

Міністерство освіти і науки України  
Національна академія наук України  
КПІ ім.Ігоря Сікорського  
Механіко-машинобудівний інститут  
Наукова рада з механіки твердого деформівного тіла НАН України  
Спілка інженерів – механіків КПІ ім.Ігоря Сікорського  
ТОВ «Прогрестех - Україна»  
АНТК «Антонов»  
Гідросила ГРУП  
Всеукраїнський інжиніринговий центр  
Федерація роботодавців машинобудівної промисловості  
Інститут проблем міцності ім. Г.С. Писаренка НАНУ  
Інститут надтвердих матеріалів ім. В.М. Бакуля НАНУ  
Інститут гідромеханіки НАНУ  
Інститут механіки ім. С.П. Тимошенко НАНУ  
Інститут проблем матеріалознавства ім. І.М. Францевича НАНУ  
Фізико-технологічний інститут металів і сплавів НАНУ  
ВАТ "Український науково-дослідний інститут авіаційної технології"  
Отто-фон-Геріке університет, м. Магдебург (Німеччина)  
Познанський університет технологій (Польща)  
Вроцлавський технологічний університет «Вроцлавська політехніка» (Польща)  
Міжнародна кафедра ЮНЕСКО (Київ)

# **МАТЕРІАЛИ**

## **ХІХ МІЖНАРОДНОЇ НАУКОВО-ТЕХНІЧНОЇ КОНФЕРЕНЦІЇ**

**присвяченої 120 річчю КПІ ім. Ігоря Сікорського та  
Механіко-машинобудівного інституту**

### **ПРОГРЕСИВНА ТЕХНІКА, ТЕХНОЛОГІЯ ТА ІНЖЕНЕРНА ОСВІТА**

#### **ТОМ 2**

**19 – 22 червня 2018 р.  
Київ, Україна**

**ОФІЦІЙНИЙ ПАРТНЕР**



УДК 612.7

**XIX Міжнародна науково-технічна конференція "Прогресивна техніка технологія та інженерна освіта", Том 2, м. Київ, 19 – 22 червня 2018 р.:** Матеріали конференції – Київ: 2018. – 242с.

До збірника включено матеріали представлених доповідей, в яких наведені результати досліджень з сучасних проблем механіки деформівного твердого тіла, прогресивної техніки і технології машинобудування, ресурсозберігаючих процесів пластичної обробки матеріалів, актуальних проблем гідроаеромеханіки і мехатроніки, а також проблем авіаційної та ракетно-космічної техніки.

Збірник призначений для широкого кола науковців та спеціалістів, працюючих в галузі машинобудування, буде корисним викладачам, аспірантам та студентам технічних вищих навчальних закладів.

***Підготовка до друку та верстка матеріалів конференції: к.т.н. Юрчишин О.Я.  
к.т.н. Семінська Н.В., м.н.с. Бабієнко І.І., к.т.н. Холявік О.В., Мусієнко О.С.***

Адреса оргкомітету: Національний технічний університет України "КПІ",  
Механіко-машинобудівний інститут, пр-т Перемоги, 37, м. Київ, 03056, Україна.  
Тел. (+38066) 071-23-52. E-mail: [seminska@ukr.net](mailto:seminska@ukr.net)

***Рекомендовано до друку рішенням програмного комітету конференції***

<b>Рябченко С.В.</b>	ШЛИФОВАНИЕ ЗУБЧАТЫХ КОЛЕС КРУГАМИ ИЗ КУБИЧЕСКОГО НИТРИДА БОРА	174
<b>Сапон С.П., Космач О.П., Федориненко Д.Ю., Цеков Б.В., Безручко В.М.</b>	АДАПТИВНА СИСТЕМА ЖИВЛЕННЯ ГІДРАВЛІЧНИХ ПІДШИПНИКІВ ВИСОКОШВИДКІСНОГО ШПИНДЕЛЬНОГО ВУЗЛА	176
<b>Литвин О.В., Гаврушкевич Н.В.</b>	ПРОГРЕСИВНЕ ТЕХНОЛОГІЧНЕ ОСНАЩЕННЯ ДЛЯ ТОКАРНОЇ ОБРОБКИ ПОРШНЕВИХ КІЛЕЦЬ	178
<b>Гейчук В.М., Гаврушкевич А.Ю., Гаврушкевич Н.В.</b>	ПРОБЛЕМИ СТВОРЕННЯ ОБЛАДНАННЯ ДЛЯ МАГНІТНО-АБРАЗИВНОЇ ОБРОБКИ СКЛАДНОПРОФІЛЬНИХ ДЕТАЛЕЙ ТА ШЛЯХИ ЇХ ВИРІШЕННЯ	181
<b>Волошко О.В., Вислоух С.П., Антонюк В.С.</b>	МЕТОДИ ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ РОЗВ'ЯЗАННЯ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ЗАДАЧ	185
<b>Пермяков А.А., Клочко А.А., Гасанов М.И.</b>	МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИНТЕЗА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО РЕГЛАМЕНТА ВОССТАНОВЛЕНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СВОЙСТВ КРУПНОМОДУЛЬНЫХ ЗУБЧАТЫХ ПЕРЕДАЧ	189

СЕКЦІЯ **5**

*Авіаційна та ракетно-космічна  
техніка*

<b>Цыбенко А.С., Рассамкин Б.М., Рыбалка А.А., Шокрута Н.С.</b>	ДИНАМИЧЕСКИЕ И ПРОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НАНОСПУТНИКА POLYITAN-2 –SAU НА ЭТАПЕ ВЫВЕДЕНИЯ	193
<b>Маслей В.Н., Крищук Н.Г., Цыбенко А.С.</b>	МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАРМОНИЧЕСКИХ И СЛУЧАЙНЫХ ВИБРАЦИЙ ПАНЕЛЬНОЙ ПЛАТФОРМЫ СКАНЕРА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ЭТАПЕ ВЫВЕДЕНИЯ	197
<b>Скуратовський А.К., Радько О.В., Коротін С.М.</b>	ПІДВИЩЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ СТАЛЕВИХ КОНСТРУКЦІЙНИХ ЕЛЕМЕНТІВ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ ГАЗОТЕРМОЦИКЛІЧНИМ АЗОТУВАННЯМ У ПУЛЬСУЮЧОМУ ТЛЮЧОМУ РОЗРЯДІ	201
<b>Аболихина Е.В., Семенец А.И., Чернега С.М.</b>	МОДЕЛИРОВАНИЕ СКОРОСТИ РОСТА ТРЕЩИН В ЭЛЕМЕНТАХ КОНСТРУКЦИИ КРЫЛЬЕВ САМОЛЕТОВ В УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ	203

<b>Дейнеко Л.Н., Тертышная Н.Ф., Трубин А.В.</b> ПОРОЖДАЮЩЕЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ – ИННОВАЦИОННЫЙ ПОДХОД К ПРОЕКТИРОВАНИЮ ЦИФРОВОГО ПРОТОТИПА ИЗДЕЛИЯ	207
<b>Сарибога Г.В., Котвицький Р.С.</b> АВТО МАСШТАБОВАНИЙ АЛГОРИТМ РОЗПІЗНАВАННЯ ОРІЄНТИРА «TARGET IN TARGET» ДЛЯ АВТОМАТИЧНОЇ ПОСАДКИ БПЛА	211
<b>Митряшкін О.В., Онищенко Є.Є.</b> АНАЛІТИЧНА МОДЕЛЬ ПЛОСКОГО ГЕРМОШПАНГОУТА ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА З РІЗНОТОВЩИННОЮ СТІНКОЮ	216
<b>Лабуткина Т.В.</b> НЕИТЕРАЦИОННЫЕ МЕТОДЫ ПЛАНИРОВАНИЯ КОМПЛЕКСНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НАЗЕМНЫХ И КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ НАБЛЮДЕНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ	219
<b>Маслей В.Н., Кулик А.С., Хорошилов В.С., Попель В.М.</b> АНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАЗМЕРОСТАБИЛЬНЫХ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ	223

СЕКЦІЯ **6**

*Проблеми вищої інженерної освіти в  
Україні*

---

<b>Лабуткина Т.В.</b> ФОРМИРОВАНИЕ КОМПЕТЕНЦИЙ РАЗРАБОТЧИКА ТЕХНИКИ И ТЕХНОЛОГИЙ БУДУЩЕГО	225
<b>Лутай А.М., Кучкін О.М.</b> ПРОГРАМНО-ТЕХНІЧНА РЕАЛІЗАЦІЯ МЕТАЛОГРАФІЧНОЇ ЦИФРОВОЇ USB- МІКРОСКОПІЇ В НАВЧАЛЬНОМУ ПРОЦЕСІ МЕХАНІКО – МАШИНОБУДІВНОГО ІНСТИТУТУ	227
<b>Савчинський І.Г., Тітов В.А., Холявік О.В.</b> ДРУГИЙ ЕТАП НАУКОВОЇ ДІЯЛЬНОСТІ ПРОФЕСОРА ЯКОВА МИКОЛАЙОВИЧА МАРКОВИЧА	231
<b>Шидловський М.С., Заховайко О.П., Мусієнко О.С.</b> ВПРОВАДЖЕННЯ ЕЛЕМЕНТІВ БІОМЕХАНІКИ В НАВЧАЛЬНИЙ ПРОЦЕС ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ «ПРИКЛАДНА МЕХАНІКА»	234
<b>Бардачов Ю. М., Розов Ю. Г., Сошко О. І.</b> ДЕЯКІ ТЕНДЕНЦІЇ ІННОВАЦІЙНОГО РОЗВИТКУ ІНЖЕНЕРНОЇ ОСВІТИ В ХЕРСОНСЬКОМУ НАЦІОНАЛЬНОМУ ТЕХНІЧНОМУ УНІВЕРСИТЕТІ	239

## СЕКЦІЯ 5

Авіаційна та ракетно-космічна  
техніка

УДК 004.94 : 629.78

ДИНАМИЧЕСКИЕ И ПРОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ  
НАНОСПУТНИКА POLYITAN-2 –SAU НА ЭТАПЕ ВЫВЕДЕНИЯ

Цыбенко А.С., Рассемакин Б.М., Рыбалка А.А., Шокрута Н.С.  
КПИ им. Игоря Сикорского, г. Киев, Украина

*Анотация:* Для разработанной конструкции НС PolyItan-2-SAU в работе построена рациональная комбинированная КЭМ, содержащая объемные, оболочечные, балочные и контактные КЭ. Расчетным путем, на основе единой КЭМ определены амплитудно-частотные характеристики и параметры НДС в конструктивных элементах PolyItan-2-SAU при действии квазистатических перегрузок, гармонических и случайных вибраций, отвечающих этапу выведения. Установлено, что в соответствии с предъявляемыми требованиями рассматриваемая конструкция PolyItan-2-SAU является рациональной с точки зрения прочности

*Ключевые слова:* прочностные характеристики, наноспутник, PolyItan-2-SAU, амплитудно-частотные характеристики

Наноспутник (НС) PolyITAN-2-SAU разработан в Национальном техническом университете Украины “Киевский политехнический институт им. Игоря Сикорского” в рамках международного космического проекта QB50 под общей координацией Института гидродинамики фон Кармана (Бельгия).

Одним из важнейших этапов при проектировании и наземной отработке является задача обеспечения прочности НС на разных этапах его жизненного цикла, включающая комплексный расчетно-экспериментальный анализ динамики и прочности НС.

Основным и наиболее ответственным с точки зрения действующих на НС механических нагрузок, является этап выведения на орбиту. На данном этапе НС испытывает максимальные квазистатические перегрузки, гармонические и случайные вибрации, импульсные и акустические воздействия [1-4].

**Цель исследования** – расчетный анализ динамики и прочности НС POLYITAN-2-SAU на этапе выведения.

**Постановка задачи**

3D модель POLYITAN-2-SAU содержит несущий каркас в форме пространственной рамы, на которой размещены: научный модуль, модуль системы ориентации и стабилизации (СОС), обшивка, электронная платформа (ЭП), антенный блок. Модуль СОС состоит из массивного маховика с электроприводом, управляющей платы и двух кронштейнов, с помощью которых осуществляется крепление к несущему каркасу. ЭП содержит пять электронных плат, три аккумуляторных батареи и четыре наборные стойки для сочленения и крепления к несущему каркасу. Габаритные размеры 3D модели - 100×100×227 мм, расчетная масса - 1.8 кг.

Материал несущего каркаса и элементов крепления СОС - алюминиевый сплав Д16, антенного модуля и элементов ЭП - алюминиевый сплав АМг6, наборных стоек ЭП - латунь Л63, электронных плат - стеклотекстолит КАСТ-В.

Некоторые физико-механические характеристики конструкционных материалов НС приведены в табл.1, где:  $E$  – модуль Юнга;  $\nu$  - коэффициент Пуассона;  $\rho$  – плотность материала;  $\sigma_T$  – предел текучести;  $\sigma_\sigma$  – предел прочности.

Таблица 1

**Физико-механические свойства используемых в НС изотропных конструкционных материалов**

Материал	$E$ , МПа	$\nu$	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	$\sigma_T$ , МПа	$\sigma_\sigma$ , МПа
АМг6	71000	0.3	2640	145	305
Д16	72000	0.3	2770	260	382
Л63	116000	0.35	8440	-	290

Для материала КАСТ-В:  $E=2100$  МПа,  $\nu = 0.11$ ,  $\rho =1800$  кг/м<sup>3</sup>, пределы прочности при растяжении и сжатии соответственно  $\sigma_p^\sigma = 85$  МПа,  $\sigma_{сж}^\sigma = 130$  МПа.

На этапе запуска НС расположен в пусковом контейнере системы выведения Р-РОD ракеты-носителя. Нижними торцами НС опирается на пружинный толкатель, верхними на крышку пускового контейнера. Боковые ребра каркаса опираются на направляющие рельсы внутри контейнера.

