2}{3HR} b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z.$$

Прийmemo для конкретності наступні числові значення величин, що входять в робочу формулу (1):  $c = 0,12 \text{ Нм}$ ;  $v = 0,32$ ;  $B = 1,01 \cdot 10^{-4} \text{ Нмс}^2$ ;  $H = 0,2093 \text{ Нмс}$ ;  $E = 7 \cdot 10^{10} \text{ Н/м}^2$ ;  $h = 1 \cdot 10^{-4} \text{ м}$ ;  $L = 0,06 \text{ м}$ ;  $R_0 = 0,02 \text{ м}$ ;  $v_1 = 0,5 \text{ с}^{-1}$ ;  $\rho = 2,7 \cdot 10^3$ ;  $P_{10} = 0,7 \cdot 10^2 \text{ Н/м}^2$ ;  $I_z = 1,5 \cdot 10^{-4} \text{ Нмс}^2$ ;  $A = 0,7$ ;  $B = 0,3$ ;  $\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \frac{\pi}{6} \text{ рад}$ ;  $\rho_\varphi = \rho_\theta = \rho_\psi = \frac{\pi}{36} \text{ рад}$ ;  $n = 34,5$ .

Таким чином, спочатку припускаємо наявність синхронної хитавиці фюзеляжу, потім асинхронної. Строго кажучи, таке спрощення привнесе певну похибку при порівняльному аналізі стендових випробувань з числовими, але не настільки, щоб не забезпечити достовірності результатів реаліям льотній експлуатації.

Для кількісного аналізу побудовано програму обчислень похибок поплавкового диференціюючого гіроскопа у середовищі MathCad.

Числовий аналіз показує, що при частоті хитавиці ЛА 300 Гц систематична похибка приладу складає  $0,24 \text{ град с}^{-1}$ , а на частоті 500 Гц –  $0,35 \text{ град с}^{-1}$  (рис. 1, а, б). На частоті 600 Гц –

$(-0,38 \text{ град с}^{-1})$ , на частоті 800 Гц –  $(-0,48 \text{ град с}^{-1})$ , на 960 Гц –  $(-0,39 \text{ град с}^{-1})$ .

Результати стендових випробувань промислових зразків ДУСУ довели, що на частоті 300 Гц систематична похибка становить  $0,24 \text{ град с}^{-1}$ , на частоті 500 Гц –  $0,31 \text{ град с}^{-1}$ , на частоті 800 Гц –  $(-0,6 \text{ град с}^{-1})$ , а на частоті 960 Гц –  $(-0,13 \text{ град с}^{-1})$  (рис. 1, в).

Таким чином, за результатами стендових випробувань *максимальні* значення похибки поплавкового гіроскопа мають місце на частотах акустичного випромінювання 300 Гц, 500 Гц, 700 Гц, 800 Гц, 960 Гц. Чисельний аналіз виявив *максимальні* значення похибок приладу, для умов експерименту, також на частотах 300 Гц, 500 Гц, 800 Гц. Причому, вони практично збіглися не лише за величиною, а й за знаком.

Деякі невідповідності мають місце на частотах 700 Гц і 960 Гц. Стендові випробування на частоті 700 Гц виявляють похибку приладу в  $(-0,27 \text{ град с}^{-1})$ , а теоретичні – похибку в  $(-0,35 \text{ град с}^{-1})$  на частоті 580 Гц, тобто трохи ліше по осі частот. Різниця становить  $0,08 \text{ град с}^{-1}$ . При порозі чутливості в  $0,09 \text{ град с}^{-1}$ , тобто нею можна знехтувати. Стендові випробування на частоті 960 Гц показують похибку  $(-0,14 \text{ град с}^{-1})$ , а теоретичні встановлюють її значення в  $(-0,38 \text{ град с}^{-1})$ .

Ці невідповідності насамперед цілком припустимі, по-друге, мають досить переконливе пояснення. На стенді прилад розташовується на пружних розтяжках, які завдяки великому коефіцієнту поглинання нейтралізують вплив стін і підлоги на прилад, з одного боку, з іншого – розтяжки формують полігармонічну хитавицю приладу, в той час як теоретичні розрахунки припускають наявність синхронної хитавиці фюзеляжу.

Має місце ефект вибіркості кутовим рухом корпусу ЛА частот, що генеруються акустичним випромінюванням. Коливання поверхні поплавкового підвісу породжують пружно-напружений стан підвісу гіроскопа і, як наслідок, слугують появі *хибної* кутової швидкості на вхідній осі і *хибного* кутового прискорення на вихідній осі. Це призводить до більш насиченого спектру похибки вздовж осі частот.

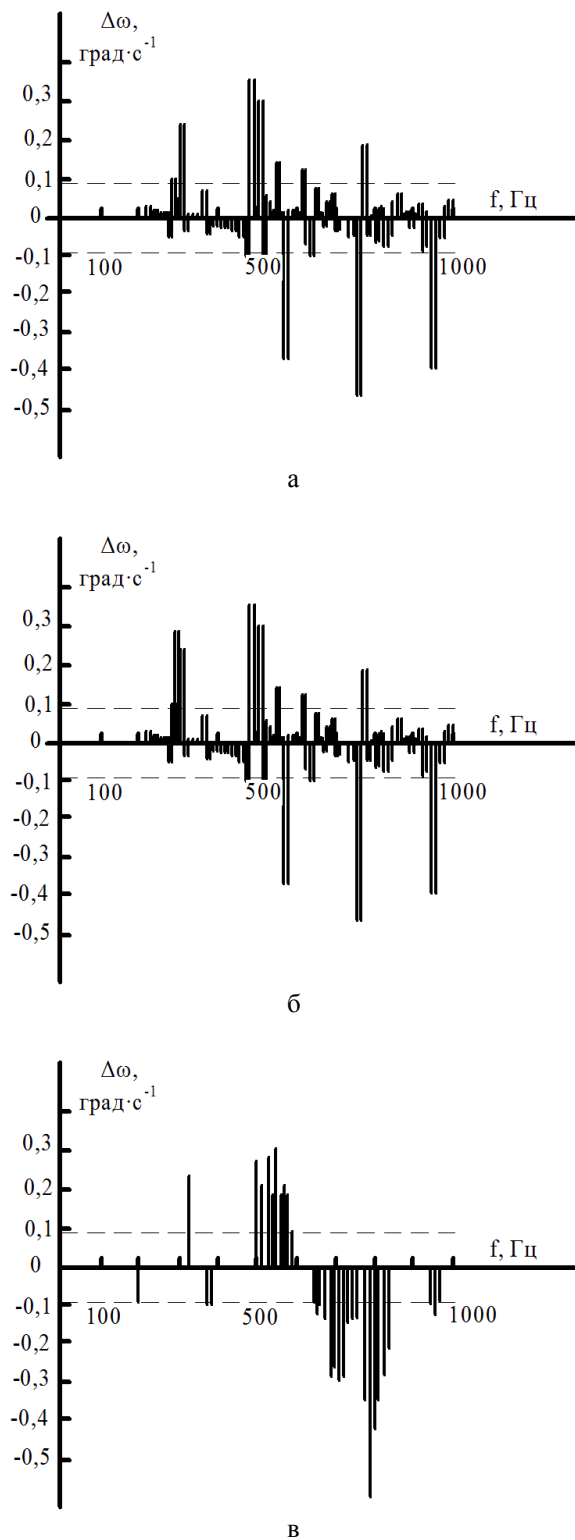


Рис. 1. Похибка ДУСУ в акустичному полі:  
 а - розрахункова, при синхронній хитавиці;  
 б - розрахункова при асинхронній хитавиці;  
 в - стендова, в акустичній камері. Пунктирна лінія відмічає поріг чутливості приладу

Чисельний аналіз з фіксацією параметрів синхронної качки корпусу, природно, збіднив спектр

похибки. Разом з тим, збіг максимальних значень, похибок на стенді і в розрахунках задовільно підтвердився.

Відносно осей стабілізації платформа буде здійснювати не тільки коливальний рух, а й мати додатковий **систематичний дрейф**, обумовлений дифракцією ударної *N*-хвилі на підвісі чутливих елементів – двоступеневих гіроскопів (рис. 2).

Нарешті, тривимірна розрахункова модель не враховувала нелінійних коливань торців підвісу в акустичному полі, справедливо вважаючи, що оболонкова частина більшою мірою схильна до впливу проникаючого випромінювання і є найбільш вразливою в світлі задач, що вирішуються. На торцях же поплавка мають місце комплектуючі, які цей вплив суттєво послабляють – сиффон, датчик моментів, упори і т.п.

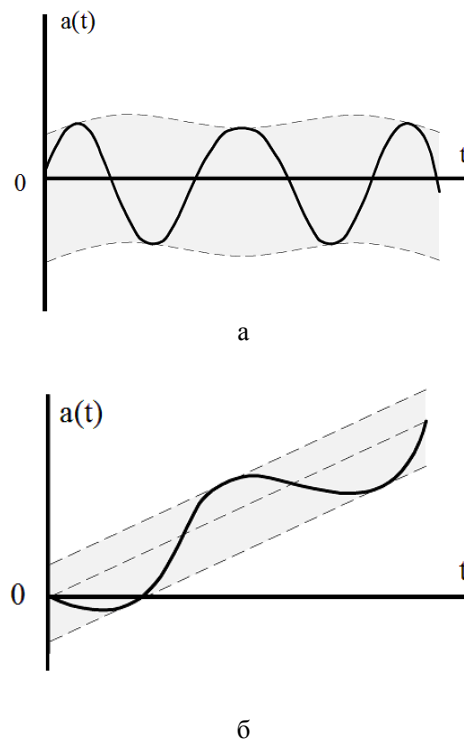


Рис. 2. Дрейф платформи під дією ударної *N*-хвилі:  
 а - періодичні складові;  
 б - систематична і періодична складові

Цілком зрозуміло, що подальше уточнення розрахункової моделі дозволить істотно наблизити теорію до експерименту, створить умови для аналізу впливу особливостей резонансного типу в рідинно-фазній частині підвісу, характеру розсіювання енергії акустичного випромінювання в елементній базі, причин виникнення зон каустик, а також прояви інших факторів. Нарешті, дозволить вибрати технічні рішення для зменшення впливу цих збурень на похибку приладу.

## Висновки

Тривимірна модель переконливо доводить необхідність врахування пружних переміщень вздовж протяжності підвісу на тій підставі, що вони вносять суттєву частку у формування хибної кутової швидкості і, як наслідок, слугують появі похибки двостепеневого гіроскопа в акустичних полях. Тому, незважаючи на значно меншу їх величину, у порівнянні з двома іншими координатами, треба все ж приймати цей факт до уваги, не довіряючи в повній мірі двовимірній моделі. Побудована програма розрахунку дає можливість аналізувати стан підвісу гіроскопа під дією збурюючих факторів різної структури.

## Литература

1. Kistler, A.L. *The fluctuating pressure field in a supersonic turbulent boundary layer* [Текст] / A.L. Kistler, W.S. Chen // *Jet Propulsion Laboratory Technical Repor.* – 1962. – № 32. – 277 p.
2. Карачун, В.В. *Волновые задачи поплавоквого гироскопа* [Текст] / В.В. Карачун, Я.Ф. Каюк, В.Н. Мельник. – К.: «Корнейчук». – 2007. – 228 с.

3. Ишлинский, А. Ю. *Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация* [Текст] / А. Ю. Ишлинский; *Ин-т проблем механики Российской акад. наук.* – М.: Наука, 1976. – 671 с. – Библиогр.: – С. 661-666.

4. Карачун, В.В. *Дифракция звуковых волн на подвесе гироскопа* [Текст] / В.В. Карачун, В.Г. Лозовик, В.Н. Мельник; *Нац. техн. ун-т Укр. «КПИ».* – К.: «Корнейчук», 2000. – 176 с. – Библиогр.: – С. 153-155.

5. Шендеров, Е.Л. *Прохождение звуковой волны через упругую цилиндрическую оболочку* [Текст] / Е.Л. Шендеров // *Акустический журнал.* – 1963. – 9, вып. 2. – С. 47-49.

6. Карачун, В.В. *Задачи супроводу та маскування рухомих об'єктів* [Текст] / В.В. Карачун, В.Н. Мельник; *Нац. техн. ун-т Укр. «КПИ».* – К.: «Корнейчук», 2011. – 263 с. – Библиогр.: – С. 261-263.

7. Карачун, В.В. *Пассивные методы уменьшения погрешностей поплавоквого гироскопа при действии N-волны* [Текст] / В.В. Карачун, В.Ю. Шибецкий // *«Восточно-Европейский журнал передовых технологий».* – 2012. – №5/7 (59). – С. 8-10.

Поступила в редакцію 22.03.2013, рассмотрена на редколлегии 29.05.2013

**Рецензент:** д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой биотехники и инженерии В.М. Мельник, Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев, Украина.

## ВЛИЯНИЕ МОЩНОЙ N-ВОЛНЫ НА ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ПРИБОРЫ АВТОНОМНОГО ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ. ТРЕХМЕРНАЯ ЗАДАЧА

**В.В. Карачун, В.Ю. Шибецкий**

Рассмотрена трехмерная модель описания явления взаимодействия мощной N-волны с приборами инерциального позиционирования. Построена программа расчетов в среде MathCad для определения систематической составляющей погрешности, возникающей вследствие действия мощной ударной волны на подвес поплавоквого гироскопа. Проведен численный анализ для промышленного образца датчика угловой скорости. Данные расчетов сравнивались с экспериментальными данными, полученными при стендовых исследованиях. Проанализированы причины расхождений между экспериментальными и теоретическими данными, и сделаны выводы относительно возможности использования полученных результатов.

**Ключевые слова:** N-волна, гиперзвуковые летательные аппараты, систематический дрейф, поплавоквый гироскоп, акустическое поле, ложная угловая скорость.

## INFLUENCE OF POWERFUL N-WAVE ON INERTIAL AUTONOMOUS POSITIONING DEVICES. THREE-DIMENSIONAL PROBLEM

**V.V. Karachun, V.Yu. Shybetckij**

Considered a three-dimensional model is describing the interaction of powerful N-waves with inertial positioning devices. The program for calculations were built in MathCad to determine the systematic component of the error that arises from action of a strong shock waves in suspension float gyroscope. The numerical analyses were made for the industrial designed of the angular velocity sensor. These calculations were compared with experimental data obtained at bench trials. The reasons of the differences between experimental and theoretical data were given, and conclusions regarding the possibility of using the results.

**Key words:** N-wave hypersonic aircraft systematic drift, float gyroscope acoustic field, false angular velocity.

**Карачун Володимир Володимирович** – д-р техн. наук, проф., проф. кафедри біотехніки та інженерії факультету біотехнології і біотехніки, Національний технічний університет України «КПІ», Київ, Україна.

**Шибецкий Владислав Юрійович** – асистент кафедри біотехніки та інженерії факультету біотехнології і біотехніки, Національний технічний університет України «КПІ», Київ, Україна, e-mail: sjavva@mail.ru

УДК 537.523:538.4

А.А. ТРОПИНА

Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Украина

## УПРАВЛЕНИЕ ПОТОКОМ И ТУРБУЛЕНТНЫЕ КАСКАДНЫЕ ПРОЦЕССЫ ПРИ НАЛИЧИИ ВНЕШНИХ СИЛ

*Приведены результаты численного моделирования турбулентного спектра для случая течения жидкости в поле соленоидальной и несолоноидальной внешних сил. Модель основывается на уравнениях для коллективных переменных-амплитуд Фурье поля скорости, просуммированных по октаве волновых чисел. Было получено, что наличие внешней силы в различных гармониках влияет на протяженность участка турбулентного спектра, отвечающего закону Колмогорова. Было показано, что наличие несолоноидальной части внешней силы не меняет качественного характера каскадного процесса, а только увеличивает максимальные значения пульсаций скорости. Проведена оценка влияния учета сжимаемости среды на перенос энергии по спектру турбулентности при наличии силы Лоренца.*

**Ключевые слова:** каскадный процесс, спектр турбулентности, амплитуды Фурье поля скорости, сжимаемый газ, сила Лоренца, численное интегрирование.