Динамический и прочностной цикл работ предполагает:

- исследование прочности НС при максимальных квазистатических перегрузках;
- проведение модального анализа;
- анализ динамических и прочностных характеристик НС при действии гармонических и стационарных случайных вибраций;

В соответствии с требованиями QB50 [5], величины квазистатических перегрузок (ускорений) НС приняли равными  $a_x = a_y = a_z = 13.0g$ . Минимальная допустимая собственная частота колебаний НС не должна быть меньше 90 Гц.

Параметры гармонических и случайных вибраций приведены в табл.2 и табл.3.

Таблица 2

**Параметры гармонических вибронгружений**

Частота, Гц	Амплитуды виброускорений $a_x^{гарм} = a_y^{гарм} = a_z^{гарм}$ , g
5-100	2.5
100-125	1.3

Таблица 3

**Характеристики стационарных случайных вибронгружений**

Частота, Гц	Спектральные плотности ускорений $S_{xx}^a = S_{yy}^a = S_{zz}^a$ , g <sup>2</sup> /Гц
20	0.01125
130	0.05625
800	0.05625
2000	0.01500

Для анализа собственных частот и форм колебаний, а также напряженно-деформированного состояния (НДС) НС при действии квазистатических перегрузок, гармонических и случайных вибраций использовали метод конечных элементов, реализованный в программном комплексе ANSYS [6]. Анализ динамики НС при действии гармонических вибраций осуществляли на основе метода модальных координат. Для анализа

стационарных случайных вибраций НС использовали комбинацию методов модальных координат и спектральных разложений [6-8].

Конечно-элементная аппроксимация 3D модели НС, сгенерирована в среде ANSYS [6]. При дискретизации каркаса, научного модуля, наборных стоек ЭП, аккумуляторов и антенного модуля использовали 20-ти узловые гексагональные конечные элементы (КЭ) SOLID186. Для аппроксимации кронштейнов СОС и электронных плат ЭП применяли пластинчатые КЭ SHELL181 с 4-мя слоями по толщине. Сочленение пластинчатых и объемных КЭ осуществляли посредством безмассовых абсолютно жестких связей на основе двухузловых балочных элементов BEAM188. При сопряжении фрагментов дискретных моделей с различной плотностью разбиения однотипными КЭ использовали контактные элементы CONTA174.

### Результаты исследования

При проведении расчетного исследования НДС НС от действия квазистатических перегрузок условия размещения НС в транспортировочном контейнере учитывали посредством задания нулевых перемещений ( $u_x = u_y = u_z$ ) опорных поверхностей несущего каркаса, за исключением продольных ( $u_z \neq 0$ ) для боковых ребер (рис.1б). Было установлено, что наибольшие эквивалентные напряжения по Мизесу  $\sigma_s^{mam} = 140.70$  МПа возникают при перегрузке  $a_x = 13g$  в перемычке несущего каркаса вблизи точек крепления к кронштейнам СОС.

При проведении модального анализа кинематические ограничения, отвечающие размещению НС в транспортировочном контейнере, приняли идентичными вариантам квазистатического нагружения.

В результате анализа определили, что низшая собственная частота колебаний НС составляет 325Гц. Она отвечает форме колебаний электромаховичного двигателя в поперечном направлении X. Регламентируемое [5] нижнее предельное значение собственной частоты составляет 90Гц, в этой связи условие частотной совместимости (325Гц > 90Гц) НС выполняется.

В гармоническом анализе учитывали, что виброускорения (табл. 2) синфазно передаются на НС от транспортировочного контейнера через опорные поверхности силового каркаса (рис.1б). При проведении расчетов приняли модель демпфирования Рэлея [6,8] с постоянным коэффициентом демпфирования равным 0.02.

Установили, что зона наибольших эквивалентных по Мизесу напряжений (29.78 МПа) находится у места крепления кронштейна модуля СОС к перемычке несущего каркаса, при амплитуде виброускорений  $a_x^{zarm} = 2.5g$  и частоте 100 Гц. Для других случаев нагружения ( $a_y^{zarm}$ ,  $a_z^{zarm}$ ) величины эквивалентных по Мизесу напряжений существенно меньше.

Нагружение НС стационарными случайными вибрациями (табл.3) со стороны транспортировочного контейнера осуществлялось через опорные поверхности несущего каркаса (рис.1б). При проведении расчетов приняли модель демпфирования Рэлея [6,8] с постоянным коэффициентом демпфирования равным 0.02.

Установлено, что зона наибольших СКЗ напряжений ( $\sigma_{\sigma_{max}} = 60.39$  МПа ) находится в перемычке несущего каркаса вблизи крепления кронштейнов модуля СОС в случае вибрационного нагружения  $S_{yy}^a$ .

Коэффициенты безопасности (КБ) рассчитаны согласно ECSS-E-ST-32-10С для эксплуатационных и расчетных нагрузок. Для квазистатических перегрузок в случае эксплуатационных нагрузок  $f^T = 1.2$ , гармонических и случайных вибраций  $f^T = 1.65$ . При

анализе прочности НС по расчетным нагрузкам: квазистатические перегрузки  $f^B = 1.56$ , гармонические и случайные вибрации  $f^B = 1.88$ .

Следует отметить, что при анализе прочности электронных плат ЭП, также дополнительно учитывали коэффициент перегрузки  $k = 1.25$ .

Одновременное действие нагрузок на этапе выведения в прочностном анализе конструктивных элементов НС учитывается линейным комбинированием их вкладов в напряженное состояние. Максимальные значения эквивалентных по Мизесу напряжений в конструктивных элементах НС определяем как:

$$\sigma_3^{сум} = \sigma_3^{стат} + \sigma_3^{zap} + \sigma_3^{сл}, \quad (1)$$

здесь  $\sigma_3^{стат}$ ,  $\sigma_3^{zap}$ ,  $\sigma_3^{сл}$  – соответственно напряжения при квазистатических перегрузках, гармонических и случайных вибрациях.

Прочность НС определяется из условий:

1. отсутствие пластических деформаций при действии эксплуатационных нагрузках;
2. отсутствие разрушений в конструктивных элементах НС при действии расчетных нагрузок.

Коэффициенты запасов прочности для эксплуатационных  $\eta_T$  и расчетных  $\eta_B$  нагрузок определяли как

$$\eta_T = \frac{\sigma_T}{(\sigma_3^{стат} f_{стат}^T + \sigma_e^{zap} f_{дин}^T + \sigma_3^{сл} f_{дин}^T)} \quad (2)$$

$$\eta_B = \frac{\sigma_B}{(\sigma_3^{стат} f_{стат}^B + \sigma_e^{zap} f_{дин}^B + \sigma_3^{сл} f_{дин}^B)} \quad (3)$$

В результате расчетного анализа установлено, что максимальные суммарные эквивалентные по Мизесу напряжения (179.06 МПа) имеют место в перемычке несущего каркаса около мест крепления кронштейнов СОС при нагружении НС в направлении оси X. В этом случае коэффициенты запасов прочности для эксплуатационных и расчетных нагрузок соответственно равны  $\eta_T = 1.12$  и  $\eta_B = 1.30$ .

### Выводы

1. Для разработанной конструкции НС PolyItan-2-SAU построена рациональная комбинированная КЭМ, содержащая объемные, оболочечные, балочные и контактные КЭ.
2. Расчетным путем, на основе единой КЭМ определены амплитудно-частотные характеристики и параметры НДС в конструктивных элементах PolyItan-2-SAU при действии квазистатических перегрузок, гармонических и случайных вибраций, отвечающих этапу выведения.
3. Установлено, что в соответствии с предъявляемыми требованиями рассматриваемая конструкция PolyItan-2-SAU является рациональной с точки зрения прочности.

### Список литературы

1. ECSS-E-HB-32-26A. Space engineering Spacecraft mechanical loads analysis handbook. (2013). [ebook] Noordwijk: Requirements & Standards Division. Available at: <http://ecss.nl/hbstms/ecss-e-hb-32-26a-spacecraft-mechanical-loads-analysis-handbook/>;
2. Tsybenko A. S. Stress-Strain State Investigation of Polyitan-2 Nano-Satellite under the Ascent-Stage Quasi-Static Overload Conditions / A. S. Tsybenko, B. M. Rassamakin, A. A. Rybalka. // Strength of Materials. – 2017. – №49. – С. 381–387;
3. Цыбенко А. С. Анализ прочности наноспутника POLYITAN-2 при действии случайных нагрузок на этапе выведения на орбиту / А. С. Цыбенко, Б. М. Рассамакин, А. А. Рыбалка. // Mechanics and Advanced Technologies. – 2017. – №81. – С. 28–33;
4. ECSS-E-ST-10-03C. Testing. (2012). [ebook] Noordwijk: Requirements & Standards Division. Available at: <http://ecss.nl/standard/ecss-e-st-10-03c-testing/>;



5. QB50. System Requirements and Recommendations. (2015). 7th ed. [ebook] Available at: <https://www.qb50.eu/index.php/tech-docs/category/5-qb50-system-requirements-document>;
6. ANSYS Structural Analysis Guide. (2012). [ebook] Available at: <http://www.ansys.com> (T) 724-746-3304 (F) 724-514-9494/;
7. Болотин, В. (1965). *Статистические методы в строительной механике*. Москва: Изд-во лит-ры по строительству;
8. Батте, К. and Вилсон, Е. (1982). *Численные методы анализа и метод конечных элементов*. Москва: Стройиздат;

УДК 629.76:531.3: 534.134

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАРМОНИЧЕСКИХ И СЛУЧАЙНЫХ ВИБРАЦИЙ ПАНЕЛЬНОЙ ПЛАТФОРМЫ СКАНЕРА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ЭТАПЕ ВЫВЕДЕНИЯ

Маслей<sup>1</sup> В.Н., Кришук<sup>2</sup> Н.Г., Цыбенко<sup>2</sup> А.С.

1 - ГКБ «Южное», г. Днепр, Украина

2 - КПИ им. Игоря Сикорского, г. Киев, Украина

**Аннотация:** Представлены результаты численного определения динамических характеристик и напряженно-деформированного состояния конструкции панельной платформы сканера для космического аппарата при квазистатических перегрузках, гармонических и случайных вибрациях на этапе выведения на орбиту. В качестве имитационной модели исследуемой системы выбрана типовая структура композитной панели с известной схемой расположения ячеек сот и армирующих слоев материала углепластиковой ленты для верхних и нижних пластин, труб, кронштейнов с известными механическими свойствами и схемой размещения оптических приборов с заданными массовыми характеристиками. Для решения задач динамики использован метод конечных элементов в математических постановках задач модального, гармонического и спектрального анализа. Определены собственные частоты и формы колебаний панельной платформы сканера. Для исследуемых режимов нагружений панельной платформы сканера определены амплитудно-частотные характеристики и параметры напряженно-деформированного состояния конструктивных элементов, отвечающих этапу выведения.

**Ключевые слова:** композиционные материалы, сотованель, сканер, гармонические и случайные вибрации, численные расчеты, упругие и массовые характеристики, напряженно-деформированное состояние

Композитные конструкции с сотовым наполнителем находят применение в качестве силовых элементов панельных платформ, оболочечных отсеков, профилированных агрегатов космических аппаратов и т. п. [1, 2]. Их основные достоинства, - высокая прочность и жесткость при относительно небольшой массе.

При разработке композитных конструкций панельных платформ для сканера космического аппарата (СКА) [3, 4] одной из важнейших задач является обеспечение их прочности [5-7]. Варианты компоновки и типового исполнения пластин панели из слоистых лент композиционного материала [3, 4] и ячеек сотового наполнителя из алюминиевых сплавов в случае вибрационных и термических нагружений, импульсных и акустических воздействий влияют на показатели прочности на каждом этапе жизненного цикла изделий данного типа. Это предопределяет необходимость оценки несущей способности композитных панельных платформ СКА, в том числе и для условий гармонических и случайных вибраций при выведении на орбиту [8-11].

Типовая платформа СКА, состоит из сотованели с закладными трехмерными элементами крепежа и выступающими кронштейнами. На сотованели размещаются навесные элементы технологического оборудования (сканер, оптические приборы, магнитометр) (рис.1а). Сотованель представляет собой трехслойную составную конструкцию, состоящей из двух

композитных пластин с закладными деталями (трубы, кронштейны, фитинги и втулки), сотового заполнителя, расположенного между ними, окантовочных углепластиковых труб и соединительных деталей. Панель крепится к адаптеру с помощью трех опор.

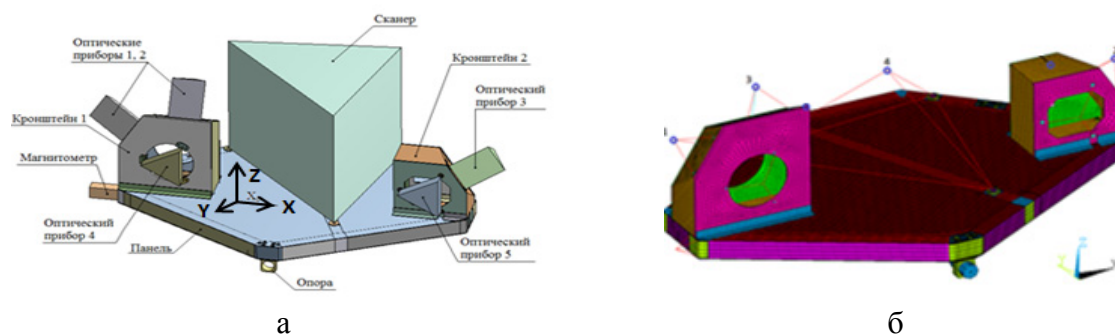


Рис.1. Имитационная (а) и дискретная (б) модели панели СКА с технологическим оборудованием. Центры масс оптических приборов обозначены маркерами 1,2,3,4 (б)

Для изготовления конструкционного материала пластин используется углепластиковая лента с известными трансверсально-изотропными механическими характеристиками (табл.1). Технология изготовления углепластиковой ленты отработана для изделий космического назначения [3, 4]. Из лент препрега поочередно выкладываются слои пакетов конструкционного материала с заданной схемой армирования до набора требуемой технологической толщины пластин с учетом припуска на ее механическую обработку.

Композитные пластины панели жестко соединены клеем с сотовым заполнителем 5056-6-23 из алюминиевой фольги (модуль Юнга - 69ГПа, коэффициент Пуассона - 0,36, удельная плотность - 2700кг/м<sup>3</sup>) [2, 10]. Ядро ячейки составляет 6 мм, толщина стенки - 0.023 мм, для контактирующих граней - 0.046 мм. Для сплава ВТ-6 конструкционных элементов (фитинги, втулки) сотопанели принят модуль упругости - 115 ГПа, коэффициент Пуассона - 0,37, удельная плотность - 4450кг/м<sup>3</sup> [10].

Таблица 1.

**Механические характеристики композиционного материала, углепластиковой ленты на основе угольных волокон марки ТС 36S-12К и эпоксидного связующего марки ЭДТ-10 ОСТ 92-0957 [4]**

$E_x, ГПа$	$E_y, ГПа$	$E_z, ГПа$	$G_{xy}, ГПа$	$G_{yz}, ГПа$	$G_{zx}, ГПа$	$\mu_{xy}$	$\mu_{yz}$	$\mu_{zx}$	$\rho, кг / м^3$
150,0	8,1	8,1	15,9	0,7	15,9	0,25	0,22	0,25	1500

Основным требованием к условиям механического деформирования конструктивных элементов панельной платформы СКА и приборов специального назначения при гармонических и случайных вибрациях на этапе вывода на орбиту, обусловленных работой двигателей и технических систем ракеты-носителя является обеспечение работы материалов в области упругих деформаций [4, 10].

С целью определения динамической нагруженности панельной платформы СКА разработана методика и проведены поэтапные численные расчеты амплитудно-частотных характеристик и напряженно-деформированного состояния их конструктивных элементов.

Для разработанной имитационной модели сотопанели СКА (пластины, трубы, кронштейны, фитинги и втулки, сотовый заполнитель) выбор способа ее геометрической идеализации предопределен полнотой числовых данных для ее конструкции и навесных элементов технологического оборудования (оптические приборы, сканер, магнитометр), исходных данных по видам нагружения, типам кинематических и жесткостных связей сопряженных тел, структуре армирования пластин из семи слоев углепластиковой ленты

композиционного материала, геометрии построения ячеек алюминиевых сот 5056-6-23, формы соединителей и втулок из сплава ВТ-6, физико-механических и прочностных свойств указанных материалов.

Для конструкции композитной панельной платформы СКА с технологическим оборудованием (рис. 1а) построена в системе инженерного анализа ANSYS APDL [12] конечно-элементная модель (рис.1б), состоящая из стержневых (BEAM188), многослойных пластинчатых (SHELL181), объемных (SOLSH190) КЭ. Контактные КЭ TARGE170 и CONTA173 использовали для сопряжения степеней свободы объемных и пластинчатых КЭ дискретных тел различной пространственной конфигурации (фитингов, втулок, пластин) путем создания контактных пар «узел – поверхность». Навесные элементы технологического оборудования СКА, аппроксимировали сосредоточенными массами, используя КЭ MASS21. Жесткими связями MPC184 соединяли массовые эквиваленты: - оптических приборов и магнитометра с кронштейнами; - сканера с композитной пластиной (рис. 1). Количество узлов сетки - 167328, количество элементов – 214212. Расчетная масса имитационной модели панельной платформы СКА с навесным оборудованием составляла 154.6 кг.

Режимы синусоидальной вибрации панельной платформы СКА определяли по данным расчёта нагрузок ГКБ «Южное» для динамических процессов деформирования твердых тел с преобразованием результатов к эквивалентным параметрам для продольных и поперечных амплитуд и интервала частот [5-100] Гц возбуждения до соответствующих гармоник [9]. Параметры случайных вибраций в интервале [20-2000] Гц частот возбуждения конструкции СКА при полете в составе ракеты-носителя представлены ГКБ «Южное» дискретными значениями спектральной плотности мощности для трех взаимноортогональных направлений, которые являлись статистическим представлением истории нагружения. Нагружение панели СКА для рассмотренных спектров вибрационного возбуждения задавали в трех опорах ее крепления панели (рис. 1а) к адаптеру.

Уравнения динамического равновесия вибронгруженной панельной платформы СКА представили в полудискретной форме МКЭ [11, 12]:

$$\begin{bmatrix} [M_{xx}] & [M_{xy}] \\ [M_{yx}] & [M_{yy}] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{X}(t) \\ \ddot{Y}(t) \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} [C_{xx}] & [C_{xy}] \\ [C_{yx}] & [C_{yy}] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{X}(t) \\ \dot{Y}(t) \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} [K_{xx}] & [K_{xy}] \\ [K_{yx}] & [K_{yy}] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} X(t) \\ Y(t) \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (1)$$

где  $t$  - время;  $\{X(t)\}, \{\dot{X}(t)\}, \{\ddot{X}(t)\}$  - векторы амплитуд перемещений, скоростей и ускорений в незакрепленных узлах дискретной модели панели;  $\{Y(t)\}, \{\dot{Y}(t)\}, \{\ddot{Y}(t)\}$  - векторы амплитуд перемещений, скоростей и ускорений опорных узлов панели с кинематическим возбуждением по соответствующим степеням свободы;  $[M], [C], [K]$  - матрицы соответственно масс, демпфирования и жесткости, представленные в блочном виде для векторов узловых неизвестных.

Для вычисления АЧХ и НДС панельной платформы СКА при гармонических и случайных вибрациях осуществляли численные решения системы уравнений (1) в математических постановках задач модального, гармонического и спектрального анализа [6, 12].

На первом этапе решения для интервала частот **5 Гц - 150 Гц** определены в ANSYS APDL [12] динамические характеристики композитной сотопанели СКА с навесным технологическим оборудованием. Установлено, что в частотный диапазон вынужденных гармонических вибраций (**5 Гц - 100 Гц**) попадают три первые собственные частоты **56,7 Гц, 68,6 Гц, 88,3 Гц**. Основные формы колебаний вызваны инерционной реакцией на композитную плиту массивных кронштейнов и размещенных на их сторонах оптических приборов.

На основе модального анализа панели СКА с использованием метода главных координат проведено вычисление АЧХ в частотном диапазоне **5 Гц - 100 Гц** для принятого 5% рассеяния энергии. Расчетным путем определены зависимости амплитуд компонент векторов перемещений, ускорений и коэффициентов динамичности от частоты гармонических

вibrаций с последующей визуализацией в виде графиков для точек, отмеченных контрольными маркерами в имитационной модели.

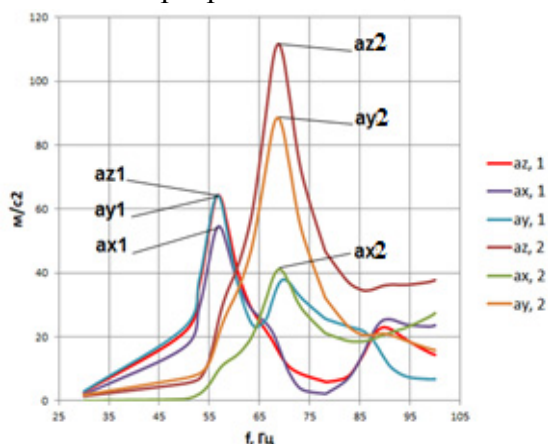


Рис. 2. Амплитуды продольных (az) и поперечных (ax, ay) ускорений с указанием их экстремальных величин для оптических приборов, расположенных на двух кронштейнах (рис.1б) панели при гармонических вибрациях

Для резонансных частот гармонических вибраций панели СКА определены поля амплитуд эквивалентных напряжений по Мизесу, максимальные значения которых не превышают 87,7 МПа в отверстиях углепластиковых пластин и 95,5 МПа в фитингах и втулках на частоте 68,4 Гц.

Для моделирования случайных вибраций использован метод спектральной плотности мощности. Результаты численных экспериментов в ANSYS APDL для данного типа нагружения модели панельной платформы СКА представлены среднеквадратичными значениями (СКЗ) уровня  $3\sigma$  для перемещений и эквивалентных напряжений Мизеса ее

конструктивных элементов. Установлено, что максимумы СКЗ напряжений 236,1 МПа наблюдаются в кронштейнах из сплава ВТ-6 в области опор навесных элементов. СКЗ напряжений в сотовом заполнителе характеризуется максимумами до 102,3 МПа. В области отверстий для закладных деталей СКЗ напряжений в углепластиковых пластинах имеют выраженные локальные максимумы в области отверстий, которые не превышают 201,6 МПа.

#### Список литературы

1. Панин В.Ф. Конструкции с сотовым заполнителем / В.Ф. Панин. – М.: Машиностроение, 1982. – 152 с.
2. Иванов А.А. Новое поколение сотовых заполнителей для авиационно-космической техники / А.А. Иванов, С.М. Кашин, В.И. Семенов. – М.: Энергоатомиздат, 2000. – 436 с.
3. Дегтярев А.В. Применение композиционных материалов при создании перспективных образцов ракетной техники / А.В. Дегтярев, В.А. Коваленко, А.В. Потапов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 2(89). – с. 34 – 38
4. Маслей В.Н. Определение динамических характеристик многослойных углепластиковых пластин конструкции сканера высокого разрешения / В.Н. Маслей, Н.Г. Кришук // Mechanics and Advanced Technologies, 2017, №80, - с. 45-51
5. Махутов Н.А. Конструкционная прочность, ресурс и техногенная безопасность. В двух частях. Новосибирск: Наука. 2005. Часть 1: Критерии прочности и ресурса – 494 с. Часть 2: Обоснование ресурса и безопасности – 610 с.
6. “ECSS-E-ST-32-10C. Space engineering Structural factors of safety for spaceflight hardware” (2009), available at : [http://everyspec.com/ESA/ECSS-E-ST-32-10C\\_REV-1\\_47761/](http://everyspec.com/ESA/ECSS-E-ST-32-10C_REV-1_47761/).
7. “GOST R 56514-2015. Normy prochnosti avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov” (2015), available at : [http://allgosts.ru/49/140/gost\\_r\\_56514-2015.pdf](http://allgosts.ru/49/140/gost_r_56514-2015.pdf)
8. “ECSS-E-HB-32-26A. Space engineering Spacecraft mechanical loads analysis handbook” (2013), available at : [http://www.vibrationdata.com/tutorials2/ECSS-E-HB-32-26A\\_19February2013.pdf](http://www.vibrationdata.com/tutorials2/ECSS-E-HB-32-26A_19February2013.pdf)
9. “ECSS-E-ST-10-03C. Space engineering Testing” (2012), available at : <http://everyspec.com/ESA/download.php?spec=ECSS-E-10-02C.047796.pdf>
10. Троценко В.Т. Прочность материалов и конструкций / В.Т. Троценко, Р.И. Курият, А.А. Лебедев и др. // Киев: Академперіодика, 2005, - 1086 с.
11. Bathe K.J. Numerical methods in finite element analysis / K.J. Bathe, E.L. Wilson // Prentice Hall. – 1976
12. “ANSYS Structural Analysis Guide ANSYS Release 12.1.” (2009) available at : [www.ansys.com/](http://www.ansys.com/)

УДК 623.746: 629.7.083.003.13 (045)

## ПІДВИЩЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ СТАЛЕВИХ КОНСТРУКЦІЙНИХ ЕЛЕМЕНТІВ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ ГАЗОТЕРМОЦИКЛІЧНИМ АЗОТУВАННЯМ У ПУЛЬСУЮЧОМУ ТЛЮЧОМУ РОЗРЯДІ

Скуратовський<sup>1</sup> А.К., Радько<sup>2</sup> О.В., Коротін<sup>3</sup> С.М.

1 – КПІ ім. Ігоря Сікорського м. Київ, Україна

2 - Національний авіаційний університет, м. Київ, Україна

3 - Національний університет оборони України імені Івана Черняховського, м. Київ, Україна

*Анотація:* Досліджено комплекс експлуатаційних властивостей сталі 18X2H4BA після її модифікування термоциклічним азотуванням у пульсуючому тліючому розряді. Установлено збільшення корозійної стійкості в 2,2 ... 2,9 рази та зменшення коефіцієнта тертя й інтенсивності зношування в 1,5 ... 1,8 та 1,8 ... 2,2 рази відповідно.

*Ключові слова:* авіаційна техніка, зносостійкість, корозійна стійкість, газотермоциклічне іонне азотування

Розвиток авіаційної техніки супроводжується постійним збільшенням швидкостей, напружень та температур, за яких працюють конструкційні елементи сучасних літальних апаратів. Терміни служби та ресурси авіаційних конструкцій значною мірою залежать від довговічності деталей, які працюють в умовах тертя, адже найбільша кількість відмов авіаційної техніки відбувається в результаті поверхневого руйнування, 30...40 % передумов до дострокового знімання виробів з експлуатації зумовлено недостатньою міцністю поверхні деталей та низькою їх зносостійкістю [1]. Аналіз експлуатаційних пошкоджень вузлів тертя літальних апаратів показує, що 60...70 % контактних ушкоджень та зношування деталей авіаційної техніки спричинені недосконалістю технологічної підготовки їх робочих поверхонь до негативної дії знакозмінних навантажень та агресивного зовнішнього середовища. Постійне підвищення вимог до показників надійності та довговічності авіаційної техніки висуває до числа найбільш пріоритетних завдань сучасної авіабудівної галузі розробку та впровадження нових енергозберігаючих технологій інженерії поверхні для отримання покриттів, які дозволяють одночасно підвищити ряд експлуатаційних властивостей матеріалів авіаконструкцій, наприклад зносо- та корозійну стійкість.