### Введение

Вопросам, связанным с управлением сверхзвуковыми потоками, посвящено огромное количество работ. Не останавливаясь на общепринятых газодинамических методах управления потоком, отметим, что в последние десятилетия стали интенсивно развиваться, так называемые, плазменные методы контроля течения и сформировалось новое направление в аэродинамике - плазменная аэродинамика [1].

Экспериментальные исследования показали как возможность снижения сопротивления тел в сверхзвуковом потоке путем формирования пламенных образований [2], так и возможность модификации структуры высокоскоростного потока при генерации поверхностных разрядов [3]. К концепции плазменного управления потоком можно также отнести работы, связанные с формированием высокоэнтальпийных струй дуговых разрядов в сверхзвуковом потоке воздуха.

### 1. Анализ публикаций

Вопросом, который вызывает большой интерес в данном случае, является вопрос о характере спектра турбулентности, формируемого в процессе расширения дуги плазменного канала. Известно, что в процессе эволюции канала дуги в зависимости от величины джоулевого тепловыделения, определяемого величиной тока, можно получить различные значения величины интенсивности турбулентности.

Для описания процесса генерации турбулентности и изучения спектра энергии турбулентности в

работе [4] была предложена модель каскадного процесса и рассмотрен перенос энергии по спектру для случая несжимаемой жидкости. В работе [5] приведен анализ генерации турбулентности в свободной атмосфере в результате возникновения сдвиговой неустойчивости Кельвина-Гельмгольца. В работе [6] авторы рассмотрели модель каскадного процесса для случая закрученных течений. Что касается области плазменной аэродинамики, то здесь остается открытым вопрос о влиянии внешней силы (в частности, силы Лоренца) на характер передачи энергии по спектру турбулентности.

### 2. Цель и постановка задачи

Целью исследования является определение характера эволюции спектра турбулентности в зависимости от внешней силы, а также определение влияния сжимаемости среды и пульсаций плотности на передачу энергии по спектру в этом случае.

Для сокращенного описания развитого турбулентного течения введем коллективные переменные-амплитуды Фурье поля скорости, просуммированные по октаве волновых чисел

$$u^2(k, t) = \left\langle \sum_{\frac{k}{\sqrt{2}} \leq |k'| \leq \sqrt{2}k} v_j(\vec{k}', t) \cdot v_j(-\vec{k}', t) \right\rangle.$$

Из уравнений Навье-Стокса для несжимаемой жидкости по аналогии с работой [4] для переменных  $u_1$  можно получить модельное уравнение вида

$$\frac{\partial u_1(\bar{k}, t)}{\partial t} = -i \cdot P_{lm} k_j \sum_q u_j(\bar{q}, t) \cdot u_m(\bar{k} - \bar{q}, t) - k^2 \cdot \nu \cdot u_1(\bar{q}, t) + F_1(\bar{k}, t) + \alpha \cdot u_1(\bar{k}, t), \quad (1)$$

где  $\nu$  – кинематическая вязкость смеси,

$$P_{lm} = \delta_{lm} - k_l k_m k^{-2},$$

$F_1(\bar{k}, t)$  – фурье-компонента соленоидальной части внешней силы,

$\alpha$  – несолоноидальная часть внешней силы.

Уравнение (1) дополнительно к модели в работе [2] содержит внешнюю силу Лоренца, разделенную на соленоидальную и несолоноидальную часть. Фурье-компоненты скорости  $u^2(k, t)$  связаны со спектральной плотностью энергии следующим соотношением

$$u^2(k) = 2 \int_{k/\sqrt{2}}^{k\sqrt{2}} E(k_1) k_1 \cdot k / \sqrt{2} \quad (4)$$

Учитывая то, что члены, содержащие  $p \cong k/2$  и  $p \cong 2k$  являются основными в каскадном процессе, первое слагаемое в уравнении (1) может быть аппроксимировано следующим образом

$$\alpha_s k u(k) u^2(k/2) - \bar{\alpha}_s k u^2(k) u(2k), \quad (2)$$

где  $\alpha_s, \bar{\alpha}_s$  – безразмерные константы,  $\bar{\alpha}_s = 2 \cdot \alpha_s$ .

Для случая совершенного сжимаемого газа модифицированное уравнение (1) дополняется уравнением неразрывности и уравнением теплопроводности вида

$$\frac{\partial \rho(\bar{k}, t)}{\partial t} + 2i \cdot k_l \sum_q \rho(\bar{q}, t) \cdot u_l(\bar{k} - \bar{q}, t) = 0, \quad (3)$$

$$\sum_q \frac{\partial u_1(\bar{k}, t)}{\partial t} \cdot \rho(\bar{k} - \bar{q}, t) + i \cdot k_n \sum_q u_n(\bar{q}, t) \cdot T(\bar{k} - \bar{q}, t) \cdot \rho(\bar{k} - \bar{q}, t) = \frac{\lambda k^2 \cdot T(\bar{k}, t)}{c_p} + F_1(\bar{k}, t), \quad (4)$$

где  $\rho(\bar{k}, t)$  – фурье-компонента плотности,

$T(\bar{k}, t)$  – фурье-компонента температуры.

При этом слагаемые в уравнениях (3), (4), содержащие суммирование, могут быть аппроксимированы по аналогии с выражением (2). Система уравнений (1)-(4) решалась численно с использованием метода Рунге-Кутты и метода Гира. Были рассмотрены варианты с числом гармоник  $n = 10$  и  $n = 20$ . Без ограничения общности можно принять следующие начальные условия:

$$u_1(0) = 10, \quad u_i(0) = 0 \quad (i = 2, \dots, 10),$$

$$u_1(0) = 20, \quad u_i(0) = 0 \quad (i = 2, \dots, 20).$$

### 3. Результаты расчетов

На первом этапе оценивалось влияние внешней силы на эволюцию спектра турбулентности к закону  $5/3$  Колмогорова, т.е.  $u_i(t) \approx k_i^{-1/3}$ . Результаты расчетов представлены на рис. 1-2 для соленоидальной и несолоноидальной внешней силы для случая равной нулю вязкости.

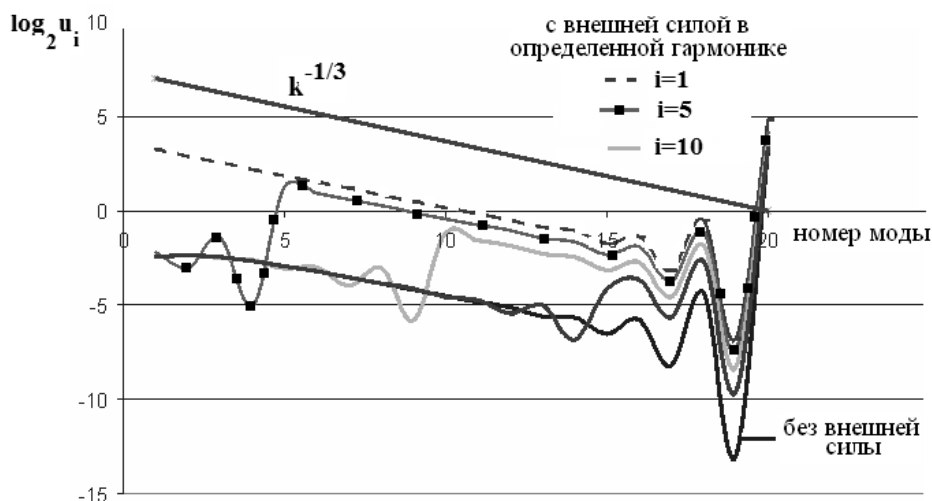


Рис. 1. Турбулентные спектры при  $t = 2,5$  с внешней силой, приложенной в различных гармониках

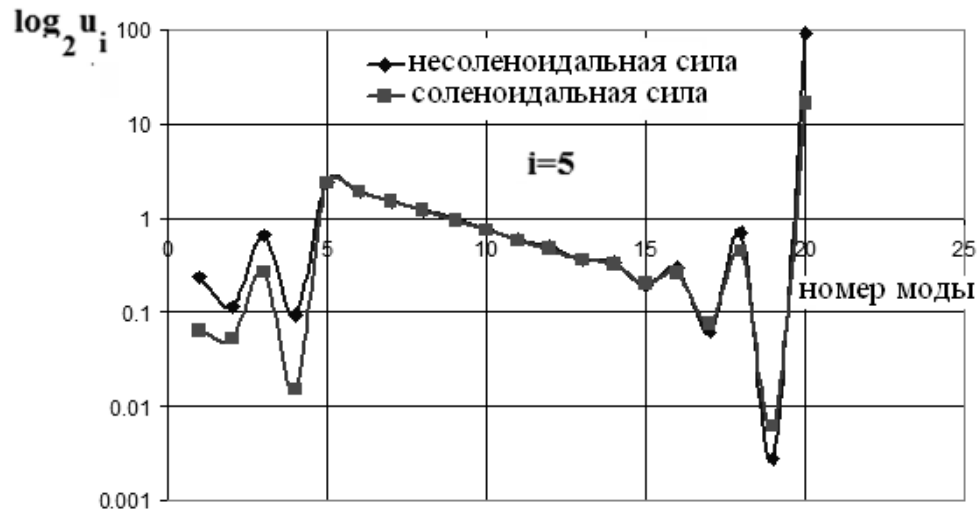


Рис. 2. Эволюция спектра при действии внешней соленоидальной и несолоноидальной силы

Поскольку рассматривается система с конечным числом гармоник, т.е. нет возможности для оттока энергии в высшие гармоники, то при отсутствии диссипации среды вся энергия скапливается в последней моде. Можно отметить, что на определенном этапе эволюции спектра появляется участок, где выполняется закон Колмогорова.

При этом было получено, что мы можем потенциально влиять на длину этот сегмента, помещая внешнюю силу в различные гармоники (рис. 1). Анализируя данные, представленные на рис. 2, отметим, что наличие несолоноидальной части внешней силы не меняет качественного характера эволюции турбулентного спектра, а только увеличивает максимальные значения пульсаций скорости.

Влияние сжимаемости среды на турбулентный спектр можно оценить, сравнивая данные расчетов в рамках предположения о несжимаемости среды и для случая совершенного газа. Так на рис. 3 пред-

ставлены данные расчетов поведения спектра в различные моменты времени. Наличие пульсаций плотности для случая нулевой вязкости среды (на рисунке не представлены) вызывает нелинейную неустойчивость, связанную с наличием конечного числа мод. Вязкость создает отток энергии, что позволяет получить сходящееся решение и проанализировать влияние сжимаемости среды на спектр (рис. 3, 4). Учет вязкости среды вызывает быстрый выход решения на стационарный режим подобия, при этом спектр пульсаций плотности осциллирует, возрастая по мере эволюции спектра и приводя к возникновению нелинейной неустойчивости. Количественное влияние сжимаемости на спектр энергии проявляется через дилатантный эффект и является несущественным при малом числе мод (кривые 2, 3 на рис. 3). При увеличении числа мод влияние сжимаемости проявляется на высоких гармониках (рис. 4, кривые 2,3).

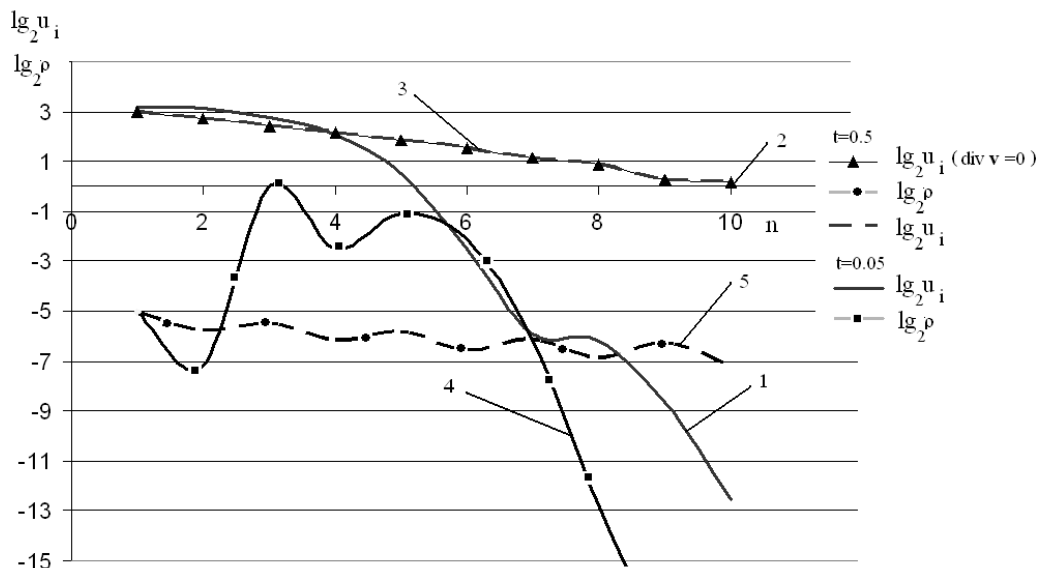
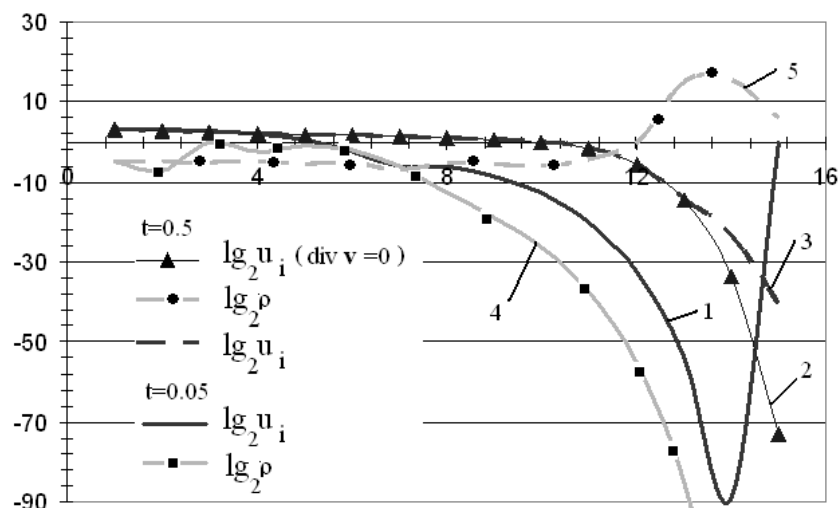


Рис. 3. Эволюция спектра скорости и плотности в различные моменты времени ( $n = 10$ )

Рис. 4. Эволюция спектра скорости и плотности в различные моменты времени (  $n = 20$  )

Полученные расчетные данные позволяют в первом приближении предсказывать качественное поведение турбулентного спектра в зависимости от внешней силы и сжимаемости среды.

Кроме того, эти же расчетные данные можно применить для оценки режима горения, который может быть потенциально реализован в зависимости от уровня турбулентности, генерируемой в процессе эволюции формируемой дуги плазменного канала. Будем ориентироваться на характерное время распространения пламени  $\tau_c = \chi^0 / U_n^2$ , где  $\chi^0$  - коэф-

фициент температуропроводности,  $U_n$  - нормальная скорость распространения пламени. Для типичных значений  $\chi^0$  и  $U_n$ , характерных для смесей углеводородов при нормальных условиях, получаем следующую оценку  $\tau_c \approx 10^{-4} \div 1,5 \cdot 10^{-4}$  с. На основании расчетных данных турбулентного спектра характерный временной масштаб турбулентности, определяемый как  $\tau_t = K_t / \varepsilon$ , где  $\varepsilon$  - скорость диссипации кинетической энергии турбулентности, варьируется в пределах  $\tau_t \approx 5 \cdot 10^{-4} \div 10^{-3}$  с. Ориентируясь на число Дамкелера  $Da = \tau_t / \tau_c$  (для данного случая

$Da > 1$ ), следует ожидать два режима горения: режим искривленного ламинарного фронта пламени, если число Карловица  $Ka = \tau_c / \tau_K < 1$  ( $\tau_K$  - Колмогоровский масштаб) или режим расширяющегося фронта пламени при  $Ka > 1$ . Переход между двумя случаями контролируется текущим током дуги (интенсивностью внешней силы в уравнении (1)) и формируемой интенсивностью турбулентности.

## Выводы

Представлена математическая модель каскадного процесса с учетом сжимаемости среды и несоленоидальности внешней силы.

Показано, что существует потенциальная возможность влияния на длину колмогоровского участка турбулентного спектра путем помещения внешней силы в различные гармоники.

Получено, что наличие несоленоидальной части внешней силы не меняет качественного характера спектра, а только приводит к увеличению пульсаций скорости. Влияние сжимаемости среды на спектр скорости проявляется только на высоких модах за счет дилатантного эффекта и является дополнительным фактором, вызывающим появление нелинейной неустойчивости.

## Литература

1. Improvement perspectives of aerodynamic and trust-energetic parameters of hypersonic aircrafts and engines when using algorithmic discharges and plasmoid formations [Text] / V.P. Burdakov, S.I. Baranovskiy, A.I. Klimov, P.D. Lebedev, S.B. Leonov, M.B. Pankova, A.P. Puhov // *Acta Astronautica*. – 1998. – Vol. 43, № 1-2. – P. 31-44.
2. Study of friction and separation control by surface plasma [Text] / S. Leonov, A. Kuryachii, D. Yarantsev, A. Yuriev // *Paper AIAA-2004-0512, 42th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 05-08 January 2004, Reno, Nevada*.
3. Leonov, S. High-speed inlet customization by surface electrical discharge [Text] / S. Leonov, D. Yarantsev, V. Soloviev // *Paper AIAA-2004-0403, 42th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 05-08 January 2004, Reno, Nevada*.

4. Desnianslii, V.N. Simulation of cascade processes in turbulent flow [Text] / V.N. Desnianslii, E.A. Novikov // PMM. – 1974. – Vol.38. – P. 507-513.

5. Meyer layering accompanying turbulence generation due to shear instability and gravity-wake breaking [Text] / D.C. Fritts. C. Bizon, J.A. Werne, C.K.

Meyer // Journal of Geophysical Research. – 2010. – Vol. 108. – P. 8452-8465.

6. Kitamura, Y. Energy cascade processes in rotating stratified turbulence with application to the atmospheric mesoscale [Text] / Y. Kitamura, Y. Matsuda // Journal of Geophysical Research. – 2010. – Vol. 115. – P. D11104-11116.

Поступила в редакцию 13.05.2013, рассмотрена на редколлегии 29.05.2013

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., зав. каф. физики Ю.В. Батыгин, Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Харьков.

### КЕРУВАННЯ ПОТОКОМ ТА ТУРБУЛЕНТНІ КАСКАДНІ ПРОЦЕСИ ЗА НАЯВНОСТІ ЗОВНІШНІХ СИЛ

*А.А. Тропіна*

Наведено результати чисельного моделювання турбулентного спектра у випадку течії рідини у полі соленоїдальної та несолоноїдальної зовнішньої сили. Модель ґрунтується на рівняннях для колективних змінних Фур'є амплітуд поля швидкості, які підсумовано по октаві хвильових чисел. Було отримано, що наявність зовнішньої сили в різних гармоніках впливає на протяжність ділянки турбулентного спектру, що відповідає спектру Колмогорова. Було показано, що наявність несолоноїдальної частини зовнішньої сили не змінює якісного характеру каскадного процесу, а тільки збільшує максимальні значення пульсацій швидкості. Проведено оцінку впливу стисливості середовища на перенос енергії по спектру турбулентності за наявності сили Лоренца.

**Ключові слова:** каскадний процес, спектр турбулентності, амплітуди Фур'є поля швидкості, стисливий газ, сила Лоренца, чисельне інтегрування.

### FLOW CONTROL AND TURBULENT CASCADE PROCESSES IN THE PRESENCE OF EXTERNAL FORCES

*A.A. Tropina*

Results of the numerical modeling of the turbulent spectra for a case of the liquid flow in the field of solenoidal and non-solenoidal external forces have been presented. A model is based on the equations for Fourier amplitudes of the velocity field summated over the octave of wave numbers. It was obtained, that putting an external force in different harmonics influences on the turbulent spectrum length corresponding to the Kolmogorov's law. It was shown, that the non-solenoidal part of the external force does not change the qualitative character of the cascade process, only increases maximum values of pulsation velocities. Influence of the non-compressibility of the medium on the energy transfer in the turbulent spectrum with Lorentz force has been evaluated.

**Key words:** cascade process, turbulent spectrum, Fourier amplitudes of the velocity field, compressible gas, Lorentz force, numerical integration.

**Тропіна Альбіна Альбертовна** – д-р техн. наук, доцент, зав. кафедрою прикладної математики, Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, г. Харьков, Украина, e-mail: albina.tropina@fulbrightmail.org.

УДК621.646.2-523-525:621.45

**В.С. БОЙКО, В.И. КОНОХ***Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля»,  
Днепропетровск*

## ПОВЫШЕНИЕ СТАБИЛЬНОСТИ СРАБАТЫВАНИЯ ЭЛЕКТРОПНЕВМОКЛАПАНА С УСИЛЕНИЕМ В СИСТЕМЕ С УВЕЛИЧЕННЫМ ГИДРАВЛИЧЕСКИМ СОПРОТИВЛЕНИЕМ НА ВХОДЕ

*Исследованы динамические характеристики электропневмоклапана с усилением, предназначенного для применения в пневмосистемах ЖРД с увеличенным гидравлическим сопротивлением в магистрали на входе. Проведены экспериментальные и расчетные исследования усовершенствованной конструкции ЭПК. Для повышения надежности срабатывания электропневмоклапана и улучшения его динамических характеристик в нем с помощью двух золотников организовано перекрытие седел основного и дренажного клапанов. Показано определяющее влияние безразмерного параметра перекрытия седел на время открытия электропневмоклапана. Результаты расчетов подтверждены результатами экспериментов.*

**Ключевые слова:** жидкостный ракетный двигатель, электропневмоклапан, золотник, время срабатывания, электромагнит, экспериментальные исследования, расчетные исследования.

### Введение

Современные жидкостные ракетные двигатели включают в себя пневматические блоки управления с разнообразными агрегатами автоматики, в том числе, электропневмоклапаны (ЭПК). ЭПК осуществляют подачу управляющего давления в агрегаты двигателя, продувку магистралей и полостей двигателя, раскрутку пусковых турбин для организации запуска. Как правило, электропневмоклапаны работают в широком диапазоне входных давлений и расходов, а сложное взаимодействие в момент срабатывания с другими агрегатами автоматики и трубопроводами приводит к ухудшению динамических характеристик и надежности срабатывания ЭПК.

Экспериментально установлено, что электропневмоклапаны, хорошо работающие в одной системе, могут нестабильно срабатывать, если их установить в другую систему или заменить в ней некоторые элементы. Так, уменьшение диаметра и увеличение длины магистрали на входе (или повышение гидравлического сопротивления) приводит к увеличению времени открытия, ухудшению стабильности срабатывания ЭПК и росту утечек рабочего тела в дренаж. Причиной этого является то, что в начальный момент открытия основного клапана через ЭПК проходит значительный расход рабочего тела, что приводит к резкому падению давления на входе. Из-за гидравлического сопротивления входной магистрали восстановление давления происходит с некоторой задержкой. При этом движение основного клапана замедляется, а в некоторых случаях возможно и несрабатывание ЭПК, так как основной клапан ос-

танавливается в промежуточном положении. При этом происходят утечки рабочего тела в дренаж. Таким образом, понижается надежность срабатывания ЭПК и ухудшаются его динамические характеристики.

### 1. Экспериментальные исследования ЭПК

С целью повышения надежности срабатывания и улучшения динамических характеристик электроклапана с усилением в системе с увеличенным гидравлическим сопротивлением на входе предложено техническое решение, которое существенно уменьшает время открытия и выброс рабочего тела в дренаж [1]. Для подтверждения эффективности принятых технических решений проведены испытания ЭПК, представленного на рис. 1.

Основной особенностью электропневмоклапана является то, что в основном и дренажном клапанах выполнены золотниковые элементы (золотники), обеспечивающие перекрытие проходных сечений между клапанами и их седлами в момент срабатывания.

Работает ЭПК следующим образом. При подаче электрического сигнала на катушку электромагнита 1 якорь 3 притягивается к стопу 2 и перемещает управляющий клапан 5, открывая проходное сечение канала дренажа 6 и перекрывая впускное седло 4. Давление в управляющей полости Д падает, и основной клапан 7 под действием возникшего усилия от перепада давлений между входной А и управляющей Д полостями перемещается, открывая

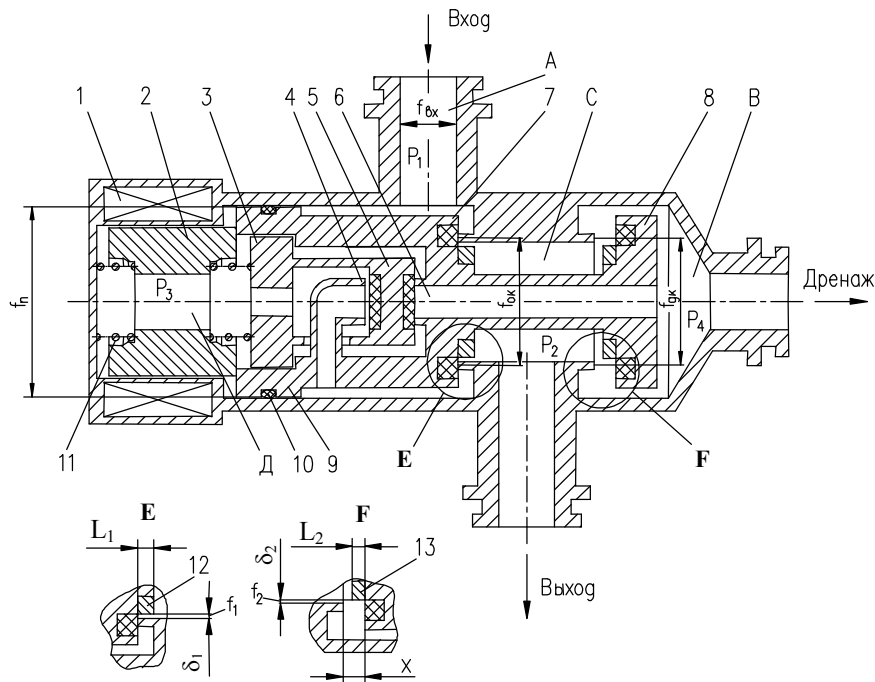


Рис. 1. Электропневмоклапан с усилением:

1 – электромагнит; 2 – плавающий стоп; 3 – якорь; 4 – впускное седло; 5 – управляющий клапан; 6 – канал дренажа; 7 – основной клапан; 8 – дренажный клапан; 9 – поршень; 10 – подвижное герметизирующее соединение; 11 – пружина; 12 – золотник основного клапана; 13 – золотник дренажного клапана; А, В, С, Д – входная, дренажная, выходная и управляющие полости ЭПК соответственно; Х – ход основного клапана;  $L_1$ ,  $L_2$  – ширина золотника основного и дренажного клапанов;  $\delta_1$ ,  $\delta_2$  – радиальный зазор между золотниками и седлами основного и дренажного клапанов;  $f_1$ ,  $f_2$  – площадь радиальных зазоров между золотниками и седлами основного и дренажного клапанов.

основное проходное сечение клапана и отсекая выходную полость С от дренажной В.

При снятии электрического сигнала проходное сечение канала дренажа 6 перекрывается, давление во входной А и управляющей Д полостях выравнивается, а основной клапан 7 под действием пружины 11 перемещается, перекрывая основное проходное сечение ЭПК и сообщая выходную полость С с дренажной В.

Благодаря тому, что в начальный момент срабатывания клапана открывается небольшой канал между седлом и золотником 12, который существенно меньше площади  $f_{vx}$  проходного сечения магистрали на входе, не происходит большого падения давления на входе. Тем самым обеспечивается надежное и быстрое перемещение основного клапана. При открытии основного клапана на величину хода, равную ширине золотника  $L_1$ , золотник 13 дренажного клапана 8 входит вовнутрь седла, образуя кольцевой зазор  $\delta_2$  с площадью  $f_2$ , которая также существенно меньше площади дренажного клапана. Тем самым уменьшается выброс рабочего тела в дренаж.

В дальнейшем происходит открытие основного

клапана на величину ширины золотника  $L_2$  и далее до посадки дренажного клапана на свое седло.

Экспериментальные исследования электропневмоклапана проводились при давлении воздуха на входе ( $p_1$ ) 4 и 8,5 МПа, диаметре входной магистрали 0,004 м и ее длине 5,2 м. Геометрические размеры ширины золотников  $L_1$  и  $L_2$ , при значениях хода  $X$  и зазорах  $\delta_1$  и  $\delta_2$ , представлены в таблице 1. Значения зазоров  $\delta_1$  и  $\delta_2$  выбраны из соображения технологичности сборки ЭПК и его работоспособности.

Испытания проводились по схеме, представленной на рис. 2.

После обработки результатов испытаний ЭПК построена экспериментальная зависимость (рис. 3) времени полного открытия  $\tau_{по}$  основного клапана от геометрического параметра  $Z = \frac{L_1 + L_2}{X}$ . Время за-

крытия ЭПК при давлениях на входе 4 и 8,5 МПа находится в диапазоне 0,04...0,05 с и не зависит от величин  $L_1$  и  $L_2$ .

Анализируя результаты экспериментальных работ, необходимо отметить, что на время открытия ЭПК в данных условиях испытаний существенное

Таблица 1

Параметры настройки и испытаний ЭПК

| $p_1$ , МПа                  | 4                    |      |      |      |      |      | 8,5  |      |      |      |      |      |
|------------------------------|----------------------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|
| $L_1 \cdot 10^{-3}$ , м      | 1                    | 1    | 0,5  | 0    | 0    | 1    | 1    | 1    | 0,5  | 0    | 0    | 1    |
| $L_2 \cdot 10^{-3}$ , м      | 1,7                  | 1,7  | 0,85 | 1,7  | 0    | 0    | 1,7  | 1,7  | 0,85 | 1,7  | 0    | 0    |
| $X \cdot 10^{-3}$ , м        | 1,48                 | 1,93 | 1,93 | 1,93 | 1,93 | 1,48 | 1,48 | 1,93 | 1,93 | 1,93 | 1,93 | 1,48 |
| $Z$                          | 1,82                 | 1,4  | 0,7  | 0,88 | 0    | 0,67 | 1,82 | 1,4  | 0,7  | 0,88 | 0    | 0,67 |
| $\delta_1 \cdot 10^{-3}$ , м | 0,05                 |      |      |      |      |      |      |      |      |      |      |      |
| $\delta_2 \cdot 10^{-3}$ , м | 0,05                 |      |      |      |      |      |      |      |      |      |      |      |
| $f_1$ , м <sup>2</sup>       | $1,64 \cdot 10^{-6}$ |      |      |      |      |      |      |      |      |      |      |      |
| $f_2$ , м <sup>2</sup>       | $2,1 \cdot 10^{-6}$  |      |      |      |      |      |      |      |      |      |      |      |

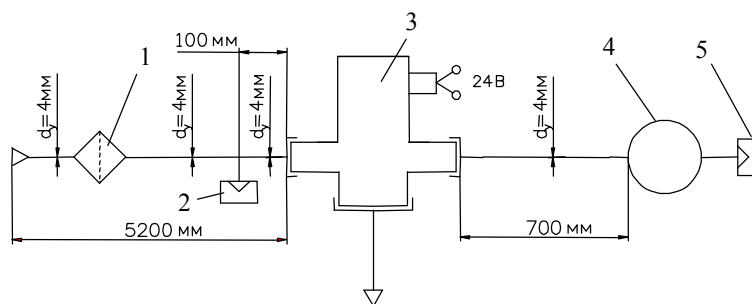
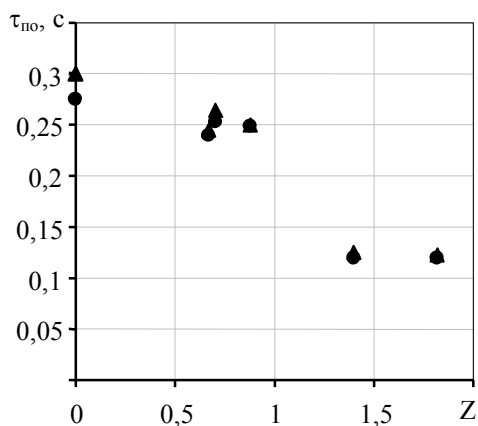


Рис. 2. Схема испытаний ЭПК:

1 – фильтр с тонкостью фильтрации 20 мкм; 2, 5 – датчик давления (типа ДДИ-20);  
3 – испытуемый ЭПК; 4 – емкость объемом  $\approx 0,5$  л.