У роботі виконано комплексне дослідження триботехнічних характеристик (інтенсивності зношування та коефіцієнту тертя) і корозійної стійкості сталі 18X2H4BA (яка широко використовується в авіабудуванні для виготовлення валів, шестерень, поршнів, штоків тощо) після її зміцнення за допомогою однієї з таких технологій - імпульсного газотермоциклічного іонного азотування (ГТЦ ІА) [2].

Для формування дифузійних шарів використовували розроблену в Інституті проблем міцності ім. Г.С. Пісаренка НАН України установку «ВПА-1». Параметри технологічного процесу ГТЦ ІА: температура - 550...600°C; тиск реакційної суміші у вакуумній камері — 120...160 Па; тривалість дифузійного насичення — 3,0...5 год.; склад реакційної суміші — 70...90% Ar + 30...10% N<sub>2</sub>. Частина зразків перед зміцненням підлягала попередній термообробці — гартування T=860...880°C на повітрі, відпуск T=150...170°C.

Триботехнічні характеристики зміцнених поверхневих шарів визначалися на машині тертя [3] за методикою, описаною у роботі [4]. Дослідження зміцнених зразків зі сталі 18X2H4BA проводилися в таких умовах: мастильне середовище — мастило ЦИАТИМ-201 (ГОСТ 6267-74); питома навантаження — 2,5...25 МПа; швидкість ковзання - 0,4; 0,7; 1,0 м/с. Шорсткість поверхонь зразків відповідала R<sub>a</sub> = 0,3...0,4 мкм, а роликів-контртіл — R<sub>a</sub> = 0,5 мкм.

Контакт пари тертя відбувався за схемою «диск-колодка» (рис. 1). У процесі досліджень за допомогою електронної вимірювальної системи моделі 217 з індуктивними датчиками

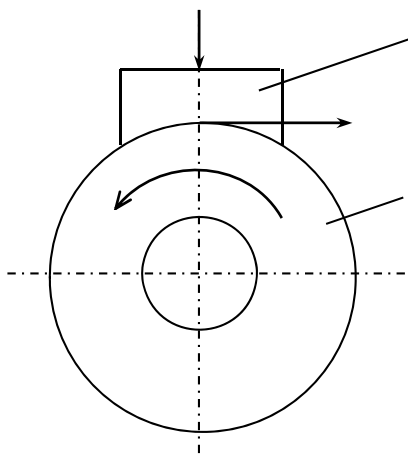


Рис.1. Схема контакту пари тертя «диск-колодка»: 1 – зразок; 2 – ролик-контртіло

переміщень моделей 234–М [2] безперервно вимірювалась та реєструвалась сила тертя  $F_{TP}$ . Коефіцієнт тертя розраховувався як частка від ділення сили тертя  $F_{TP}$  на зусилля притискання  $P$ . Для порівняльної оцінки зносостійкості матеріалів у вказаних умовах розраховували вагову інтенсивність зношування. Величина  $\Delta V$  [3] визначалася як різниця у вазі зразка до та після випробувань. Зважування проводилося на лабораторних аналітичних терезах ВЛР-200. Перед зважуванням зразки промивали бензином Б-70 (ГОСТ 1012-72) та просушували.

Для оцінки корозійної стійкості проводили 10-годинні дослідження зразків в алундових тиглях на спокійному повітрі при 973 К. Перед початком дослідів та через кожні 2 години витримання на поверхню зразків наносили сольову обмазку, яка складалася з  $\text{Na}_2\text{SO}_4$  та  $\text{NaCl}$  (у співвідношенні 3:1). Оцінку корозійної стійкості проводили за питомим збільшенням маси зразків у залежності від часу випробувань. Усереднення проводили за трьома значеннями.

Аналіз отриманих результатів показав, що застосування імпульсного ГТЦ ІА для зміцнення конструкційних елементів авіаційної техніки зі сталі 18Х2Н4ВА дозволяє:

зменшити коефіцієнт тертя у 1,5...1,8 разу (порівняно із деталями з цієї ж сталі, обробленими за традиційною технологією);

зменшити інтенсивність зношування у 1,8...2,2 разу;

підвищити корозійну стійкість у 2,2...2,9 разу.

Найбільшу зносостійкість показали попередньо термооброблені зразки, що можна пояснити підвищенням твердості та глибини зміцнення поверхневих шарів за рахунок структурно-фазових змін, зумовлених попередньою термообробкою.

Таким чином, запропоновану технологію доцільно застосувати на авіабудівних підприємствах для зміцнення конструкційних елементів зі сталі 18Х2Н4ВА під час їх виробництва та відновлення, що забезпечить підвищення комплексу експлуатаційних властивостей зміцнених деталей, та, відповідно, призведе до збільшення їх термінів служби й ресурсу, а також зменшення витрат на обслуговування і ремонт авіаційної техніки. Перспектива подальших досліджень – розширення номенклатури матеріалів, які доцільно зміцнювати імпульсним ГТЦ ІА, що забезпечить комплексне підвищення їх експлуатаційних властивостей, та, відповідно, призведе до збільшення термінів служби й ресурсу, а також зменшення витрат на їх обслуговування і ремонт.

**Список літератури**

1. Кудрін А. П. Основні види зношування деталей вузлів тертя сучасної авіаційної техніки / А. П. Кудрін, Мельник О. В. // Проблеми тертя та зношування : наук.-техн. зб. – К. : НАУ, 2007. – Вип. 48. – С. 24–38.
2. Пат. 91096 Україна, МПК C23C 8/36. Спосіб поверхневого зміцнення сталевих деталей з різьбовою поверхнею іонно-плазмовим азотуванням у пульсуючому тліючому розряді / М. Я. Ткач, Б. А. Ляшенко, В. І. Мірненко, О. В. Радько, А. В. Рутковський. - № u201314544 ; заявл. 12.12.2013 ; опубл. 25.06.2014, Бюл. № 12.
3. Пат. 24695 Україна МПК (2206) G01N3/56. Машина тертя / Скуратовський А. К. ; заявник та патентовласник Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут". – №u2007 02330; заявл. 03.03.2007; оп. 10.07.2007, бюл. № 10.
4. Триботехнічні властивості зміцнених газотермоциклічним іонним азотуванням сталевих деталей авіаційної техніки / Б. А. Ляшенко, В. І. Мірненко, А. К. Скуратовський, О. В. Радько // Наукові вісті національного технічного університету України "Київський політехнічний інститут". – 2007. – № 5. – С. 98-102.

УДК 621.785.539

**МОДЕЛИРОВАНИЕ СКОРОСТИ РОСТА ТРЕЩИН В ЭЛЕМЕНТАХ  
КОНСТРУКЦИИ КРЫЛЬЕВ САМОЛЕТОВ В УСЛОВИЯХ  
ЭКСПЛУАТАЦИИ****Аболихина Е.В.<sup>1</sup>, Семенец А.И.<sup>1</sup>, Чернега С.М.<sup>3</sup>**

1 - ГП «АНТОНОВ» г. Киев, Украина

2 - КПИ им. Игоря Сикорского

*Аннотация:* Мониторинг эволюции дефектов на этапе эксплуатации изделий является необходимым техническим средством, которое определяет надежность работы конструкций, позволяет установить сроки постановки на ремонт и предельный срок их эксплуатации. В работе на основе обширного статистического материала методами математической статистики получено линейное уравнение регрессии для скорости развития коррозионных повреждений на поверхности крыльев самолетов средней дальности с учетом индивидуальных параметров. С его помощью выполнено прогнозирование скорости развития коррозии на элементах конструкции крыльев самолетов в различных условиях эксплуатации.

*Ключевые слова:* скорость роста трещин, конструкции крыльев самолетов,

**Введение**

При проектировании летательных аппаратов используется концепция "безопасно повреждаемой конструкции", которая обеспечивается за счет применения конструктивных материалов с высокими коррозионными свойствами, за счет конструктивных и технологических решений. Для эксплуатируемой техники применяется понятие "допустимого повреждения", допускающее наличие конструктивных и эксплуатационных дефектов и трещин, которые могут развиваться до возникновения некоторого предельного состояния, определяемого из условия силового нагружения конструкции и влияния факторов окружающей среды. Это обеспечивается повышением эффективности методов диагностики и оценки технического состояния, разработкой соответствующих регламентов технического обслуживания, уточнением методов оценки предельных состояний конструкции с учетом анализа реальных условий эксплуатации. Анализ допустимости коррозионных поражений [2] является одним из требований обеспечения ресурса по условиям усталости в нормах прочности России (АП-25), США (FAR-25). Поэтому при оценке пригодности к дальнейшей эксплуатации самолетов, приближающихся к выработке назначенного ресурса, в качестве одного из основных факторов учитывается фактор коррозии.

Возникновение и развитие коррозионных повреждений может привести к снижению усталостной долговечности и ограничению ресурса конструкции по условиям выносливости, а также к снижению статической прочности конструкции [3]. При различных наработках и



сроках службы применительно к различным условиям эксплуатации важно оценивать скорость развития коррозионных повреждений и иметь возможность ее прогнозирования.

Коррозионное повреждение должно быть обнаружено своевременно до того момента, когда его удаление потребует ремонта или снизит остаточную прочность силовой конструкции планера самолета ниже допустимого уровня [4]. Особое внимание уделяется труднодоступным для осмотров местам конструкции планера, в частности, кессонам крыльев самолетов, где образование повреждений происходит в закрытых полостях и имеет свои специфические особенности.

Верхние и нижние панели крыльев изготовлены из алюминиевых сплавов Д16Т и В95Т1, соответственно. Для панелей центроплана использованы крупногабаритные прессованные полуфабрикаты с толщиной полотна 3,5 мм, представляющие собой обшивку, выполненную заодно со стрингерами двутаврового сечения. Панели средней части крыла (СЧК) клепаной конструкции, выполнены из катаного листа и состоят из химически фрезерованных обшивок с

приклепаннными стрингерами двутаврового сечения. Панели защищены от коррозии комплексом покрытий, состоящих из искусственной окисной пленки, плакирующего слоя (СЧК) и лакокрасочного покрытия (обычно многослойного), непосредственно защищающего конструкцию от влияния внешней среды.

Осмотр внутренних элементов конструкции крыла на предмет наличия коррозии производится после демонтажа съемных панелей центропланов или СЧК. Демонтаж панелей является трудоемкой и дорогостоящей процедурой. Любые демонтажно-монтажные работы могут привносить дополнительные повреждения – царапины, нарушения покрытий, повреждение крепежа и анкерных гаек, смятие и скручивание мягких топливных баков. Поэтому, если с точки зрения своевременного выявления коррозии, панели необходимо демонтировать как можно чаще, то для эффективности эксплуатации самолета это желательно делать как можно реже. Для эффективного обнаружения коррозии в кессонах требуется знание максимально повреждаемых зон. Оценка скорости развития коррозионных повреждений осуществлялась на основе объективной статистической информации и ретроспективного анализа коррозионного состояния конструкций.

**Целью** данной работы явилось получение уравнение регрессии, с учетом индивидуальных параметров и особенностей эксплуатации самолетов, для прогнозирования скорости развития коррозионных повреждений на обшивках верхних и нижних панелей крыльев.

**Экспериментально-теоретическая методика.** На ГП «Антонов» была разработана форма сбора информации о коррозионных повреждениях элементов конструкции крыльев и фюзеляжа, включающая нанесение повреждений на соответствующие схемы при технических осмотрах самолетов как в условиях эксплуатации, так и во время прохождения капитальных ремонтов (рис. 1).

Созданы базы данных по коррозионному состоянию самолетов за период 20 - 50 лет, проанализирован опыт их эксплуатации с точки зрения повреждений силовой конструкции планера (рис.1), установлены причины появления коррозии, ее виды, способы устранения и возможное влияние на ресурсные характеристики [1]. В процессе выполнения работы были использованы данные по коррозионному состоянию 1400 самолетов средней дальности, срок службы которых составлял от 7 до 50 лет с начала эксплуатации. Осмотры самолетов в эксплуатации и при капитальных ремонтах в среднем проводились с периодичностью 3 - 14 лет в зависимости от налета и мест базирования. Интенсивность эксплуатации большинства самолетов не превышала 300-500 полетов в год. Места базирования самолетов находились в зонах умеренного, морского, влажного тропического климата и в промышленных регионах стран ближнего и дальнего зарубежья.



Для оценки скорости развития коррозионных повреждений в качестве критерия было принято изменение максимальной глубины повреждения в очаге. В случае нескольких очагов принимали во внимание максимально неблагоприятный результат. Традиционно скорость развития коррозии определялась как функция глубины  $h$  коррозионного поражения от времени  $T$ , являющегося периодом между предыдущим и последующим техническими осмотрами внешней поверхности верхних панелей крыла либо осмотрами внутренней поверхности нижних панелей (между соседними вскрытиями кессонов). Графически данные статистики представлялись в виде массива в координатах "Глубина коррозионного повреждения – срок службы между техническими осмотрами». Для простоты интерпретации массивы полученных данных для каждой климатической зоны были аппроксимированы прямыми линиями, по которым проводили оценку средней скорости развития коррозии на элементах конструкции крыла (рис. 1).