Рис. 3. Экспериментальная зависимость времени полного открытия  $\tau_{по}$  основного клапана ЭПК от геометрического параметра  $Z$ :

▲, ● – срабатывание ЭПК при давлении на входе 4 МПа и 8,5 МПа соответственно

влияние оказывают размеры  $L_1$  и  $L_2$  золотников основного и дренажного клапанов.

По результатам испытаний видно, что время открытия основного клапана  $\tau_{по}$  увеличивается при уменьшении геометрического параметра  $Z$  (то есть при уменьшении  $L_1$  и  $L_2$ ). Максимальное время открытия наблюдается, когда золотники на клапанах отсутствуют ( $Z=0$ ). При фиксированном значении  $Z$

входное давление мало влияет на время открытия электропневмоклапана. Так, время открытия ЭПК в диапазоне значений  $Z$  от 0 до 1,82 увеличивается в 2,46 и в 2,3 раза при срабатывании клапана с давлением на входе 4 и 8,5 МПа, соответственно.

## 2. Расчетные исследования динамики ЭПК

Для оценки влияния геометрического параметра  $Z$  на время открытия, при других диаметрах входной магистрали, составлена математическая модель электропневмоклапана и выполнены расчеты времени открытия. Расчеты проведены при диаметрах входной магистрали  $d_{вх} = 0,004; 0,006$  и  $0,01$  м, наиболее применяемых в пневмосистемах ЖРД. Давление на входе в ЭПК, значения геометрического параметра  $Z$  приняты такими же, как в таблице 1.

Известно, что время открытия ЭПК состоит из времени срабатывания управляющего клапана 5, времени падения давления в управляющей полости Д до величины, при которой начинается движение основного клапана 7, и времени движения клапана. Время падения давления в управляющей полости зависит от площади канала дренажа 6, а также взаимосвязано с движением основного клапана. Управ-

ляющий клапан жестко связан с якорем 3 электромагнита 1 и время его перемещения с седла канала дренажа 6 на впускное седло 4 и есть временем срабатывания электромагнита. На время срабатывания управляющего клапана влияют давление на входе в ЭПК, а также параметры магнитной системы. В общем случае динамика электромагнита описывается следующими уравнениями: 2-й закон Кирхгофа для цепи управления и 2-й закон Ньютона для якоря [2, 3]

$$U_y = iR + L \frac{di}{dt} + i v \frac{dL}{dx};$$

$$F_{\text{Э}} = m \frac{d^2 x}{dt^2} + F_M,$$

где  $U_y$  – напряжение, на обмотке электромагнита (цепи управления);

$i$  – мгновенное значение тока в обмотке;

$L \frac{di}{dt}$  – электродвижущая сила (э.д.с) самоиндукции;

$L$  – индуктивность обмотки;

$i v \frac{dL}{dx}$  – противо - э.д.с от движения якоря;

$v$  – скорость перемещения якоря;

$m$  – масса подвижных частей якоря (управляющего клапана);

$F_{\text{Э}}$  – сила тяги электромагнита;

$F_M = f(x, v)$  – сила противодействия, зависящая, в общем случае, как от величины перемещения якоря  $x$ , так и от его скорости.

При расчете динамики электромагнита учитывались такие нелинейности как изменение магнитной проводимости ( $G_x$ ) воздушного зазора при движении якоря  $G_x = f(x)$  и зависимость индуктивности от величины тока и перемещения якоря  $L = f(i, x)$ .

Дифференциальные уравнения, описывающие динамические процессы в пневматических полостях ЭПК, имеют вид [4, 5]:

1. Уравнение давления в управляющей полости клапана

$$\frac{dp}{dt} = \frac{R_{\Gamma} T}{V} \cdot \frac{dG}{dt},$$

где  $\frac{dG}{dt}$  – изменение расхода управляющего газа;

$V$  – объем рабочей полости;

$R_{\Gamma}$  – газовая постоянная;

$T$  – температура газа в рассматриваемой полости.

При движении клапана закон изменения давления в управляющей полости запишется в таком виде:

$$\frac{dp}{dt} = \frac{1}{V^* + f_n \cdot X} \cdot (R_{\Gamma} \cdot T \cdot (G_{\text{вх}} - G_{\text{вых}}) + f_n \cdot \frac{dx}{dt} p^*),$$

где  $V^*$ ,  $p^*$  – начальные объем и давление в управляющих полостях в момент начала движения клапана;

$G_{\text{вх}}$ ,  $G_{\text{вых}}$  – вход и выход газа из управляющей полости;

$f_n$  – площадь поршня 9 по уплотнению подвижным герметизирующим соединением 10;

$\frac{dX}{dt}$  – скорость перемещения клапана;

$X$  – текущий ход клапана.

2. Уравнения расхода через основной и управляющий клапаны ЭПК в общем виде имеют вид:

- при докритическом режиме истечения ( $\beta > \beta_{\text{кр}}$ ):

$$G = f_c \cdot p_{\text{вх}} \cdot \mu \cdot \sqrt{\frac{2}{R_{\Gamma} T} \cdot \frac{k}{k-1}} \cdot \sqrt{\left(\frac{p_{\text{вых}}}{p_{\text{вх}}}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_{\text{вых}}}{p_{\text{вх}}}\right)^{\frac{k+1}{k}}},$$

- при сверхкритическом режиме истечения ( $\beta < \beta_{\text{кр}}$ ):

$$G = A(k) \cdot \frac{\mu \cdot f_c \cdot p_{\text{вх}}}{\sqrt{R_{\Gamma} T}};$$

$$\beta = \frac{p_{\text{вых}}}{p_{\text{вх}}}, \quad \beta_{\text{кр}} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}},$$

$$A(k) = \sqrt{2 \cdot \frac{k}{k+1} \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{2}{k-1}}},$$

где  $\mu$  – коэффициент расхода;

$p_{\text{вх}}$  – давление на входе;

$p_{\text{вых}}$  – давление на выходе;

$k$  – показатель адиабаты;

$f_c$  – площадь проходного сечения седла клапана.

Перемещение основного клапана ЭПК описывается уравнением движения

$$M \frac{d^2 X}{dt^2} = p_1 (f_{\text{п}} - f_{\text{ок}}) + p_2 (f_{\text{ок}} - f_{\text{дк}}) + p_4 f_{\text{дк}} - p_3 f_{\text{п}} - \Pi,$$

где  $p_1$ ,  $p_2$ ,  $p_3$ ,  $p_4$  – давление во входной, выходной, управляющей и дренажной полостях соответственно;

$f_{\text{ок}}$  – площадь уплотнения седлом основного клапана;

$f_{\text{дк}}$  – площадь уплотнения седлом дренажного клапана;

$\Pi$  – сумма усилия пружины и сил трения;

$M$  – масса подвижных деталей основного клапана.

Расчет динамических характеристик ЭПК проводился методом численного интегрирования системы нелинейных дифференциальных уравнений методом Эйлера.

По результатам расчетных исследований определена зависимость времени полного открытия  $\tau_{\text{по}}$  основного клапана от геометрического параметра  $Z$  (рис. 4).

Как видно из рис. 4 наибольшее влияние геометрического параметра  $Z$  на время открытия электропневмоклапана наблюдается при диаметре магистрали на входе  $d_{\text{вх}} = 0,004$  м. При этом в диапазоне  $Z = 1,4 \dots 1,82$  время открытия не изменяется и является минимальным для данного диаметра магистрали на входе.

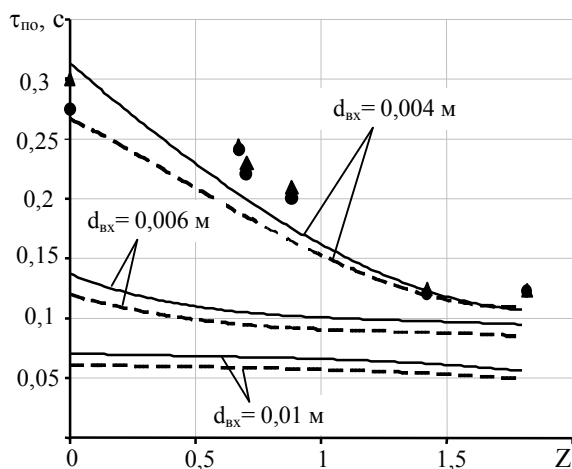


Рис. 4. Экспериментальная и расчетная зависимости времени полного открытия  $\tau_{\text{по}}$  основного клапана ЭПК от геометрического параметра  $Z$ :

▲, ● – экспериментальные точки срабатывания ЭПК при давлениях на входе 4 МПа и 8,5 МПа соответственно и диаметре магистрали на входе 0,004 м; —, - - - – расчетные кривые срабатывания ЭПК при давлениях на входе 4 МПа и 8,5 МПа соответственно

С целью определения влияния радиальных зазоров  $\delta_1$  и  $\delta_2$  между золотниками и седлами основного и дренажного клапанов на временные характеристики ЭПК проведены расчеты времени открытия при  $Z = 1,82$  и давлениях на входе 4 и 8,5 МПа. Значения радиальных зазоров  $\delta_1$  и  $\delta_2$  выбраны, исходя из условия равенства площадей проходных сечений  $f_1$  и  $f_2$  между золотниками и седлами основного и дренажного клапанов. Тогда  $f_1 = f_2 = f_\delta$ , а  $f_\delta \leq f_{\text{вх}}$ .

Расчетная зависимость времени  $\tau_{\text{по}}$  полного открытия основного клапана ЭПК от отношения площади проходных сечений  $f_\delta$  к площади проходного сечения магистрали на входе  $f_{\text{вх}}$  представлена на рис. 5.

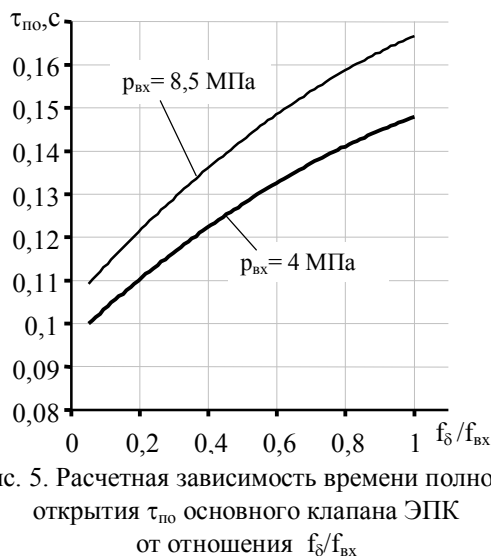


Рис. 5. Расчетная зависимость времени полного открытия  $\tau_{\text{по}}$  основного клапана ЭПК от отношения  $f_\delta/f_{\text{вх}}$

Анализируя результаты проведенных экспериментальных и расчетных исследований необходимо отметить, что с уменьшением диаметра магистрали на входе время открытия основного клапана  $\tau_{\text{по}}$  увеличивается, независимо от давления на входе в электропневмоклапан. Также установлена существенная зависимость времени открытия от геометрического параметра  $Z$ , то есть от величин  $L_1$  и  $L_2$  золотников, которые определенным образом перекрывают проходные сечения основного и дренажного клапанов в момент срабатывания ЭПК. При изменении параметра  $Z$  от 0 до 1,82 время открытия ЭПК уменьшается в среднем в 2,4 раза при  $d_{\text{вх}} = 0,004$  м и в 1,4 и 1,23 раза при  $d_{\text{вх}} = 0,006$  и 0,01 м соответственно.

Выявлено существенное влияние величин радиальных зазоров  $\delta_1$  и  $\delta_2$  (отношение  $f_\delta/f_{\text{вх}}$ ) между золотниками и седлами основного и дренажного клапанов на время открытия при выбранном значении геометрического параметра  $Z$ . При минимальном отношении  $f_\delta/f_{\text{вх}}$  время открытия электропневмоклапана наименьшее. Исходя из этого, можно рекомендовать выбор минимальных значений зазоров  $\delta_1$  и  $\delta_2$ , которые могут быть применены по соображению технологичности сборки ЭПК.

## Выводы

Таким образом, можно сделать вывод, что золотниковые элементы на основном и дренажном клапане с геометрическим параметром  $Z = 1,4 \dots 1,82$ , при заданных радиальных зазорах  $\delta_1$  и  $\delta_2$  между золотниками и седлами клапанов повышают быстродействие ЭПК в среднем в 1,23...2,4 раза. Также уменьшается зависимость времени открытия от сопротивления входной магистрали и, как следствие,

повышается надежность срабатывания электропневмоклапана.

### Литература

1. Пат. 89948 Україна, МПК F 16K 32/02. Електроклапан [Текст] / Шнякін В.М., Конох В.І., Котрехов Б.І., Трояк А.Б., Бойко В.С., Івашиура А.В.; Дніпропетровськ. Заявник та патентовласник Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля».- № а 2009 12002; заяв. 23.11.2009; друк. 26.03.2012, Бюл. №6. – 4 с.: іл.

2. Гutowский, М.В. Пособие по проектированию и расчету элементов систем авиационного электрооборудования [Текст] / М.В. Гutowский, В.Ф. Кориунов. – М.: Оборонгиз, 1962. – 166 с.

3. Ротерс, Г. Электромагнитные механизмы [Текст] / Г. Ротерс. – ГЭИ, 1949. – 523 с.

4. Беляев, Н.М. Расчет пневмогидравлических систем ракет [Текст] / Н.М. Беляев. – М.: Машиностроение, 1983. – 219 с.

5. Погорелов, В.И. Газодинамические расчеты пневматических приводов [Текст] / В.И. Погорелов. – Л.: Машиностроение, 1971. – 184 с.

Поступила в редакцию 25.03.2013, рассмотрена на редколлегии 10.04.2013

**Рецензент:** д-р техн. наук, начальник сектора В.С. Хорошилов, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

### ПІДВИЩЕННЯ СТАБІЛЬНОСТІ СПРАЦЬОВУВАННЯ ЕЛЕКТРОПНЕВМОКЛАПАНА З ПОСИЛЕННЯМ У СИСТЕМІ ЗІ ЗБІЛЬШЕНИМ ГІДРАВЛІЧНИМ ОПОРОМ НА ВХОДІ

**В.С. Бойко, В.І. Конох**

Досліджено динамічні характеристики електропневмоклапана з посиленням, призначеного для застосування в пневмосистемах РРД зі збільшеним гідравлічним опором у магістралі на вході. Проведено експериментальні й розрахункові дослідження вдосконаленої конструкції ЕПК. Для підвищення надійності спрацювання електропневмоклапана й поліпшення його динамічних характеристик у ньому за допомогою двох золотників організовано перекриття ходів основного й дренажного клапанів. Показано визначальний вплив безрозмірного параметру перекриття сідел на час відкриття. Результати розрахунків підтверджені результатами експериментів.