Для более точной оценки и прогнозирования скорости развития коррозионных повреждений на элементах конструкции крыльев был применен метод теории вероятностей и математической статистики с обработкой данных на ПК. Применение метода статистического анализа включало решение следующих задач:

1. Предварительную обработку данных, расчет характеристик их положения и рассеяния.
2. Установление корреляции между глубиной коррозионных повреждений и различными факторами (конструктивными и эксплуатационными), которые оказывают либо, предположительно, могли бы оказывать влияние на возникновение и развитие коррозии.
3. Построение линейного уравнения регрессии для скорости развития коррозионных повреждений с учетом степени влияния определенных ранее конкретных факторов.
4. Прогнозирование скорости развития коррозионных повреждений на внешней поверхности обшивок верхних панелей из сплава В95Т1 и нижних панелей из сплава Д16Т в различных климатических зонах.

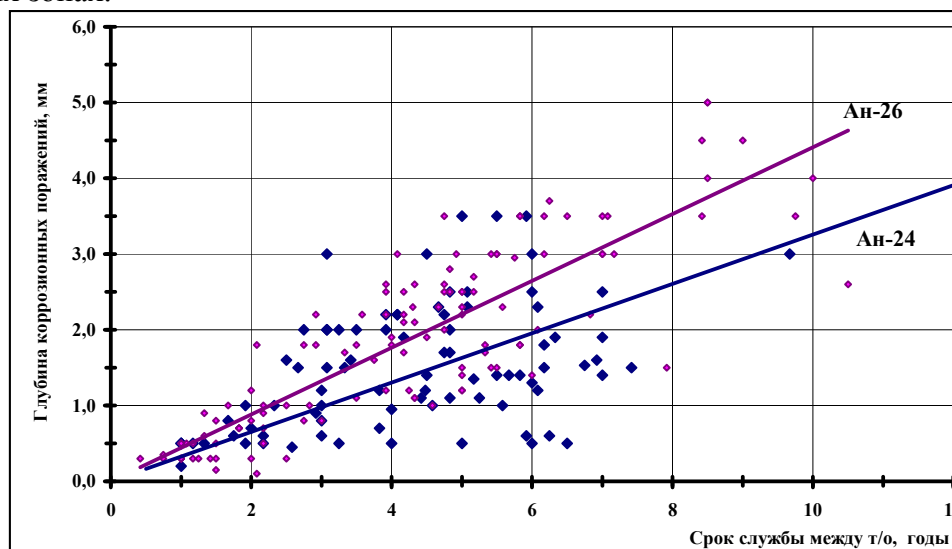


Рис. 1. Зависимость глубины коррозионных повреждений, развившихся на внешней поверхности обшивок верхних панелей крыльев самолетов Ан-24, Ан-26, от сроков службы между техническими осмотрами.

### Результаты и их обсуждение.

На основании результатов регрессионного и дисперсионного анализа были вычислены коэффициенты регрессии и их статистические оценки, вычислены верхние и нижние границы доверительных интервалов. При выводе уравнений регрессии использовали результаты корреляции, вследствие чего в набор факторных признаков были включены срок службы

между техническими осмотрами (т/о), наработка между т/о и интенсивность полетов. Для соответствующих климатических зон коэффициенты либо часть коэффициентов при значениях  $x_n$ , соответствующих календарному сроку службы, общему налету самолета, интенсивности полетов ... оказались не значимыми, т.к. они меньше или же сравнимы со своими стандартными ошибками. Проверка значимости коэффициентов при факторных признаках подтвердила их значимость. Вычисленный показатель средней ошибки аппроксимации  $\epsilon$  подтверждает среднюю и достаточно высокую адекватность полученных уравнений.

Полученные уравнения регрессии для расчета глубины коррозионных повреждений на внешней поверхности обшивок верхних панелей крыльев самолетов из сплава В95Т1 имеют вид:

- зона умеренного климата -  $y=(0.12 \pm 0.028) x_1$ ;
- зона воздействия морских и промышленных атмосфер -  $y=(0.27 \pm 0.014)x_1$ ;
- зона смешанного воздействия умеренного климата и тропиков -  $y=(0.37 \pm 0.025)x_1$ ;
- зона влажного тропического климата -  $y=(0.51 \pm 0.022)x_1 + (0.00024 \pm 0.00018)x_2$ ;

где  $x_1$  - срок службы между ремонтами,  $x_2$  - интенсивность полетов.

Сущность коэффициентов при факторных признаках состоит в следующем: увеличение срока службы между ремонтами на 1 год приводит к увеличению глубины коррозионных повреждений на поверхности внешней обшивки верхних панелей крыла в среднем:

- на  $\sim 0.12$  мм в зоне умеренного климата;
- на  $\sim 0.27$  мм в зоне воздействия морских и промышленных атмосфер;
- на  $\sim 0.37$  мм в зоне смешанного - умеренного и тропического климата;
- на  $\sim 0.58$  мм в зоне влажных тропиков при интенсивности 300 пол./год.

Полученные уравнения регрессии для расчета глубины повреждений на внутренней поверхности обшивок нижних панелей из сплава Д16Т имеют вид:

- зона умеренного климата -  $y=(0.12 \pm 0.015) x_1$ ;
- зона резко-континентального климата -  $y=(0.23 \pm 0.042)x_1$ ;
- зона воздействия промышленных атмосфер -  $y=(0.33 \pm 0.035)x_1$ ;
- зона воздействия морского климата -  $y=(0.34 \pm 0.045)x_1$ ;
- зона смешанного воздействия умеренного климата и тропиков -  $y=(0.28 \pm 0.037)x_1$ ;
- зона влажного тропического климата -  $y=(0.47 \pm 0.056)x_1$ ;

где  $x_1$  - срок службы между ремонтами.

Сущность коэффициентов при факторных признаках состоит в следующем: увеличение срока

службы между ремонтами на 1 год приводит к увеличению максимальной глубины коррозионных повреждений на обшивках нижних панелей центропланов:

- на  $\sim 0.12$  мм в зоне умеренного климата;
- на  $\sim 0.23$  мм в зоне резко-континентального климата;
- на  $\sim 0.33$  мм в промышленных зонах;
- на  $\sim 0.34$  мм в зоне морского климата;
- на  $\sim 0.28$  мм в смешанных условиях эксплуатации;
- на  $\sim 0.47$  мм в зоне влажных тропиков.

Разработка (на основе объективной статистической информации) математических моделей изменения технического состояния элементов конструкции, имеющих коррозионные повреждения, дает возможность прогнозирования скорости развития этих повреждений при различных наработках и сроках службы, применительно к различным условиям эксплуатации.

Результаты оценки скорости развития коррозии на различных элементах конструкции крыла могут быть использованы для корректировки периодичности осмотров и определения оптимального времени восстановления антикоррозионной защиты как анализируемой зоны и группы самолетов, так и других зон, групп и типов самолетов, для которых эти зона и группа могут считаться прототипом. Исходя из полученных значений максимальной величины коррозионного повреждения за год, определяются сроки службы до первого осмотра для новых типов самолетов и периодичность их осмотров в процессе эксплуатации с соответствующими величинами запасов.

Накопленный в процессе эксплуатации самолетов Ан-24 и Ан-26 опыт позволил установить для самолетов Ан-32, Ан-70, Ан-124, Ан-225, Ан-140 более длительные интервалы между их капитальными ремонтами и повысить экономическую эффективность их эксплуатации.

#### Список литературы.

1. Куранов В.Н., Лебедева Л.А., Клочкова Н.Н. Проблемы коррозии в современном авиастроении (Обзоры по материалам открытой иностранной печати за 1970 – 1984 г.г.). ЦАГИ №672. – 1987.
2. Единые нормы летной годности гражданских транспортных самолетов. –1985.
3. Дубинский В.С. Порядок учета возможного снижения прочностных характеристик авиаконструкций из-за коррозии при установлении ресурса планеру. - ЦАГИ. №5004. – 1972.
4. Методы определения соответствия к АП 25.571 «Обеспечение безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации», 1996 г.

УДК 004.9

## ПОРОЖДАЮЩЕЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ – ИННОВАЦИОННЫЙ ПОДХОД К ПРОЕКТИРОВАНИЮ ЦИФРОВОГО ПРОТОТИПА ИЗДЕЛИЯ

Дейнеко Л.Н., Тертышная Н.Ф., Трубин А.В.

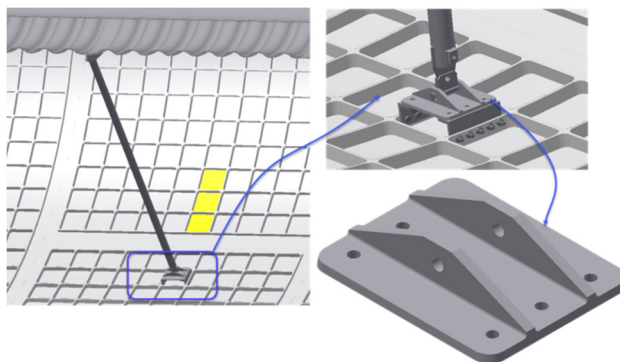
Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное», г. Днепр, Украина

*Аннотация:* Рассмотрена задача оптимизации массы 3D-модели детали и сборочного узла, которые используются в конструкции бака ракеты-носителя (РН), с применением технологии порождающего проектирования. Представлены инструменты и методология порождающего проектирования, с использованием программного продукта Autodesk Inventor Professional. Проведен анализ технологий изготовления оптимизированных деталей по технологии порождающего проектирования.

*Ключевые слова:* ракетно-носитель, методология порождающего проектирования,

Внедрение принципов новой концепции промышленности – Industry 4.0 при проектировании и производстве изделий позволяет получать ряд преимуществ, недоступных в традиционных методах. Актуальными вопросами, при разработке изделий, всегда являются улучшение способов проектирования и конструирования деталей, а также их оптимизация, с целью создания оптимальных конструкций с наилучшим соотношением веса, прочности и стоимости. Немаловажным вопросом, также является выбор эффективного способа изготовления деталей, который позволяет учитывать все нюансы проектирования, конструирования и технологии изготовления. Для РН важным параметром является вес. На сегодняшний день очень остро стоит вопрос оптимального проектирования, одним из вариантов которого является технология порождающего проектирования – общее понятие, которое описывает новые возможности инструментов автоматизированного проектирования. Технология порождающего проектирования интегрирована в ряд современных программных продуктов: Autodesk Inventor Professional, Autodesk Within, ANSYS Topology Optimization и др.

**Цель и задача.** Целью данной работы является оптимизация массы 3D-модели детали и сборочного узла, которые используются в конструкции бака РН, с применением технологии порождающего проектирования.



**Рис.1. Исходная форма изделия**

Задачей является провести оптимизацию изделий с целью снижения веса и изменения традиционной технологии изготовления изделий с помощью аддитивного производства для изготовления оптимизированных моделей по технологии порождающего проектирования.

Оптимизация выполнялась на примере детали кронштейна и сборочного изделия – крепежного узла конструкции бака РН, предназначенного для крепления тоннельного трубопровода (Рис.1).

**Способ решения.** Для решения задачи оптимизации кронштейна с помощью технологии порождающего проектирования был выбран специализированный модуль, программного продукта Autodesk Inventor Professional, генератор форм – инструмент, позволяющий разрабатывать облегченные детали при обеспечении максимальной жесткости детали с учетом заданных зависимостей.

Алгоритм технологии генератора форм следующий:

1. Выбрать модель детали для анализа.
2. Выбрать материал для изделия, из которого оно будет изготовлено.
3. Применить зависимости и нагрузки, которые деталь будет испытывать при его эксплуатации.
4. Указать области, которые не должны изменяться в процессе создания формы.
5. Задать параметры сетки и критерии для поиска оптимальной формы детали.

Выполнить исследование. Результатом является сеточная модель формы, соответствующая заданным граничным условиям и критериям.

6. Преобразовать форму в деталь. С помощью стандартных инструментов редактирования детали Autodesk Inventor Professional спроектировать окончательный вид детали.

7. Провести проверочный расчет.

**Полученные результаты.** В результате исследования вес алюминиевого кронштейна был оптимизирован на 30% от начального веса (0,227 кг) (Рис. 2). Вес оптимизированной детали составил 0,159 кг.

Без учета изменения технологии производства данная оптимизация может считаться успешной. Результатом применения технологии порождающего проектирования являются модели с более сложной конфигурацией и их изготовление оправдано с применением аддитивных технологий, позволяющие изготавливать гораздо более сложные геометрии изделий. При этом трехмерная печать может работать не только с алюминием, а и с пластиком

(для создания макетных образцов), и с сыпучими порошкообразными материалами, состоящими из нескольких компонентов, предназначенными только для процессов аддитивного производства.

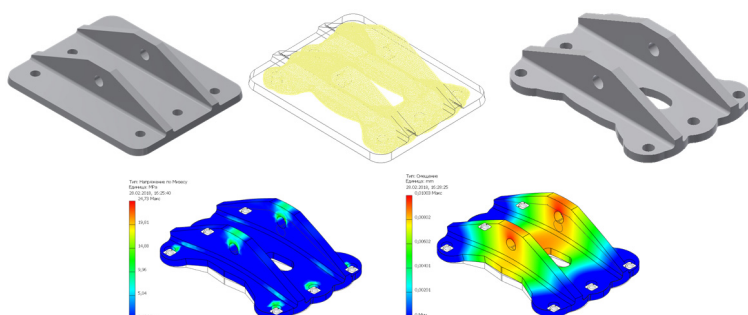


Рис.2-Этапы оптимизации кронштейна из материала Алюминий-6061

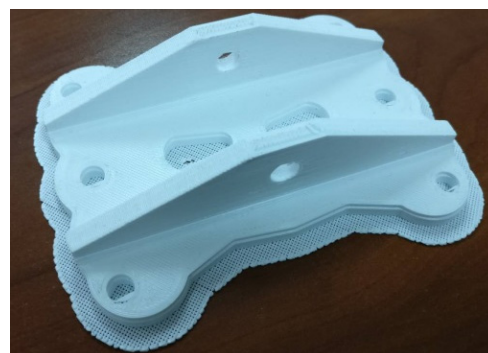


Рис.3-Макет кронштейна напечатанного из материала ABS

Для демонстрации полученной формы был изготовлен макет оптимизированной детали с помощью 3D принтера (материал ABS) (рис.3). После печати образец подвергается доработке для удаления вспомогательных элементов (подложки, суппорта).