**Ключові слова:** рідинний ракетний двигун, електропневмоклапан, золотник, час спрацювання, електромагніт, експериментальні дослідження, розрахункові дослідження.

### INCREASE OF STABILITY OF ACTUATION OF ELECTROPNEUMATIC VALVE WITH AMPLIFICATION IN A SYSTEM WITH INCREASED INLET HYDRAULIC FRICTION

**V.S. Boiko, V.I. Konoh**

Dynamic characteristics of electropneumatic valve with amplification used in pneumatic systems of liquid-propellant rocket engines with increased pipeline inlet hydraulic friction were studied. Experimental and analytical researches for advanced EPV design were conducted. To enhance reliability of electropneumatic valve actuation and improve its dynamic characteristics covering of main and vent valves seats was provided in the valve by means of two slide-valves. Determinating effect of seats covering dimensionless parameter on valve opening time was demonstrated. Calculation results were proved by test results.

**Key words:** liquid-propellant rocket engine, electropneumatic valve, slide-valve, actuation time, electromagnet, experimental research, analytical research.

**Бойко Васильй Станиславович** – ведущий инженер-конструктор отдела агрегатов автоматики ЖРД ГП «КБ «Южное»», Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

**Конох Владимир Иванович** – канд. техн. наук, начальник отдела агрегатов автоматики ЖРД ГП «КБ «Южное»», Днепропетровск, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

УДК 531.781.2

КАМБИЗ КАХРАИ

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

## ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЙ ПЛЕНОЧНЫЙ ТЕНЗОРЕЗИСТОР И ЕГО ХАРАКТЕРИСТИКИ

Приведены условия, при которых проводятся исследования вибронапряженного состояния лопаток турбин ГТУ с применением тензорезисторов. Рассматриваются тензорезисторы с пленочным чувствительным элементом на основе платины и металлокерамики и изолятором подложкой из высокотемпературного цемента фосфатного твердения. Рассматриваются установки и методика проведения экспериментальных исследований основных характеристик пленочных тензорезисторов. Исследуются такие характеристики пленочного тензорезистора, как статическая характеристика преобразования при нормальной температуре, функция влияния температуры на чувствительность, температурная характеристика сопротивления, относительная поперечная чувствительность при нормальной температуре, изоляция в рабочей области значений температуры, а также исследования тензорезистора на термоциклическую прочность, на термоудар. Отмечаются положительные особенности применения высокотемпературных пленочных тензорезисторов не смотря на сложность технологии их нанесения на исследуемую деталь.

**Ключевые слова:** тензорезистор, чувствительный элемент, изолятор-связующее, статическая характеристика, статическая и температурная характеристики, поперечная чувствительность, газотурбинная установка.

### Введение

Для исследования вибронапряженного состояния лопаток турбин применяются высокотемпературные тензорезисторы. Тензорезисторы, размещенные на рабочих лопатках турбин газотурбинных установок (ГТУ), испытывают воздействие высокоскоростных (до 600 м/с) и химически агрессивных газовых потоков с температурой до 1300-1500<sup>0</sup>С, приводящее к значительным механическим нагрузкам и эрозионным явлениям. Высокие обороты роторов вызывают предельно высокие растягивающие напряжения от центробежных сил. Так у современных малоразмерных газотурбинных установок частоты вращения турбокомпрессора (ТК) может составлять, 57000 об/мин.

В Харьковском национальном аэрокосмическом университете проводятся работы по созданию и применению высокотемпературных пленочных тензорезисторов (ВПТ), которые отличаются повышенной вибростойкостью и работоспособностью при температуре 1000<sup>0</sup>С.

Конструктивные особенности рассматриваемого пленочного тензорезистора представлены на рис. 1.

Были исследованы ВПТ с чувствительными элементами (ЧЭ) из платины двух типов: тип 1 – тонкопленочная (толщиной до 50 ангстрем) и тип 2 – толстопленочная (толщиной до 50 – 75 мкм); сплавов платина – палладий (50х50) и платина – родий (70х30), а также из композиций платина –

керамики.

Изолятор – подложка всех типов наносилась толщиной от 60 до 100 мкм. Сопротивление электрической изоляции изоляторов – подложек при максимальной температуре работы каждого типа тензорезисторов была не менее 0,05 – 0,1 Мом.

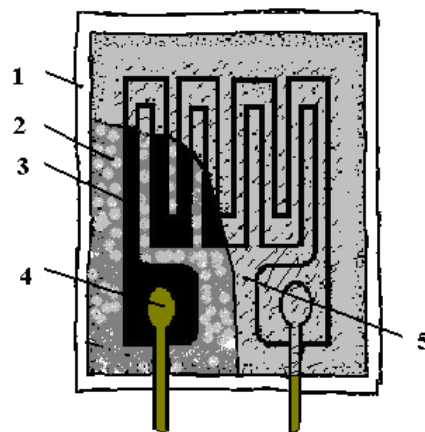


Рис 1. Конструкция пленочного тензорезистора:  
1 – исследуемая деталь, 2 – изолятор подложка,  
3 – чувствительный элемент (ЧЭ),  
4 – узел пайки (сварки) выводного проводника;  
5 – защитный слой

Отводящие проводники из проволоочного никрома диаметром 0,2 мм в стекло – органической изоляции, закреплялись контактной электросваркой на детали (градуировочной балке) с помощью хому-

тиков из жаропрочной фольги. Подсоединение отводящих проводников к плёнкам проводилось способом выжигания электропроводящей пасты в зоне контакта.

Технология создания и закрепления ВПТ на исследуемой детали представлена в работах [1, 2].

В предлагаемой статье приводятся результаты исследования характеристик рассматриваемых выше ВПТ.

Исследованию подлежали:

- статическая характеристика преобразования при нормальной температуре –  $\xi(\varepsilon)$ ;
- чувствительность при нормальной температуре –  $K$ ;
- функция влияния температуры на чувствительность –  $\Phi(T)$ ;
- температурная характеристика сопротивления  $\xi(T)$ ;
- относительная поперечная чувствительность при нормальной температуре –  $K_{\Pi}$ ;
- сопротивление изоляции в рабочей области значений температуры –  $R_{из}$ .

### Результаты исследования

Для исследования статической характеристики преобразования при нормальной температуре, а также чувствительности при нормальной температуре и функции влияния температуры на чувствительность использовалась созданная высокотемпературная установка, не имеющая аналогов. Разработана методика, позволяющая проводить исследования ВПТ при условии неравномерного прогрева упругого элемента градуировочной установки, схема которой представлена на рис. 2.

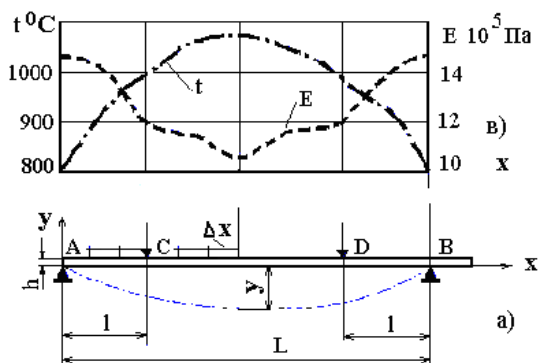


Рис. 2. Схема устройства для тарирования тензорезисторов (а) и образец распределения температуры  $t$ , модуля упругости  $E$  по длине балки (в)

При определении статической характеристики преобразования ВПТ, функции влияния, температу-

ры на чувствительность и температурной характеристики тензорезисторов их подключение в измерительную цепь проводилось нами по четырехпроводной, потенциометрической схеме (рис. 3). Питание на тензорезистор подавалось от аккумуляторной батареи 2 с регистрацией проходящего тока миллиамперметром 3 (типа М-253, класс точности 0,5). Компенсация температурного влияния на сопротивление тензорезистора осуществлялась с помощью стабилизирующего источника напряжения 4 типа ИРН-64, питаемого от аккумуляторной батареи 5. Напряжение компенсации температурной составляющей сопротивления тензорезистора измерялось с помощью цифрового вольтметра 6 типа Ц1312 (класс точности 0,2). Регистрация сигнала тензорезистора (изменения напряжения на чувствительном элементе) проводилась через аналого-цифровой преобразователь 7, в роли которого выступал персональный компьютер со специализированным программным обеспечением [3].

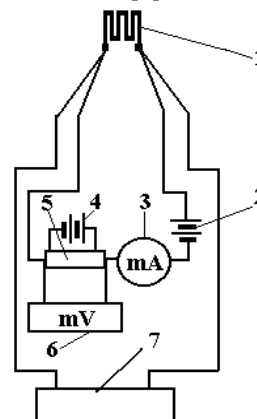


Рис. 3. Потенциометрическая схема подключения ВПТ при лабораторных исследованиях

Деформирование градуировочной балки с тензорезисторами проводилось нами в установке (см. рис. 2), а нагрев образцов с тензорезисторами при определении их температурных характеристик проводилось в муфельной печи. Измерение прогиба градуировочной балки осуществлялось с помощью катетометра КМ-8.

Результаты проведенных нами исследований характеристик ВПТ приведены на рис. 4, 5 и 6 и представлены в табл. 1. Их сравнительный анализ показывает, что плёночный ЧЭ из платины тип I имеет максимальное значение чувствительности ( $K=4,2$ ) при нормальной температуре, однако такие характеристики, как статическая и функция влияния температуры на чувствительность тензорезисторов не отличаются стабильностью. Это связано с влиянием шероховатости изолятора – подложки, которая у различных тензорезисторов различна, что в свою

очередь влияет на значение удельного сопротивления его пленочного ЧЭ.

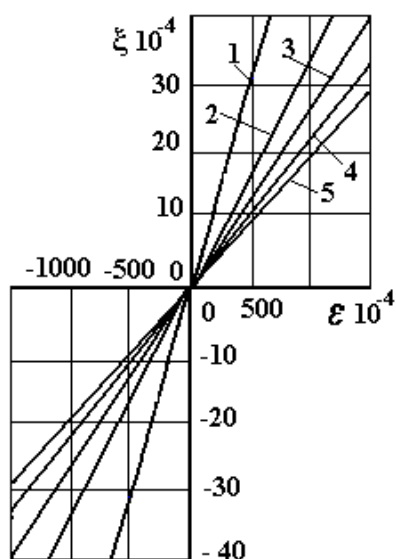


Рис. 4. Статическая характеристика преобразования ВПТ с ЧЭ:  
1 – платина (тип – 1); 2 – платина (тип – 2);  
3 – платина-керамика; 4 – платина-родий (70х30);  
5 – платина-палладий (50х50)

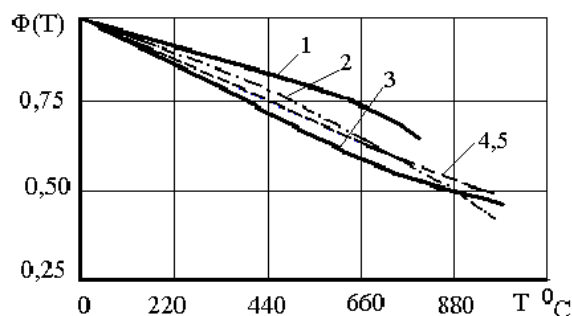


Рис. 5. Функция влияния температуры на чувствительность ВПТ:  
1 – платина (тип – 1); 2 – платина (тип – 2);  
3 – платина-керамика; 4 – платина-родий (70х30);  
5 – платина-палладий (50х50)

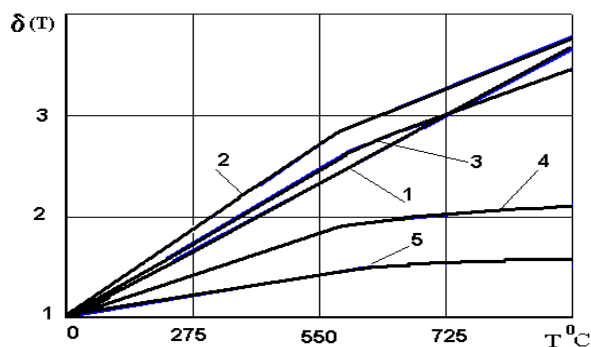


Рис. 6. Температурная характеристика сопротивления ВПТ с ЧЭ:  
1 – платина (тип – 1); 2 – платина (тип – 2);  
3 – платина-керамика; 4 – платина-родий (70х30);  
5 – платина-палладий (50х50)

Основным недостатком тензорезисторов с ЧЭ из платины тип 2 является низкое значение сопротивления при нормальной температуре.

Чувствительные элементы из сплавов: платина – палладий и платина – родий имеют температурную характеристику на порядок более низкую, чем у остальных типов рассматриваемых тензорезисторов.

Тензорезисторы с платино – керамическими ЧЭ отличаются стабильностью основных характеристик. Величины их сопротивлений при нормальной температуре могут изменяться в широком интервале, что позволяет изготавливать их с малой базой.

Коэффициент поперечной тензочувствительности как правило зависит от конструктивного исполнения решётки чувствительного элемента тензорезистора, а также от вида материала, из которого выполнен ЧЭ. Указанное вредное для измерений деформаций явление характерно для всех типов тензорезисторов (проволочных, фольговых), однако, наиболее ярко проявляется у плёночных.

Для исследования поперечной чувствительности предложенных нами ВПТ были препарированы специальные призматические образцы толщиной 6 мм, на которых для контроля методики эксперимента помимо исследуемых ВПТ закреплялись стандартные проволочные тензорезисторы типа ПКБ-10-200.

Под действием силы сжатия (рис.7) перпендикулярной главной оси ВПТ, последний воспринимает деформацию растяжения, связанную с величиной коэффициента Пуассона материала образца. Вместе с тем плёнка чувствительного элемента тензорезистора испытывает сжатие в поперечном направлении (поперечная тензочувствительность), которое приводит к уменьшению сопротивления ВПТ на величину –  $\Delta R_{\perp}$ .

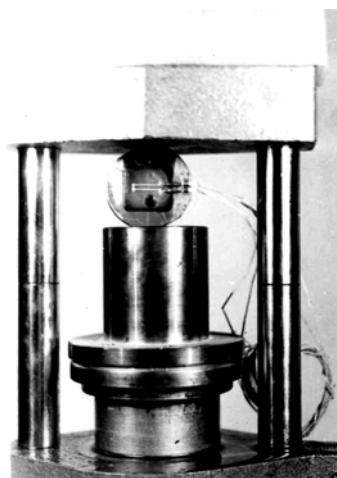


Рис. 7. Общий вид установки для исследования поперечной чувствительности ВПТ

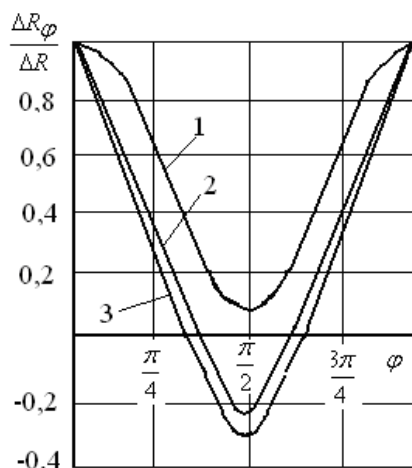


Рис. 8. Угловая характеристика тензорезисторов:  
1- ЧЭ – платина (тип-1); 2- ЧЭ платина (тип-2);  
3 – тензорезистор типа ПКБ-10-200

Величина  $\Delta R_{\Pi}$  зависит от геометрии чувствительного элемента, а именно от ширины плёнки последнего. По результатам проведенных опытов для ВПТ с чувствительным элементом из пластины тип 1 величина  $\Delta R_{\Pi}$  составляет 37%, а из пластины тип 2 и композиции платина-керамика на порядок меньше – 3,5%. Для контрольного проволочного тензорезистора типа ПКБ-10-200 указанная величина оказалась равной 0,01, что хорошо согласуется с его паспортными данными. Высокая поперечная чувствительность ВПТ (пластины тип 1), связана с геометрическими размерами и особенностями физического строения тонкой плёнки платины.