**Способ изготовления.** Изменение технологии изготовления с помощью 3D печати на промышленных 3D принтерах (металл) вносит изменения в процесс проектирования 3D моделей, расширяет базы материалов, которые используются при аддитивных технологиях.

В базу материалов предприятия был добавлен материал Inconel625 –многокомпонентный порошкообразный материал, отличительной особенностью которого является высокая плотность, повышенная прочность, что позволяет значительно изменить конфигурацию оптимизируемой детали. По данным каталогов производителей материалов в Autodesk Inventor Professional создан новый материал по физическим свойствам данного материала. В исходной модели кронштейна материал алюминий заменен на Inconel625. С учетом плотности материала, вес 3D модели изменился и составил 0,712 кг.

Для данной модели выполнен повторный анализ с учетом изменения материала (рис.4).

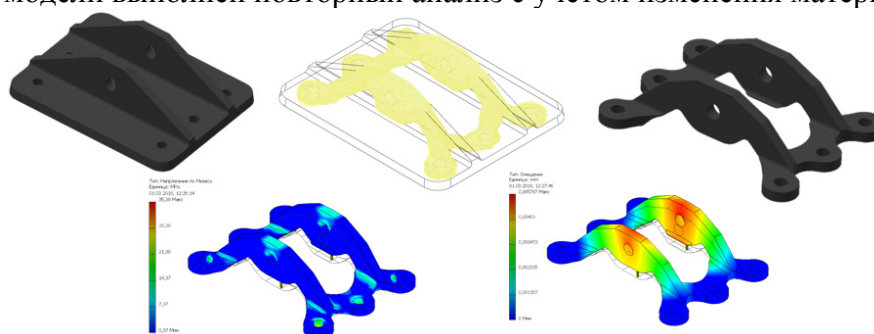


Рис.4-Повторная оптимизация с материалом Inconel625

В результате повторной оптимизации деталь была оптимизирована на 70% от начального веса. Вес детали из материала Inconel625 составил 0,230 кг.

Технологическая подготовка производства при печати на 3D принтере имеет свои особенности. 3D модель является одной из составляющих данного процесса. Для создания готового изделия необходимо выполнить проверку модели. Подготовка 3D модели включает определение и создание поддерживающих поверхностей (суппортов) для тех моделей,

которые содержат отверстия и нависающие элементы, и мест крепления деталей на плите 3D принтера. Также необходимо специализированное программное обеспечение для создания оптимальной траектории печати, позволяющей снизить остаточные напряжения, возникающие в процессе печати. В результате 3D печати мы получаем заготовку, которая подвергается доработке с помощью субтрактивных технологий.

Демонстрация напечатанной заготовки детали кронштейна приведена ниже (рис.5).

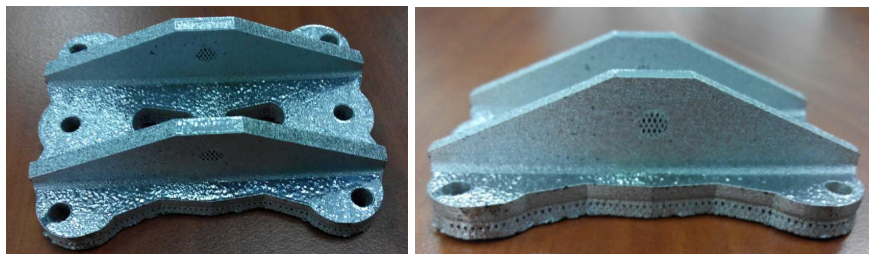


Рис.5 Заготовка кронштейна напечатанного из материала Inconel625

Суппорта сохранены для демонстрации технологии печати на 3D принтере. В дальнейшем заготовка подвергается доработке для удаления поддерживающих суппортов.

**Оптимизация сборки.** Преимуществом совместного использования технологии порождающего проектирования и процессов аддитивного производства является возможность оптимизации сборки с целью создания единой детали для сокращения количества сборочных единиц.

Демонстрация оптимизации сборочного изделия с использованием технологии генератора форм представлена на примере крепежного узла, в состав которого входит деталь рассмотренного выше кронштейна в сборке с двумя угловыми кронштейнами, предназначенными для крепления сборочной конструкции к обечайки бака РН.

Возможности модуля Генератора форм не поддерживают оптимизацию сборок. Для решения поставленной задачи была доработана модель кронштейна, в частности создания угловых элементов с сохранением габаритных параметров. В результате доработки сборочного изделия с целью создания единой детали вес доработанного изделия уменьшился на 12% от начального веса (1,220 кг). Для анализа Генератора форм использовался материал – Inconel625. Оптимизация проводилась с аналогичными граничными условиями, которые использовались при анализе детали кронштейна с изменёнными точками контакта (рис.6).

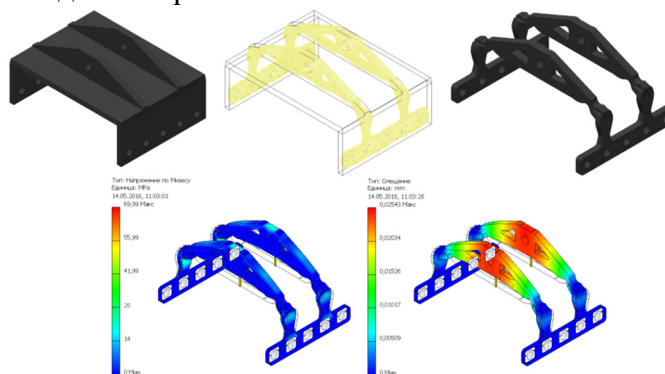


Рис.6. Оптимизация сборочного изделия

В результате исследования вес сборочного кронштейна был оптимизирован на 72% от начального веса (1,07 кг). Вес оптимизированной детали из материала Inconel625 составил 0,339 кг.

**Выводы.** Технология порождающего проектирования может быть применена к деталям основной конструкции, компонентам узлов и систем изделия, крепежным элементам и др.



Высокая стоимость изготовления деталей с помощью 3D принтера связана с новизной использования технологий аддитивного производства. Данная технология интенсивно развивается и вполне ожидаемой является тенденция к снижению стоимости материалов.

Аддитивное производство применяется для изготовления сложных деталей, которые не могут быть изготовлены с помощью субтрактивных технологий. Использование аддитивных технологий позволяет создавать заготовки практически любой геометрии и это преимущество в комбинации с порождающим проектированием позволяет достигнуть снижения веса, что является значимым параметром для ракетостроительной отрасли. Серийное производство с использованием 3D принтеров может стать достойной альтернативой станкам ЧПУ, когда материалы станут более доступными по цене. Несмотря на дорогостоящее изготовление изделий с помощью аддитивных технологий, применение технологии порождающего проектирования и процессов аддитивного производства является перспективным направлением в промышленных компаниях всего мира, и в ГП «КБ «Южное».

#### Список литературы

1. Л.Н. Дейнеко, А.В. Трубин, Н.Ф. Тертышная «Порождающее проектирование – инновационный подход к проектированию и дизайну цифрового прототипа изделия», XX Международная молодежная научно-практическая конференция «Человек и космос»
2. Л.Н. Дейнеко, А.В. Трубин, Н.Ф. Тертышная «Порождающее проектирование – инновационный подход к проектированию цифрового прототипа изделия», Научный журнал «Вестник ДНУ им. О. Гончара»
3. Лидия Дейнеко, Наталья Тертышная, Павел Плащевский, Журнал CAD/CAM/CAE Observer «Порождающее проектирование – инновационный подход к созданию цифрового макета изделия»

УДК 629.7.051.83

### АВТО МАСШТАБОВАНИЙ АЛГОРИТМ РОЗПІЗНАВАННЯ ОРІЄНТИРА «TARGET IN TARGET» ДЛЯ АВТОМАТИЧНОЇ ПОСАДКИ БПЛА

**Сарибога Г.В., Котвицький Р.С.**

КПІ ім. Ігоря Сікорського, м. Київ, Україна

*Анотація:* Дослідження в напрямку системи технічного зору (СТЗ) та її інтегрування в систему керування безпілотного літального апарату (БПЛА) спрямовані на вирішення декількох найважливіших задач – стеження БПЛА за орієнтиром та автоматична посадка на орієнтир. Суттєвою проблемою є використання СТЗ в задачах автоматичної посадки БПЛА на малій висоті без використання інерційних датчиків/висотомірів, тому що суттєво зменшується точність посадки в існуючих алгоритмах керування БПЛА.

СТЗ в даний час є одним з головних засобів розвитку автоматичних систем керування рухом в умовах, коли обсяг апріорної інформації не достатній і для вирішення завдань керування необхідний аналіз зовнішньої обстановки в режимі реального часу. Прогрес у електроніці, комп'ютерній техніці та програмуванні дає можливість використовувати оптичні прилади та системи у широкому спектрі приладів споживчого ринку. Проблеми дослідження використання СТЗ у авіації для навігації або наведення присвячено багато робіт, проте дане дослідження не втрачає своєї актуальності, оскільки нерозв'язних питань доволі багато.

Суттєвою проблемою використання СТЗ в керуванні БПЛА є його синхронізація органів керування (гвинти-двигуни) з комп'ютерним зором.

Наступна нерозв'язана задача залишається в оптимізації зображення місцевості, оскільки на СТЗ дуже суттєво впливає зміна стану навколишнього середовища (освітленість,

яскравість, інтенсивність). Алгоритми ідентифікації об'єктів є дуже чутливими до цих параметрів, а при неоптимальній обробці зображення можуть виникати шуми на зображенні. Також проблемою є підбір необхідних фільтрів шумів, оскільки неправильна фільтрація може призвести до втрати важливої інформації з зображення місцевості, що в свою чергу може призвести до нездатності знаходження необхідних об'єктів.

Проблема надійності даних систем: використання одного методу ідентифікації цілі є не завжди надійним, тому краще комбінувати різні методи, особливо різні за їх природою розпізнавання. Більшість проектів використовують тільки один метод розпізнавання.

Повністю невирішена задача посадки БПЛА на малій висоті на основі СТЗ без використання інерційних датчиків/висотомірів, що суттєво зменшує точність посадки в існуючих алгоритмах керування БПЛА при його зниженні.

Також проблематикою залишається вибір відповідного алгоритму ідентифікації цілі та саму ціль (його параметри та особливості), виходячи з поставлених задач, оскільки вони не є універсальні для кожного БПЛА та характеристик місцевості.

Для вирішення даних проблем в даній роботі розроблено алгоритм автоматичної посадки БПЛА типу квадрокоптер на основі СТЗ на спеціально визначене місце, яке має свою особливу символіку (символ і певні позначки).

Пропонується комбінований спосіб (який не залежить від глибини зображення для уникнення зайвих шумів) ідентифікації місця посадки, оснований на декількох методах розпізнавання як символу, так і певних особливостей/ознак майданчику посадки, для підвищення надійності даного алгоритму, а також введення в контур керування БПЛА закону виконання стабілізації в непередбачуваних ситуаціях (при втраті зображення чи цілі).

Підбираються та вводяться нові методи фільтрації для оптимізації та покращення зображення, максимальне видалення шумів. Комбінація даних фільтрів з методами розпізнавання місця посадки є особливим в даній роботі, оскільки йде підбір найбільш оптимального знаходження місця посадки в умовах всепогодності навколишнього середовища при умові, що є освітленість.

Вирішується проблема посадки на малих висотах за методом «target in target» (новий метод: розміщення об'єкту розпізнавання в самій символіці місця посадки, який можливо побачити тільки з малих відстаней, а також новий авто масштабований алгоритм розпізнавання символу). Очікується точність посадки  $\pm 5$  см між центром майданчика та вертикальною віссю БПЛА. Саме тому дана робота є **актуальною** науково-дослідною роботою.

**Наукова новизна** полягає у розробці алгоритмів автоматичного керування БПЛА на основі інформації з СТЗ та методів інтеграції СТЗ в контур керування БПЛА.

1) Вперше запропоновано авто масштабований алгоритм розпізнавання орієнтира за методом «target in target» для вирішення проблеми посадки БПЛА на малих висотах.

2) Вдосконалено метод комплексування алгоритмів ідентифікації орієнтира, які мають різні принципи роботи.

3) Розвинено метод використання нових фільтрів з максимальним видаленням шумів для оптимізації зображення місцевості з використанням фільтру Калмана.

Формалізація задачі: на вхід подається зображення сцени із камери і зображення цільового плоского об'єкту (наприклад символ «Н»). Завдання - знайти цільовий об'єкт на зображенні сцени, його точні координати відносно зображення сцени, і видати значення цих координат на систему керування для здійснення наведення БПЛА (керування двигунів БПЛА) на ціль для стабілізації та посадки.

Дана система технічного зору може знайти практичне застосування в розвідувальних операціях, відтворення карт місцевості, спостереження території, транспортування різних посилок. Наприклад, нехай ми відправляємо наш БПЛА з точки А до точки Б. По GPS навігатору ми даємо координати точки Б. В автономному режимі він здійснює переліт.



Опинившись на координатах кінцевої точки його траєкторії, він виконує автоматичну посадку на вказане місце (символ «Н») без втручання людини.

**Практичне значення** отриманих результатів визначається вимогами, які висуваються до системи об'єкта, на якому буде розташовуватися комплексна система. Такий підхід дозволить визначити доцільність використання комплексної системи на об'єкті та модернізувати алгоритм обробки інформації.

**Мета** даної роботи полягає в розробці авто масштабованого алгоритму розпізнавання орієнтиру «target in target» для автоматичної посадки БПЛА на малих висотах по координатам від СТЗ.

За результатами проведеної симуляції розроблений алгоритм здійснює посадку БПЛА з похибкою в планарних координатах не більше 5см. На такий показник впливає не досліджені поки що похибки інерціально вимірювальних модулів ІНС.

**Алгоритм автоматичної посадки БПЛА типу квадрокоптер.** Маючи приблизні значення положення орієнтиру відносно квадрокоптеру, будуємо траєкторію посадки БПЛА (рис. 1).

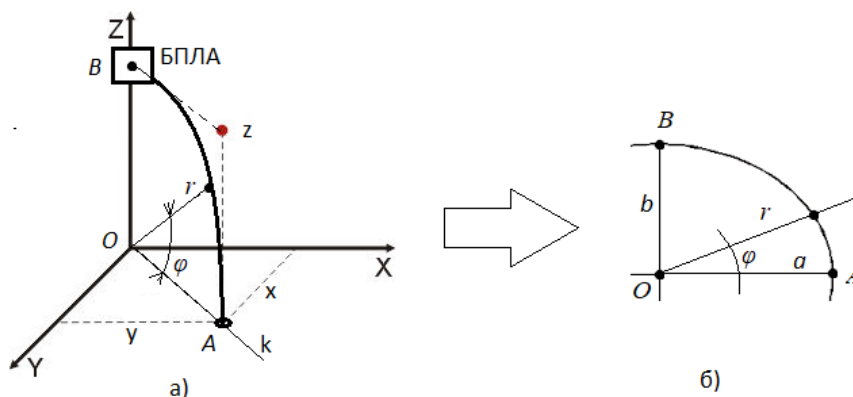


Рис. 1. Перехід від 3-х вимірної моделі (а) побудови траєкторії до 2-х вимірної моделі(б)

а) для побудови так званих точок шляху розглядаємо траєкторію в площині BOA;

б) коли осі  $OA = k_0 = a = \sqrt{x_0^2 + y_0^2}$ , а  $OB = b = z_0$ , де  $(x_0, y_0, z_0)$  – початкові значення БПЛА відносно положення орієнтира. Застосовуємо полярні координати:

$$z = r * \sin(\varphi), \quad (1)$$

$$k = r * \cos(\varphi), \quad (2)$$

та формули еліпса

$$r = \frac{a*b}{\sqrt{a^2*(\sin(\varphi))^2 + b^2*(\cos(\varphi))^2}}, \quad (3)$$

$$x = k * \frac{x_0}{k_0}, \quad (4)$$

$$y = k * \frac{y_0}{k_0}, \quad (5)$$

Таким чином отримуємо змінні  $(x, y, z)$ , які відповідають параметрам положення орієнтира відносно БПЛА.

Дискретизація траєкторії відбувається при завданні відповідних кутів  $\varphi$  та точок траєкторії. Для автоматичної посадки БПЛА з урахуванням площі поверхні, що охоплюється оптичним датчиком, допустимими є наступні значення:

$$\varphi = \frac{\pi}{2}; \frac{\pi}{3}; \frac{\pi}{6}; 0.$$

В результаті отримуємо 4 точки траєкторії:

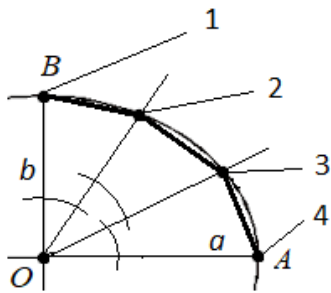


Рис. 2. Траєкторія шляху по еліпсу

Оптичний датчик охоплює меншу площу поверхні при зменшенні висоти БПЛА, оскільки кут огляду датчика залишається незмінним. Якщо розмір орієнтиру по одній стороні складає 1 метр, то при коефіцієнті оптичного збільшення  $K = 1$  (кут огляду  $53^\circ$ ) мінімально допустима висота розпізнавання орієнтиру також складає 1 м. Виходячи з цього, корегування посадки БПЛА не можливе існуючими алгоритмами СТЗ.

В даній роботі пропонується наступний метод вирішення даної проблеми. По даним СТЗ БПЛА підлітає до орієнтиру по визначеним точкам траєкторії, але остання точка має координати положення орієнтира відносно БПЛА на 2 метри вище. Це означає, що БПЛА по даним СТЗ стабілізується над орієнтиром на висоті 2 метри. Реалізація алгоритму побудови модифікованої траєкторії з урахуванням оптичних можливостей СТЗ для автоматичної посадки БПЛА здійснена засобами Matlab.

Контроль висоти відбувається як через інерціальну навігаційну систему (ІНС), так і через СТЗ. Досягнувши висоти 2 метри над орієнтиром, СТЗ починає працювати за іншим алгоритмом розпізнавання - «target in target», а ІНС корегує швидкість зниження та орієнтацію БПЛА.

Суть алгоритму розпізнавання «target in target» полягає у розпізнаванні орієнтиру таким чином, що залежно від висоти БПЛА виконується автоматична зміна алгоритму розпізнавання орієнтиру.

Для симуляції роботи алгоритму використовуємо символ посадочного майданчику-літеру «Н» у колі. На більших висотах розпізнаємо спочатку коло контурним методом, а при наближенні камери до орієнтиру (при зменшенні висоти  $H$ ), коло виходить за рамки обзору камери, тому ідентифікуємо символ методом розпізнавання по особливим точкам, що знаходяться на перетині ліній(рис.3,4).

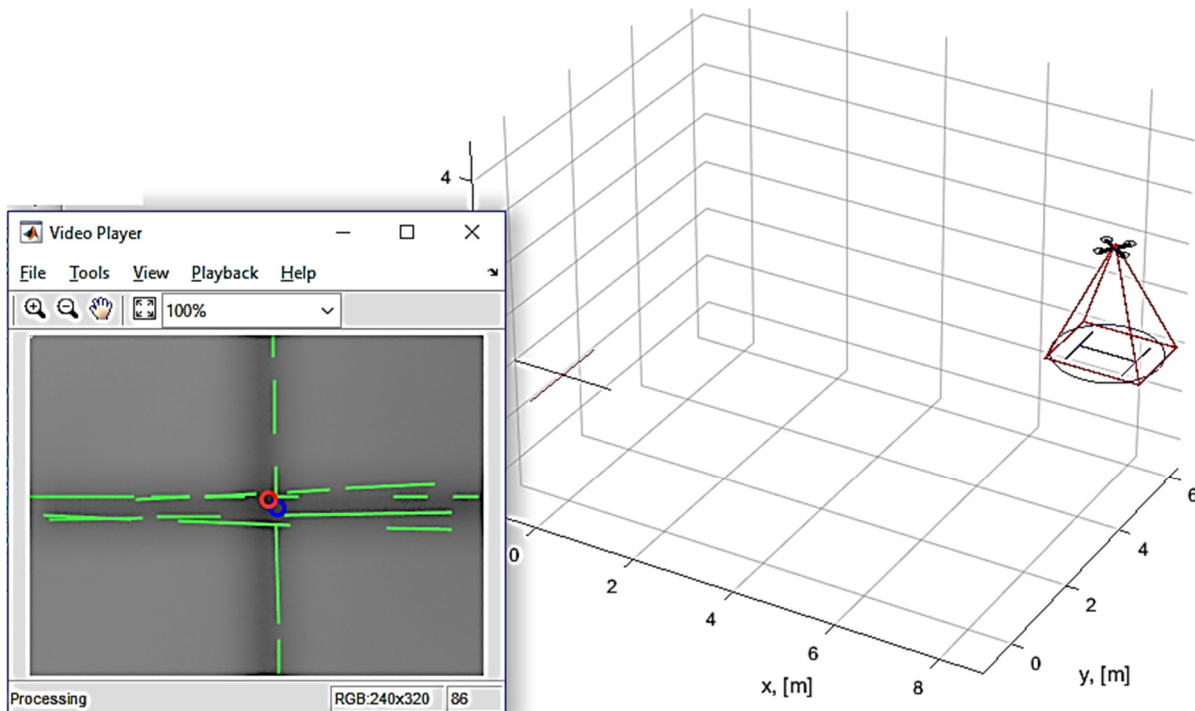


Рис. 3. Демонстрація виходу кола за межі зображення

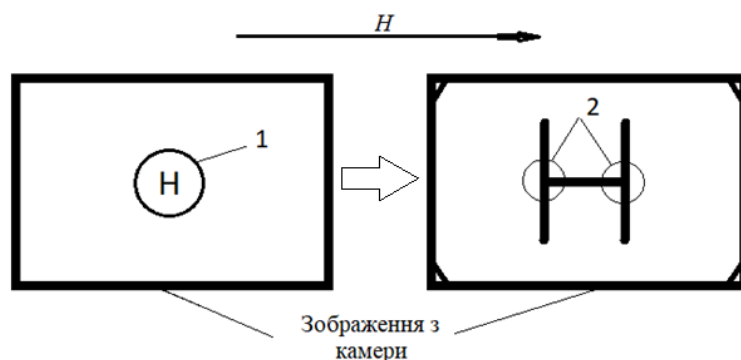


Рис. 4. Розпізнавання орієнтира на різних висотах БПЛА: 1 – коло; 2 – особливі точки

### Симуляція автоматичної посадки квадрокоптера з використанням розроблених алгоритмів засобами Matlab

Хід симуляції:

- 1) Стабілізація БПЛА з початковими координатами (0;0;20м).
- 2) Пошук орієнтиру оптичним датчиком.
- 3) Розпізнавання орієнтиру та визначення його координат.
- 4) Побудова траєкторії до орієнтиру.
- 5) Стабілізація БПЛА на висоті 2 м.
- 6) Виконання алгоритму «target in target».
- 7) Автоматична посадка БПЛА на орієнтир.

Симуляція проходить в режимі реального масштабу часу (червона лінія – політ по 3 осям; синя – проекція червоної лінії на площину  $XU$  – горизонт).

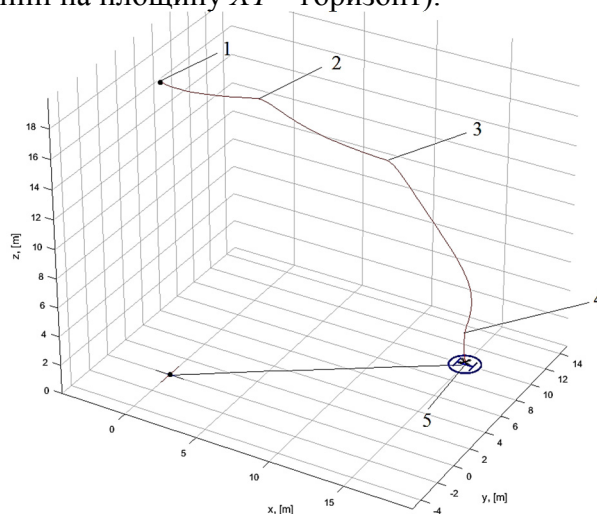


Рис. 5. Симуляція автоматичної посадки БПЛА

1 – початкові координати БПЛА; 2,3 – точки траєкторії посадки; 4 – точка траєкторії на висоті 2 метра; 5 – кінцева посадка БПЛА.

Таким чином, маючи приблизні значення положення орієнтиру відносно БПЛА, ми будемо траєкторію посадки. За критерієм ефективності (швидкодія та надійність) найкращим вибором форми траєкторії посадки БПЛА є еліпс.

### Висновки

Розроблено новий авто масштабований алгоритм розпізнавання орієнтира «target in target» для вирішення задачі посадки БПЛА на малих висотах; працездатність даного алгоритму підтверджено симуляцією засобами Matlab.

За результатами проведеної симуляції розроблений алгоритм здійснює посадку БПЛА з похибкою в планарних координатах не більше 5см. На такий показник впливає не досліджені поки що похибки інерціально вимірювальних модулів ІНС.

#### Список літератури

1. Сарибоба Г.В. Метод визначення координат рухомого об'єкту з використанням системи технічного зору /Котвицький Р.С., Збруцький О.В., Сарибоба Г.В. // Інформаційні системи, механіка та керування.-2017.-№16. С. 71-78
2. Сарибоба Г.В. Автоматичне керування оптичною віссю камери на основі системи технічного зору з використанням методу ідентифікації об'єктів за кольором/Котвицький Р.С., Збруцький О.В., Сарибоба Г.В. // Інформаційні системи, механіка та керування.-2015.-№13. С. 111-115
3. Мариношенко А. П. Использование методов особых точек с целью улучшения идентификации и детектирования навигационных сигналов [Текст] / А. П. Мариношенко, А. А. Пикенин // Молодий вчений. — 2018. — №4.
4. О. Марыношенко, R. Głębocki Algorithm for formation flight of unmanned aerial vehicles / Polskie towarzystwo mechaniki teoretycznej i stosowanej, mechanika wlotnictwie, tom 1, ml-xvii 2016. pp. 103-111. isbn 978-83-932107-8-

---

УДК 629.7.015.4:539.3

## АНАЛІТИЧНА МОДЕЛЬ ПЛОСКОГО ГЕРМОШПАНГОУТА ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА З РІЗНОТОВЩИННОЮ СТІНКОЮ

Митряшкін О.В.<sup>1</sup>, Онищенко Є.Є.<sup>2</sup>

1 – ТОВ «Прогрестех – Україна», м. Київ, Україна

2 – КПІ ім. Ігоря Сікорського, м. Київ, Україна

*Анотація:* З метою розв'язання актуальної у авіабудуванні задачі скорочення витрат часу на вибір оптимальних варіантів конструкторських рішень, розроблена аналітична модель для розрахунку регулярної зони плоского підкріпленого гермошпангоута пасажирського літака з урахуванням різновтовщинності його стінки. За основу прийнята модель С. П. Тимошенка циліндричного згину пластини. Вплив стовищеної частини пластини, підкріплюючого ребра і заклепок враховується шляхом введення у модель пружних елементів відповідної жорсткості. Адекватність моделі оцінюється порівнянням з результатами скінченоелементного аналізу. Робиться висновок про прийнятність розробленої моделі для застосування на етапах ескізного проектування.