Проведенные исследования по сопротивлению тепловому удару, механической и эрозионной стойкости ВПТ показали, что все рассмотренные типы тензорезисторов выдерживают без разрушения 20-30 теплосмен - нагрев до  $1000^{\circ}\text{C}$  и охлаждение в воде.

Тензорезисторы с пленками платины тип-2 и платина-керамика надежно работают при значительных механических растягивающих усилиях. Последнее доказано, например, испытаниями турбинной лопатки турбокомпрессора АИ-450 при числах оборотов ротора до 57000 обр/мин.

### Заключение

Таким образом, проведенные нами исследования позволили сделать вывод, что ВПТ с чувствительными элементами на основе платины, ее сплавов и композиций, имеют характеристики, удовлетворяющие, в большинстве случаев, требованиям определения вибронапряжений конструкций в условиях работы ГТУ. При этом преимущество имеют тензорезисторы с чувствительными элементами, выполненными из пленки платины тип-2 и композиции платина-керамика, так как указанные типы тензорезисторов обладают стабильными характеристиками, значительной механической стойкостью. Тензорезисторы с чувствительными элементами из сплавов платина-палладий и платина-родий позволяют, за счет изменения процентного содержания в сплавах палладия и родия, при необходимости в широком диапазоне, изменять и температурные характеристики.

Поперечная чувствительность толстоплёночных ВПТ достаточно близка к чувствительности серийного проволочного и может быть ещё более уменьшена за счёт совершенствования его конструкции.

Рассмотренные в статье материалы были представлены в виде доклада на «11<sup>th</sup> Conference of Iranian Aerospace Society AERO 2012», Tehran, Iran и получили одобрение [4].

Таблица 1

Характеристики ВПТ

| № п/п | ЧЭ тензорезистора (ВПТ)  | Изолятор – подложка         | Рабочая темп-ра, max $^{\circ}\text{C}$ | Кэф. тезочувствительности, темп-ра $20^{\circ}\text{C}$ | $\xi$ при $\varepsilon$ – о.е.д. | темп-ра $550^{\circ}\text{C}$<br>$\Phi(T)$<br>темп-ра $880^{\circ}\text{C}$ | $\delta(T)$ темп-ра $550^{\circ}\text{C}$ |
|-------|--------------------------|-----------------------------|-----------------------------------------|---------------------------------------------------------|----------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------|
| 1     | Платина /тип – 1/        | Эмаль – 103-4               | 850                                     | 4,2                                                     | 0,040                            | 0,547                                                                       | 2,49                                      |
| 2     | Платина /тип – 2/        | ЭВК – 14                    | 950                                     | 2,15                                                    | 0,018                            | 0,465                                                                       |                                           |
| 3     | Платина – керамика       | Цемент фосфатного твердения | 1000-1050                               | 1,80                                                    | 0,016                            | 0,500                                                                       | 2,67                                      |
| 4     | Платина-палладий /50х50/ | Цемент фосфатного твердения | 1000-1050                               | 1,80                                                    | 0,026                            | 0,687                                                                       | 0,645                                     |
| 5     | Платина-родий            | Цемент фосфатного твердения | 1000-1050                               | 1,80                                                    | 0,031                            | 0,576                                                                       | 1,04                                      |

## Литература

1. А.с. 877321 СССР, (51) М.Кл 3 g 01 В 7/18 Выходотемпературный тензодатчик и способ его изготовления [Текст] / Ю.А. Гусев, Д.Ф. Симбирский, В.Е. Ведь, В.Я. Яловенко, М.Н. Резниченко, В.М. Фролов (СССР). - 2707208/25-28; заявл. 26.01.78; опубл. 30.10.81, Бюл. № 40. - 1 с.

2. Пленочный тензорезистор для виброиспытаний лопаток турбин ГТД [Текст] / Ю.А. Гусев, К. Кахраи, Д.Ф. Симбирский, СС. Трипольский // *Авиационно-космическая техника и технология*. -2012.- №8 (95). - С. 169-172.

3. Зотов, А.А. Исследование напряженно-деформированного состояния поршня [Текст] / А.А. Зотов // *Авиационно-космическая техника и технология*. -2003. - №42/7. - С. 165-167.

4. Kahrai, K. A High-temperature film strain gauge for the research of the vibratory stress condition of GTE turbine blades ГТД [Text] / K. Kahrai // 11<sup>th</sup> Conference of Iranian Aerospace Society AERO 2012 Aerospace Engineering Department, Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology 20-22 February 2012, Tehran, Iran. - P. 176.

*Поступила в редакцию: 18.03.2013, рассмотрена на редколлегии 24.04.2013*

**Рецензент:** д-р техн. наук, технический консультант ОАО «АВТРАМАТ» А.В. Белогуб, Харьков.

## ВИСОКОТЕМПЕРАТУРНИЙ ПЛІВКОВИЙ ТЕНЗОРЕЗИСТОР І ЙОГО ХАРАКТЕРИСТИКИ

*Камбіз Кахраї*

Наведено умови, при яких проводяться дослідження вібронапруженого стану лопаток турбін ГТД із застосуванням тензорезисторів. Розглядаються тензорезистори з плівковим чутливим елементом на основі металокераміки і ізолятором підкладкою з високотемпературного цементу фосфатного твердіння. Розглядаються установки і методика проведення експериментальних досліджень основних характеристик плівкових тензорезисторів. Досліджуються такі характеристики плівкового тензорезистора, як статична характеристика перетворення при нормальній температурі, функція впливу температури на чутливість, температурна характеристика опору, відносна поперечна чутливість при нормальній температурі, ізоляції в робочій області значень температури, а також дослідження його на термоциклічну міцність, на термоудар. Відзначено позитивні особливості застосування високотемпературних плівкових тензорезисторів не дивлячись на складність технології їх нанесення на лопатку.

**Ключові слова:** тензорезистор, чутливий елемент, ізолятор-сполучне, статична характеристика, статична і температурна характеристики, поперечна чутливість, газотурбінна установка.

## FILM RESISTIVE-STRAIN SENSOR FOR VIBRATION TESTING OF GTE TURBINE BLADES

*Kambiz Kahrai*

The vibratory stress state research conditions of GTE turbine blades using resistive-strain sensors are presented. The resistive-strain sensors with ceramic-metal-based film sensor and insulator – the padding made of high temperature phosphate hardening cement are considered. The experimental plant and experimental research methodology of film resistive-strain sensors main performances are considered. Such performances of film resistive-strain sensor as static characteristic on normal temperature, sensitivity function, resistant temperature performance, specific transverse strain gage length on normal insulation temperature in nominal temperature range of use are examined. The thermocyclic strength examination and thermal shock tests of the film resistive-strain sensor were carried out. Positive features of high temperature film resistive-strain sensors utilization are mentioned despite of blade coating technology complicacy.

**Key words:** resistive-strain sensor, sensing element, insulator-binder, static characteristic, temperature performance, transverse strain gage length.

**Кахраи Камбіз** – аспірант кафедри конструкцій авіаційних двигателів, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харьков, Україна.

УДК 629.197

А.Л. МАКАРОВ

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля»

## УПРАВЛЕНИЕ ПРОЦЕССОМ СЪЕМКИ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ С ПОМОЩЬЮ СПУТНИКОВ

Приведен анализ методов управления процессом съемки протяженных территорий сложной конфигурации с применением спутников дистанционного зондирования Земли с оптико-электронными сканерами высокого пространственного разрешения. Описаны результаты моделирования съемки береговой линии с использованием фактических данных об облачности, реализуемой с помощью программного управления угловым движением спутника во время съемки. По результатам моделирования сделан вывод о наиболее эффективной в части оперативности и площади покрытия съемке сцены сложной конфигурации.

**Ключевые слова:** дистанционное зондирование Земли, оптико-электронный сканер, спутниковая съемка протяженных территорий, программное управление угловым движением спутника.

### Введение

На первых спутниках дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) отечественной разработки "Сич-1", "Океан-О" и "Сич-1М" с бортовыми сканерами низкого и среднего пространственного разрешения с широкой полосой захвата использовалась съемка без перенацеливания [1] (рис. 1).

Оптическая ось сканера при такой съемке обычно направлена в надир, т.е. съемка ведется при нулевых углах и скоростях ориентации в пределах точностных возможностей системы ориентации спутника. Скорость и направление сканирования определяются орбитальным движением спутника [2].

В настоящее время съемка без перенацелива-

ния используется на спутниках ДЗЗ низкого пространственного разрешения, например на спутниках Terra и Aqua [3, 4].

### 1. Современные методы управления процессом съемки поверхности земли

На спутниках отечественной разработки "Egyptsat-1", "Сич-2" [5, 6], имеющих бортовые сканеры высокого пространственного разрешения с узкой полосой захвата, использовалась съемка с перенацеливанием по крену (рис. 2).

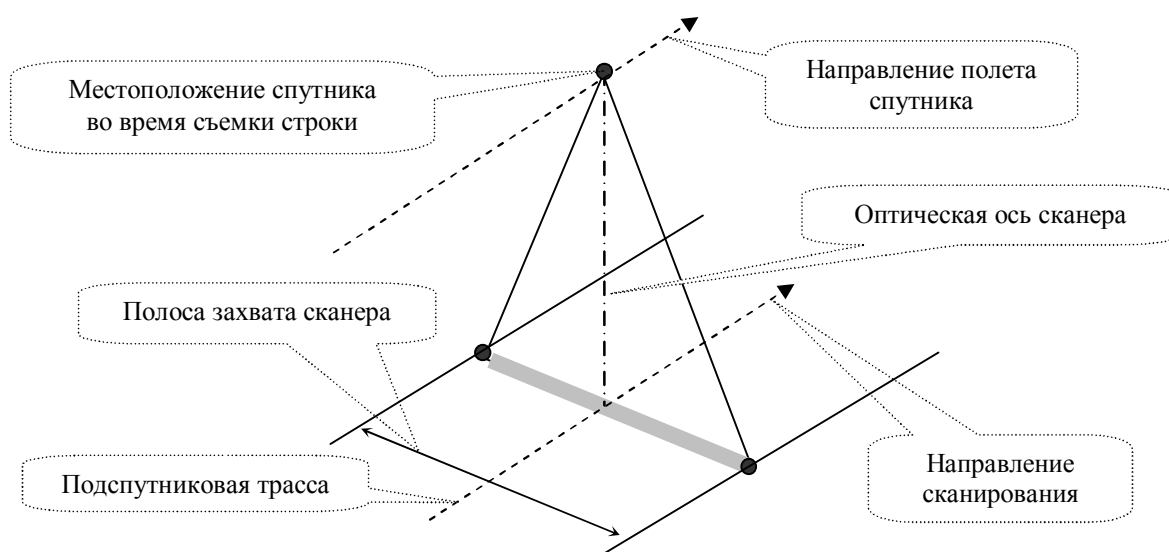


Рис. 1. Съемка без перенацеливания

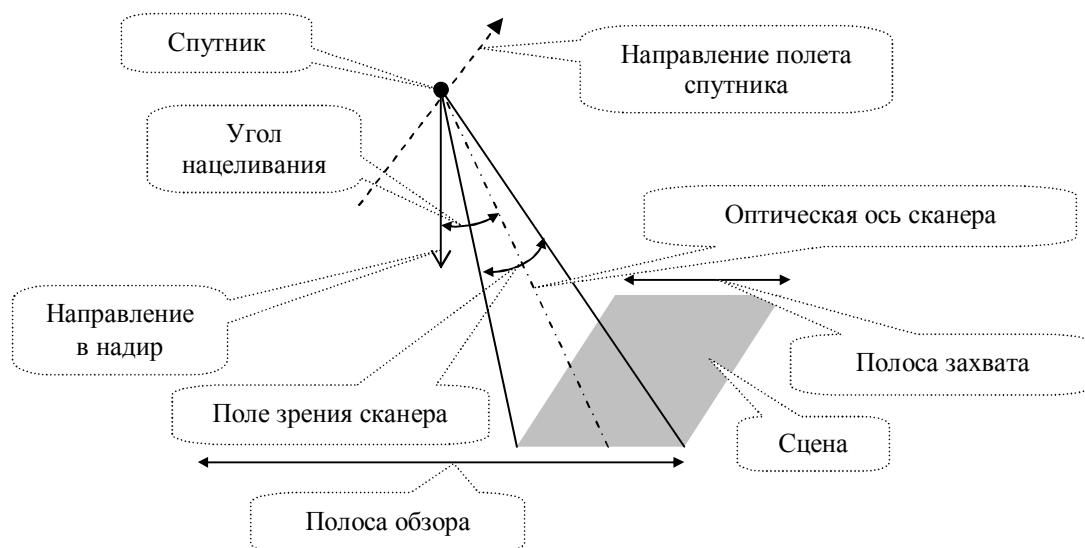


Рис. 2. Съемка с перенацеливанием по крену

Поле зрения сканера высокого разрешения обычно составляет единицы градусов, а угол перенацеливания – десятки градусов (т.е. ширина полосы обзора превышает примерно на порядок ширину полосы захвата). Съемка ведется при фиксированном угле крена и близких к нулю углах тангажа и рыскания [7]. Перенацеливание по крену позволяет несколько повысить технические характеристики спутников высокого пространственного разрешения, например, выполнить многovitковую съемку объектов, находящихся в стороне от подспутниковой трассы, или стереосъемку одной территории с соседних витков [8]. Пример съемки протяженной береговой линии за три витка с перенацеливанием по крену приведен на рис. 3.

Кроме того, перенацеливание по крену позволяет выполнять на одном витке съемку объектов, находящихся с разных сторон от подспутниковой трассы (рис. 4).

При этом требуется высокая скорость перенацеливания и малое время стабилизации спутников,

т.е. повышаются требования к системе ориентации [9, 10].

При съемке слабоосвещенных и слабоконтрастных объектов для повышения чувствительности съемочной аппаратуры в современных спутниках ДЗЗ сверхвысокого пространственного разрешения OrbView, "Ресурс-ДК", EROS и др. [11, 12] используется режим съемки с накоплением (так называемый асинхронный режим). Он позволяет увеличить время экспозиции строки за счет снижения скорости перемещения проекции строки фотоприемника (линейки ПЗС) по поверхности Земли путем перенацеливания спутника во время съемки по тангажу (рис. 5).

Благодаря этому возрастает отношение сигнал/шум для получаемых снимков при одних и тех же параметрах оптико-электронной системы (рис. 6).

Режим съемки с накоплением позволяет:

- производить съемку при меньших углах места Солнца с заданным отношением сигнал/шум;

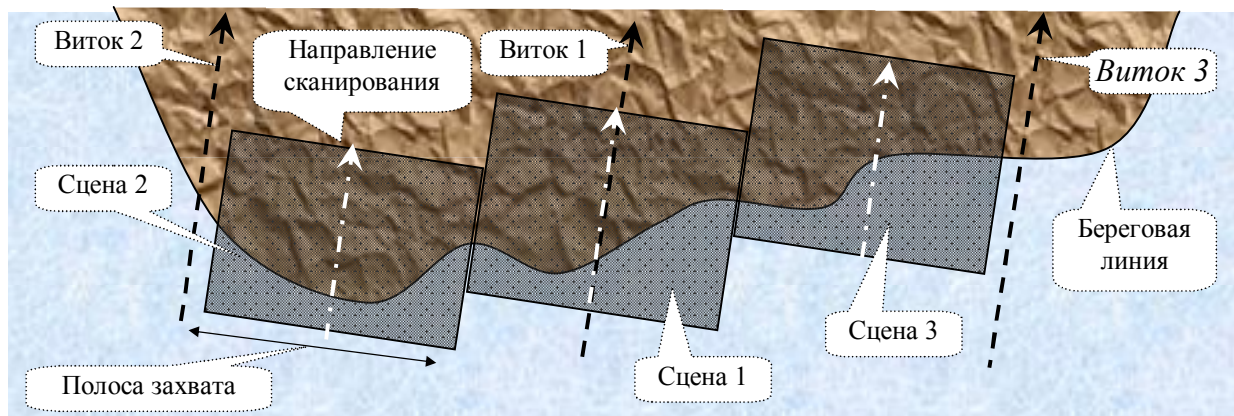


Рис. 3. Съемка протяженной береговой линии за три витка



Рис. 4. Съемка с разных сторон от подспутниковой трассы

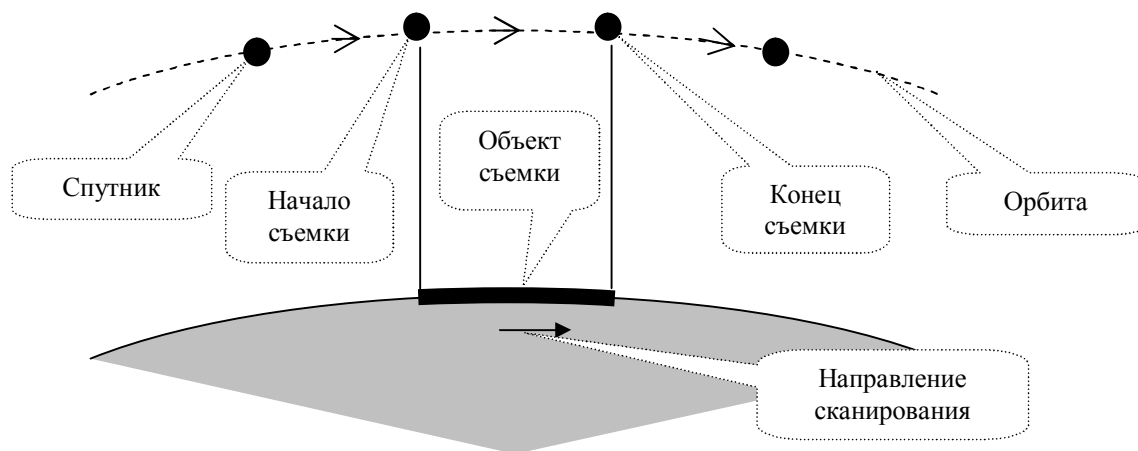


Рис. 5. Съемка без накопления

– обнаруживать на снимках слабоосвещенные и слабоконтрастные объекты в заданных условиях освещенности;

– выполнять более качественно процедуры классификации снимка, использующие радиометрические и спектральные признаки [13-15].

При такой съемке необходимо учитывать множество факторов, основными из которых являются:

– различная наклонная дальность и угол съемки для строк, соответствующих началу, середине и концу сцены, что приводит к соответствующим различиям в размерах проекции линейки ПЗС на поверхность Земли (рис. 7);

– значительное отклонение от надира оптической оси спутника в начале и конце съемки, необходимое при больших значениях коэффициента накопления (значениях отношения времени съемки с накоплением ко времени съемки без накопления), что приводит к необходимости учета высоты рельефа и атмосферной рефракции.

Кроме того, при съемке с накоплением увеличивается длительность сеанса связи в режиме непосредственной передачи без хранения на борту (для одной и той же снимаемой территории), что позволяет использовать приемные станции с меньшими антеннами и те же параметры бортовой передающей аппаратуры.

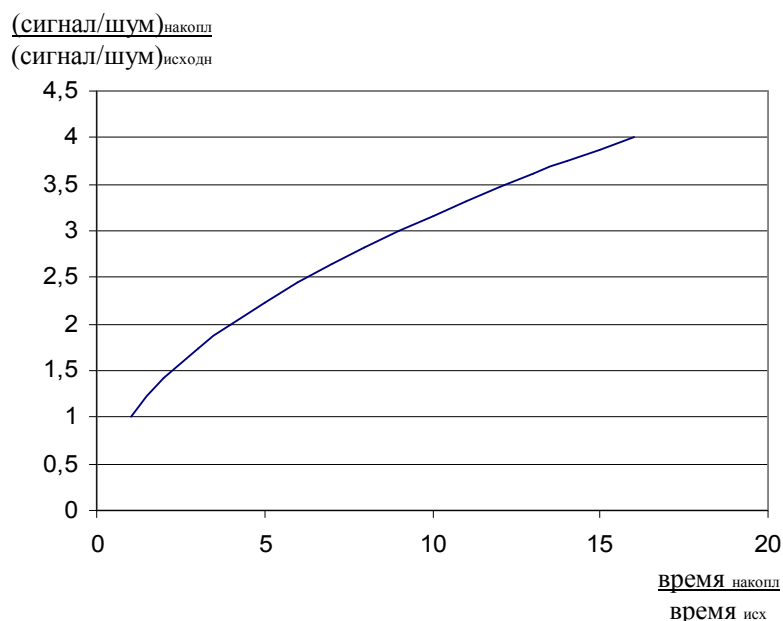


Рис. 6. Зависимость отношения сигнал/шум от коэффициента накопления

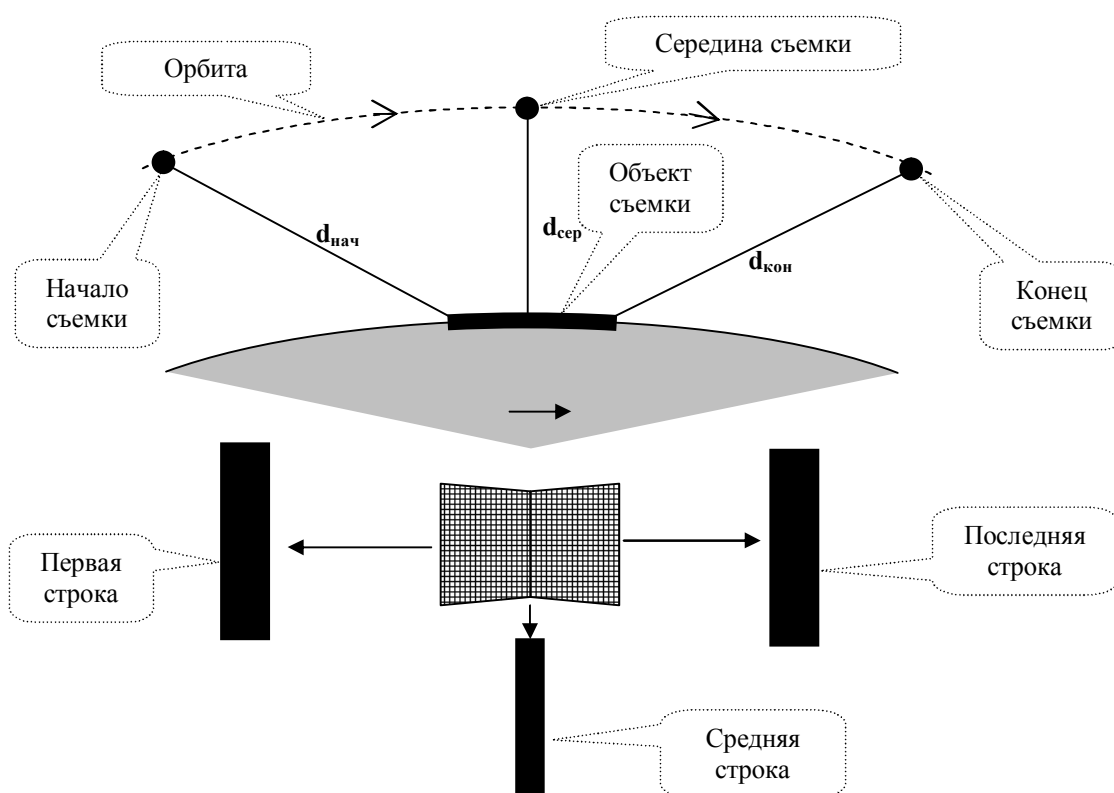


Рис. 7. Влияние различной наклонной дальности на геометрию съемки

Режим съемки с накоплением предъявляет соответствующие требования к спутнику в части обеспечения требуемой переориентации в процессе съемки.

Большинство современных спутников ДЗЗ сверхвысокого пространственного разрешения (Ikonos, QuickBird и др.) позволяют получать сним-

ки с заданной ориентацией сцены (например, в направлении север-юг), а также снимать произвольно ориентированные протяженные объекты за один виток (рис. 8).

При такой съемке направление сканирования не совпадает с направлением движения подспутниковой точки (рис. 9), что требует непрерывного

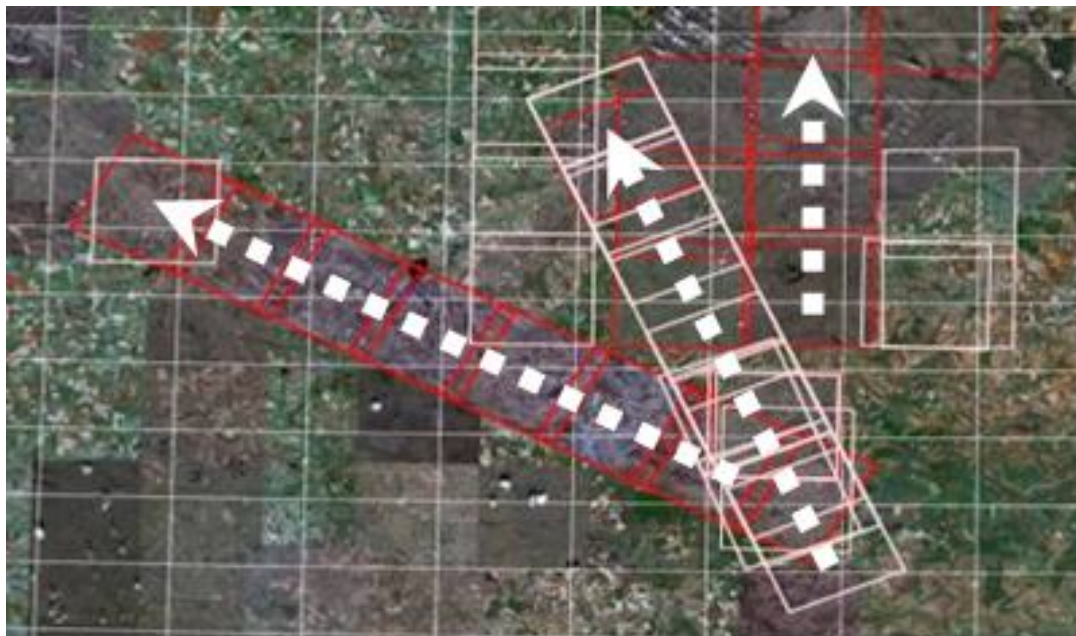


Рис. 8. Съемка с заданной ориентацией сцены (QuickBird)

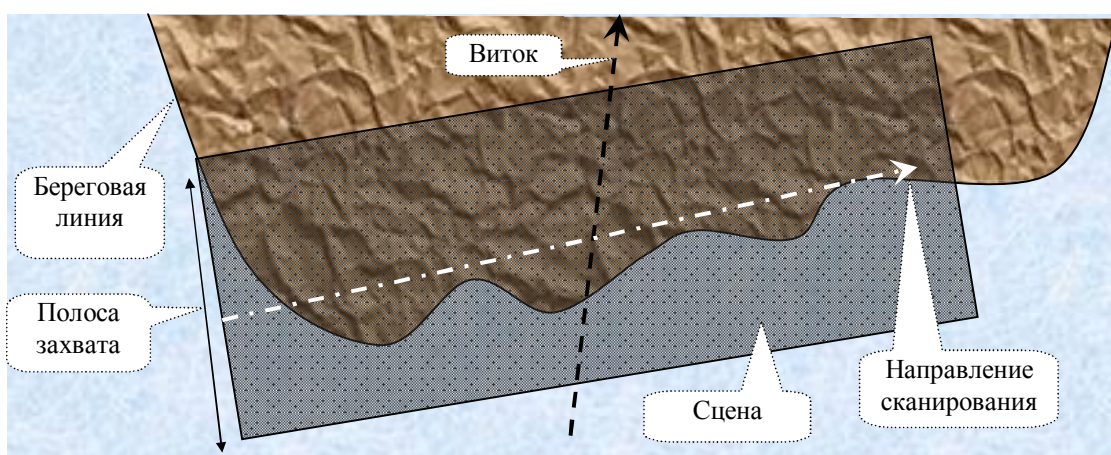


Рис. 9. Одновитковая съемка протяженного объекта

изменения углов крена, тангажа и рыскания непосредственно во время съемки.

Запущенные в последние годы спутники ДЗЗ сверхвысокого пространственного разрешения (GeoEye, WorldView, Pleiades и др.) совмещают режим съемки с аппаратным накоплением TDI (Time Delay and Integration) и режим съемки с произвольной ориентацией сцены. Режим TDI использует матричный ПЗС-датчик вместо линейного, и съемка одной и той же территории производится последовательно несколькими строками матрицы с последующим суммированием по столбцам.

Это позволяет одновременно повысить радиометрическое качество снимков и увеличить полезную площадь сцены, снимаемую за один пролет.

Комбинированная съемка в процессе перенацеливания требует программного управления угловым

движением спутника непосредственно во время съемки.

Данный режим съемки не был реализован на отечественных спутниках ДЗЗ, так как он требует специальной методики планирования съемки, использующей программное управление угловым движением спутника непосредственно во время съемки. Разработка такой методики позволит использовать данный режим съемки на перспективных спутниках высокого пространственного разрешения отечественной разработки (на "Сич-3" и других).

## 2. Моделирование

С целью анализа эффективности метода съемки, использующего программное управление угловым движением спутника, проводилось моделиро-

вание для следующих видов съемки:

- многовитковой съемки с ориентацией сцены вдоль подспутниковой трассы и нулевыми угловыми скоростями во время съемки;
- многовитковой съемки с произвольной ориентацией сцены и ненулевыми угловыми скоростями во время съемки;
- одновитковой съемки сцены сложной конфигурации с ненулевыми угловыми скоростями во время съемки.

Выбранный снимаемый участок – южное побережье Крыма от Севастополя до Феодосии (протяженность около 160 км). Тип орбиты спутника – солнечно-синхронная, высота 700 км. Полоса захвата сканера в надире – 25 км.

Моделирование проводилось для съемки в режиме «без накопления» при отсутствии погрешностей ориентации и стабилизации КА.

Для получения фактических данных об облачности по данной территории использовались снимки спутников Aqua и Terra (прибор MODIS) [3, 4].

Результаты моделирования показаны на рис. 10...15.

В заданный 5-дневный период снимаемая территория была доступна для съемки полностью – 1 день, частично – 2 дня, недоступна – 2 дня.

В таблице 1 приведены показатели эффективности различных видов съемки, полученные в результате моделирования.

Таблица 1

Показатели эффективности различных видов съемки, полученные в результате моделирования

| Вид съемки                                             | Кол-во сцен (витков) | Срок выполнения, дней | Процент снятой площади |
|--------------------------------------------------------|----------------------|-----------------------|------------------------|
| Съемка с ориентацией сцены вдоль подспутниковой трассы | 3                    | 5                     | 52%                    |
| Съемка с произвольной ориентацией сцены                | 1                    | 1                     | 80%                    |
| Съемка сцены сложной конфигурации                      | 1                    | 1                     | 98%                    |

## Выводы

Из результатов моделирования следует вывод, что одновитковая съемка сцены сложной конфигурации с ненулевыми угловыми скоростями является наиболее эффективной в части оперативности и площади покрытия.

Для других сезонов съемки (осенне-зимний период) и других регионов Украины влияние погодных условий еще более существенное, и сравнительная эффективность разработанного метода съемки будет еще выше.

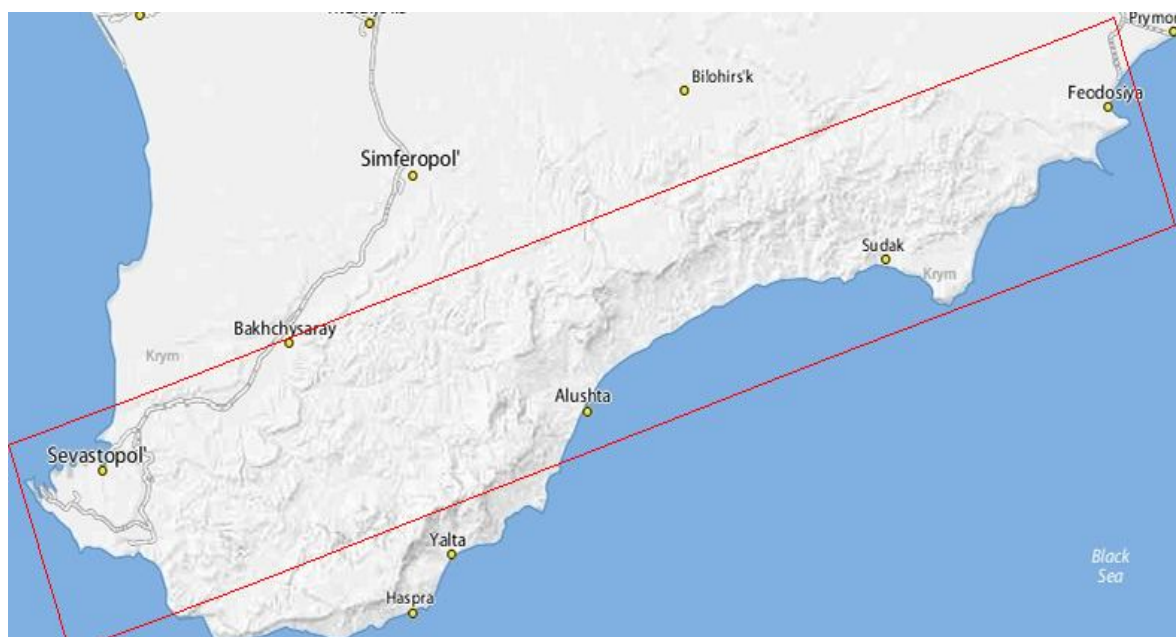


Рис. 10. Съемка с произвольной ориентацией сцены (за 1-й виток снято ~80% площади территории)

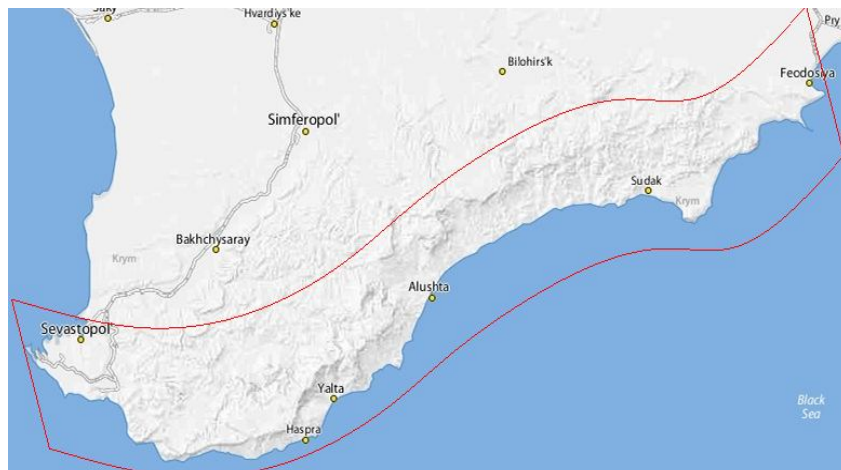


Рис. 11. Съемка сцены сложной конфигурации (за 1-й виток снято ~98% площади территории)

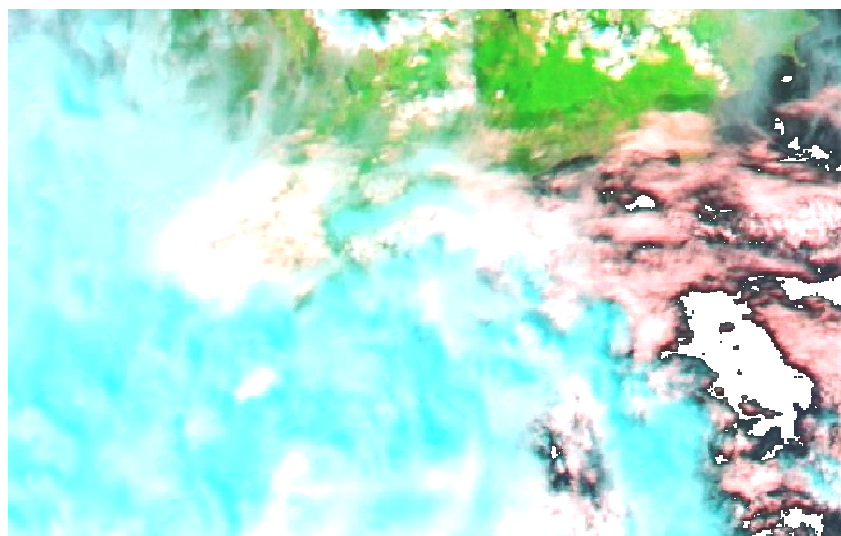


Рис. 12. Состояние облачности 20.05.2012 на время съемки  
(облачность ~70% - снимаемая территория недоступна для съемки)



Рис. 13. Состояние облачности 21.05.2012 на время съемки  
(облачность ~98% - снимаемая территория недоступна для съемки)

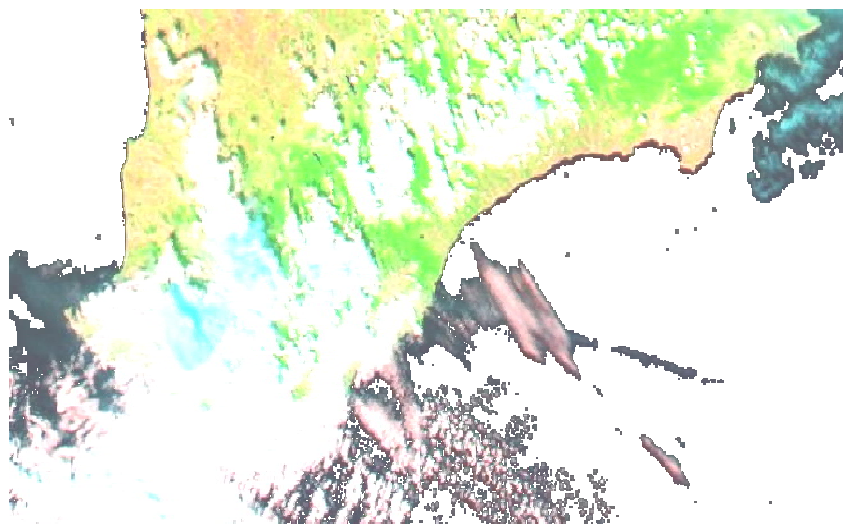


Рис. 14. Состояние облачности 23.05.2012 на время съемки  
(облачность ~20% - снимаемая территория частично доступна для съемки)

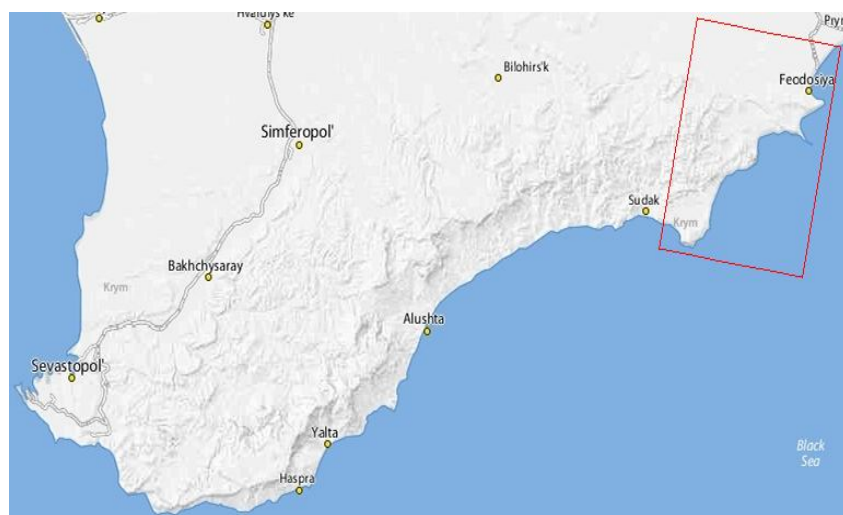


Рис. 15. Съемка с ориентацией сцены вдоль подспутниковой трассы  
(за 3-й виток снято ~20% площади территории)

## Литература

1. Мозговой, Д.К. Спутниковая съемка с высоким разрешением при ненулевых угловых скоростях [Текст] / Д.К. Мозговой // Космическая техника и технологии: материалы научн. семинара, 17 декабря 2008 г. – Днепропетровск: Физ.-технич. ф-т ДНУ, 2008. – 4 с.
2. Повышение эффективности съемки с помощью космического аппарата земных объектов произвольной конфигурации [Текст] / А.Л. Макаров, Д.К. Мозговой, В.С. Хорошилов и др. // Технологические системы. – 2011. – № 2(55). – С. 66 - 70.
3. Долинец, Ю.С. Использование снимков со спутников Terra и Aqua для решения актуальных прикладных задач [Текст] / Ю.С. Долинец, Д.К. Мозговой // VI Міжнар. наук.-техн. конф. "Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки": Зб. доповідей. Ч. II. - К.: НТУ КІП, 2007. – С. 97-103.
4. Кравец, О.В. Использование данных MODIS для экологического мониторинга и контроля ЧС [Текст] / О.В. Кравец, Д.К. Мозговой // X Міжнар. молодіжна наук.-практ. конф. «Людина і космос»: Зб. тез. – Дніпропетровськ: НЦАОМ, 2008. – С. 500.
5. Долинец, Ю.С. Технология спутниковой съемки с ненулевыми угловыми скоростями [Текст] / Ю.С. Долинец, Д.К. Мозговой // X Міжнар. молодіжна наук.-практ. конф. «Людина і космос»: Зб. тез. – Дніпропетровськ: НЦАОМ, 2008. – С. 495.
6. Использование новых технологий съемки для повышения эффективности КА МС-2-8 [Текст]

/ Д.К. Мозговой, В.И. Волошин, Е.И. Бушуев, Ю.Д. Салтыков // VII Укр. конф. по космическим исследованиям: Сб. тезисов, 3 – 8 сентября 2007г., Евпатория: НЦУИКС, 2007. – С. 182–183.

7. Мозговой, Д.К. Технология съемки прибрежных зон [Текст] / Д.К. Мозговой, В.И. Волошин // Современные проблемы рационального природопользования в прибрежных морских акваториях Украины. Тезисы докладов Междунар. конф. молодых ученых, Кацивели, 12 – 14 июня 2007. – Севастополь, 2007. – С. 21–22.

8. Мозговой, Д.К. Спутниковая съемка протяженных объектов [Текст] / Д.К. Мозговой, В.И. Волошин // Вісник Дніпропетр. ун-ту. Сер. «Ракетно-космічна техніка». – 2006. – Вип. 10, т. 2, № 9/2. – С. 239–241.

9. Мозговой, Д.К. Технология съемки протяженных объектов [Текст] / Д.К. Мозговой // IX Міжнар. молодіжна наук.-практ. конф. «Людина і космос»: Зб. тез. – Дніпропетровськ, 2007. – С. 439.

10. Мозговой, Д.К. Управление ориентацией КА ДЗЗ высокой разрешающей способности [Текст] / Д.К. Мозговой // Вісник Дніпропетр. ун-ту. Сер. «Ракетно-космічна техніка». – 2009. – Вип. 13, т. 1, № 17/4. – С. 59–65.

11. Методы повышения эффективности спутниковой съемки произвольно расположенных протяженных участков Земли [Текст] / А.Л. Макаров, Д.К. Мозговой, В.С. Хорошилов и др. // 21-я Междунар. конф. «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии». Материалы конф. (Севастополь, 12–16 сент. 2011 г.). – Севастополь: Вебер, 2011. – С. 182–183.

12. Мозговой, Д.К. Классификация малоразмерных объектов на спутниковых снимках [Текст] / Д.К. Мозговой, О.В. Кравец // Екологія та ноосферологія. – 2009. – Т. 20, №3–4. – С. 26–30.

13. Мозговой, Д.К. Применение комбинированных масок для фильтрации периодических помех [Текст] / Д.К. Мозговой // Міжвідомчий наук.-техн. зб. "Прикладна геометрія та інженерна графіка". – Київ.: Українська асоціація з практичної геометрії, 2008. – С. 175–179.

14. Мозговий, Д.К. Використання вейвлетів в обробці супутникових знімків високого просторового розрізнення [Текст] / Д.К. Мозговий, В.М. Корчинський, О.В. Кравець // Вісник Дніпропетр. ун-ту. Сер. «Ракетно-космічна техніка». – 2009. – Вип. 13, т. 1, № 17/4. – С. 65–71

Поступила в редакцію 05.04.2013, рассмотрена на редколлегии 29.05.2013

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., начальник расчетно-теоретического сектора конструкторского бюро космических аппаратов, систем и комплексов В.С. Хорошилов, Государственное предприятие "Конструкторское бюро "Южное" им. М.К. Янгеля", Днепропетровск, Украина.

## КЕРУВАННЯ ПРОЦЕСОМ ЗЙОМКИ ПОВЕРХНІ ЗЕМЛІ ЗА ДОПОМОГОЮ СУПУТНИКІВ

**О.Л. Макаров**

Наведено аналіз методів керування процесом зйомки протяжних територій складної конфігурації із застосуванням супутників дистанційного зондування Землі (ДЗЗ) з оптико-електронними сканерами високого просторового розрізнення. Описано результати моделювання зйомки берегової лінії з використанням фактичних даних про хмарність, реалізованої за допомогою програмного керування кутовим рухом супутника під час зйомки. За результатами моделювання зроблено висновок про найбільш ефективне щодо оперативності та площі покриття знімання сцени складної конфігурації.

**Ключові слова:** дистанційне зондування Землі, оптико-електронний сканер, супутникова зйомка протяжних територій, програмне керування кутовим рухом супутника.

## CONTROL OF THE EARTH SURFACE SURVEY BY SATELLITES

**A.L. Makarov**

Provides an analysis of control methods of the shooting extended territories complicated configuration using remote sensing satellite with high spatial resolution optical-electronic scanners. Describes the results of coastline shooting simulation using actual data on clouds, implemented using software control angle motion of the satellite during the shooting. The simulation results show that the operational efficiency and the imaging coverage of an irregular-shaped.

**Keywords:** remote sensing, optical-electronic scanner, satellite photography of extensive territories, software control of angular motion of the satellite.

**Макаров Александр Леонидович** – канд. техн. наук, Заслуженный машиностроитель Украины, лауреат Государственной премии Украины в области науки и техники, Главный конструктор – начальник конструкторского бюро космических аппаратов, систем и комплексов Государственного предприятия "Конструкторское бюро "Южное" им. М.К. Янгеля", Днепропетровск, Украина.