*Ключові слова:* скінченоелементний аналіз;

**Вступ.** В умовах сучасного авіабудування витрати часу на підготовку пакету конструкторської документації суттєво впливають на економічні показники проекту і в цілому на конкурентоспроможність продукції. На етапах ескізного проектування або модернізації літаків значні витрати часу пов'язані із необхідністю оцінки великої кількості різних варіантів конструкторських рішень та розрахункових випадків з метою оптимізації конструкції. Чисельні методи розрахунку авіаційних конструкцій, які базуються на використанні комп'ютерної техніки, наприклад, метод скінчених елементів, забезпечують високу точність результатів, але мобільність цих методів, особливо на початкових етапах проектування, часто є неприйнятно низькою. У багатьох випадках вони потребують великих витрат часу на створення та обрахунок чисельної моделі. Тому актуальною задачею є створення аналітичних моделей для розрахунку окремих елементів конструкції літаків, яка б надавала можливість швидко і з достатньою точністю отримати необхідні результати.

Експлуатація пасажирських літаків на великих крейсерських висотах потребує використання герметичного салону у якому надлишковий тиск може досягати 40 – 70 кПа. Конструкції фюзеляжів пасажирських літаків в більшості випадків представляють собою

близьку до циліндричної форми, підкріплену поздовжніми і поперечними силовими елементами герметичну оболонку, носова і хвостова частина якої закінчуються гермошпангоутами. У хвостовій частині застосовується сферичний гермошпангоут. Розташування у носовій частині літака радіолокаційного обладнання не дає можливості використовувати тут більш вдалу з точки зору міцності та маси конструкцію сферичного гермошпангоута. Для герметизації носової частини застосовують плоский гермошпангоут з достатньо потужним підкріпленням поздовжніми ребрами.

**Постановка задачі.** Метою цієї роботи є розробка аналітичної моделі для розрахунку регулярної зони плоского підкріпленого гермошпангоута пасажирського літака з урахуванням різнотовщинності його стінки.

Конструкція плоского гермошпангоута (рис. 1) є збірною. Він складається з фрезерованої пластини та приєднаних до неї заклепковими швами елементів жорсткості. Розміри секції гермошпангоута наведені в таблиці 1. Більша товщина стінки шпангоута в зоні кріплення з ребром жорсткості обрана для зменшення напружень поблизу концентратора – отвору під заклепку. Також для зменшення концентрації напружень виконано радіусний перехід між ділянками шпангоута з різними товщинами стінки. Гермошпангоут працює в умовах перепаду тиску. На його внутрішню поверхню, де розміщені підкріплюючі елементи, діє різниця тиску  $p = 68.9$  кПа.

При розробці аналітичної моделі для розрахунку гермошпангоута розглядалась частина його конструкції – стінка між сусідніми ребрами жорсткості. За основу було прийнято модель, поведінка якої описується диференціальним рівнянням циліндричного згину пластини (1), яке було отримано С. П. Тимошенко [1].

$$D \frac{d^2 w}{dx^2} = -M(x), \quad (1)$$

де  $D$  – циліндрична жорсткість пластини;  $w(x)$  – прогин пластини;  $M(x)$  – згинаючий момент.

Стовщена частина пластини та полка підкріплюючого елемента замінювались пружною опорою (рис.2), яка має жорсткість  $k$ . Жорсткість  $k$  визначалась ітераційним шляхом з умови рівності кутів повороту на краях жорстко защемленої з одного боку пластини і пластини на пружних опорах. При цьому здійснювався ряд ітерацій для уточнення згинаючого моменту, поздовжньої сили та кута повороту нормалі. Вплив підкріплюючого ребра та заклепки враховувався лінійною пружиною (рис.2), жорсткість якої  $s$  визначалась аналітично з розв'язку задачі про згин консольної пластини та задачі про розтяг заклепки

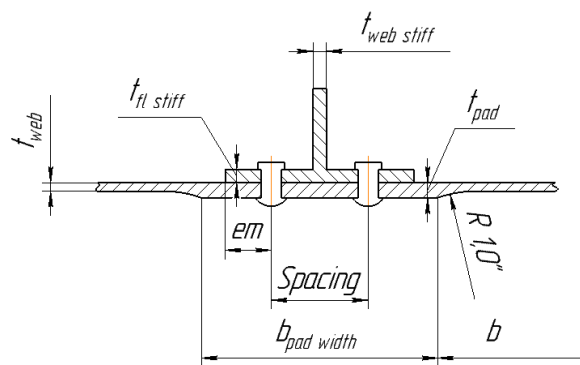


Рис. 1. Поперечний переріз зони з'єднання елемента жорсткості та стінки шпангоута

Таблиця 1

Розміри секції гермошпангоута (у міліметрах)

$b_{pad\ width}$	$t_{web}$	$em$	$t_{pad}$	$t_{fl\ stiff}$	$t_{web\ stiff}$	$Spacing$	$b$
60	2.0	11	3.6	3.2	3.2	23	220

Діаметр заклепки  $d = 4,8$  мм.

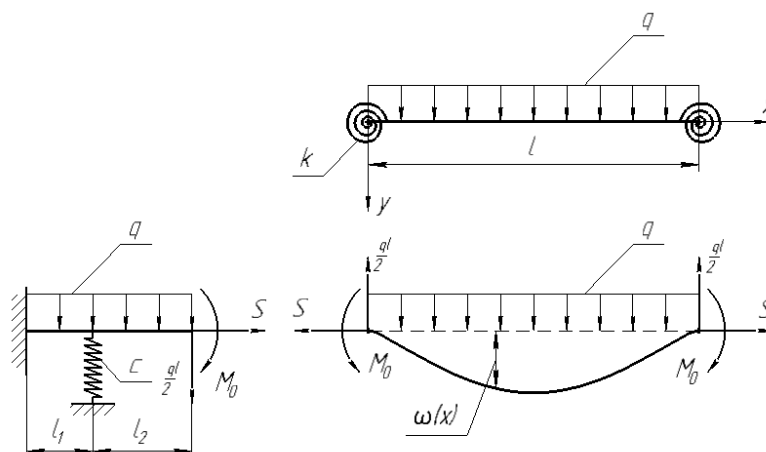


Рис. 2. Розрахункова схема

**Результати роботи.** Адекватність розробленої аналітичної моделі оцінювалась за трьома параметрами, що визначались у характерних точках пластини: прогин, перші головні напруження, треті головні напруження. Результати розрахунків за допомогою запропонованої аналітичної моделі та чисельного розрахунку методом скінчених елементів в пакеті Patran\Nastran [2] наведені у таблиці 2.

Таблиця 2

**Результати розрахунків**

Параметр	Аналітична модель	Чисельний розрахунок	Розбіжність $\delta$ , %
Прогин $\omega$ , мм $x = l/2$ :	3.23	3.28	1.55%
Перше головне напруження $\sigma_1$ , МПа $x = 0$ : $x = l/2$ :	196.6	180.5	8.19%
	101.7	101.9	0.18%
Третє головне напруження $\sigma_3$ , МПа $x = 0$ : $x = l/2$ :	-114.5	-101.4	11.45%
	-16.6	-19.3	1.72%

**Висновки.** Як видно з результатів, розбіжність у визначенні одного з параметрів (третього головного напруження), перевищує її очікувану в 10% величину на 1.45%. Така розбіжність результатів спостерігається в зоні пружних опор ( $x = 0$ ), що можна пояснити розміром скінченоелементної сітки та видом апроксимації (недостовірні результати щодо кута повороту нормалі у вказаній зоні). Аналітична модель завищує напруження збільшуючи таким чином запас міцності. Зважаючи на досить близькі результати обох розрахунків, запропонована аналітична модель регулярної зони плоского підкріпленого гермошпангоута з урахуванням різновтовщинності його стінки може бути прийнята для застосування на етапах ескізного проектування.

**Список літератури:**

1. *S.Timoshenko, S.Woinowsky-Krieger Theory of Plates and Shells*, – McGraw-Hill Book Company inc, 1959 – 635 с.
2. *MSC Nastran 2012.2 Quick Reference Guide*, – MSC.Software Corporation, 2012 – 3500 с.

УДК 629.78:658.513

## НЕИТЕРАЦИОННЫЕ МЕТОДЫ ПЛАНИРОВАНИЯ КОМПЛЕКСНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НАЗЕМНЫХ И КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ НАБЛЮДЕНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ

Лабуткина Т.В.

Днепровский национальный университет, г. Днепр, Украина

*Аннотация:* Предложен комплекс методов планирования наблюдения множества каталогизированных орбитальных объектов, реализуемого с целью периодического уточнения значения их орбитальных параметров. Наблюдения осуществляются системой, в составе которой сеть наземных станций и сеть космических станций наблюдения. В общем случае наземные и космические станции имеют несколько устройств наблюдения. Методы планирования неитерационные – план составляется в ходе нескольких этапов планирования, при этом операции одного этапа отличны от другого. Показано, что рассмотренная задача планирования наблюдения орбитальных объектов является частным случаем задачи планирования операций, реализуемых множеством динамических средств на множестве динамических объектов. Таким образом, представленные методы при соответствующей адаптации могут быть использованы в задачах планирования операций в сложных технических системах и производственных процессах.

*Ключевые слова:* наблюдения, методы планирования, орбитальные объекты, наземные станции наблюдения, космические станции наблюдения.

Число орбитальных объектов в околоземном космосе возрастает [1,2]. Поэтому множество задач обеспечения эффективной и безопасной эксплуатации космоса требует постоянного обновления информации о текущем состоянии множества орбитальных объектов, в частности – о составе множества каталогизируемых объектов и текущих значениях их орбитальных параметров. Основным источником информации об орбитальных объектах – данные сетей наземных станций наблюдения. Однако все больше внимания уделяется еще одному источнику информации – наблюдениям, реализуемым средствами, установленными на космических аппаратах. Наиболее эффективный и рациональный подход к решению задачи контроля орбитальных объектов в околоземном пространстве – единая глобальная система наблюдения, включающая в себя сеть наземных и сеть орбитальных станций наблюдения (использующих радиолокационную или оптическую аппаратуру). Проектирование и последующая эксплуатация глобальной системы наблюдения околоземного орбитального множества объектов (или системы, представляющей собой некоторую часть глобальной) требует решения комплекса взаимосвязанных задач. В их числе – задача планирования сеансов наблюдения, реализуемых аппаратурой наземных и космических станций для уточнения параметров орбит каталогизированных объектов. Данная работа посвящена разработке методов составления плана согласованных наблюдений орбитальных объектов, осуществляемых средствами единой системы наземных и космических станций. Сложность оптимального (квазиоптимального) планирования наблюдений множества орбитальных объектов (даже в случае, когда используются ресурсы одной станции наблюдений) объясняется значительным числом объектов наблюдаемого множества и ограниченностью времени, которое отводится на планирование (например, потому, что часто возникает необходимость перепланировок при нереализованности запланированных наблюдений). Эта проблема и варианты подходов к ее решению описаны, например, в работах [3,4] для наземных станций оптического контроля космоса.

Сформулируем рассматриваемую постановку задачи. Планирование реализуется на заданном интервале времени  $[t_{бр}, t_{еп}]$ . В системе есть  $N_E$  наземных станций наблюдения, для которых известны их наземные координаты. Наземные станции могут быть как стационарными, так и мобильными. При этом полагается, что координаты наземных станций в течение интервала времени, для которого составляется план, неизменны. В общем случае

наземные станции могут быть как одноантенными (иметь одно средство наблюдения), так и многоантенными (иметь несколько средств наблюдения). Условие реализации наблюдений из наземной станции: угол места объекта наблюдения должен превышать заданное пороговое значение. В системе наблюдения  $N_s$  космических станций наблюдения. В общем случае каждый космический аппарат может одновременно использовать устройства наблюдения шести типов: устройства типов 1 и 2 – для наблюдений над и под плоскостью мгновенного местного горизонта соответственно; устройства типов 3 и 4 – для наблюдений слева и справа от плоскости орбиты соответственно; устройства типов 5 и 6 – для наблюдений с той стороны от бинормальной плоскости, куда движется космический аппарат, и с противоположной стороны соответственно. Плоскость, относительно которой определено направление использования устройства, назовем базовой. Наблюдения орбитального объекта возможны для космического аппарата с использованием устройства одного из перечисленных типов, если объект находится в секторе доступности наблюдения этого устройства (ось симметрии сектора перпендикулярна базовой плоскости). Таким образом, если рассматривать устройство наблюдения наземной или космической станции и орбитальный объект, то в общем случае на интервале времени планирования можно выделить отрезки времени доступности объекта для наблюдения этим устройством (составить расписание доступности). Во время сеанса наблюдения устройство наблюдения должно быть нацелено на объект наблюдения и сопровождать его. Параметры орбитального объекта в начале сеанса наблюдения уже известны с точностью, которая обеспечивает нацеливание устройства наблюдения в область быстрого «захвата» объекта. Наблюдение орбитального объекта устройством космического аппарата или наземной станции – постоянной длительности. Эти длительности могут различаться для нескольких групп космических аппаратов или для космических аппаратов и наземных станций, однако все они кратны одной и той же величине. Перенацеливание устройства наблюдения с одного объекта на другой полагается мгновенным (максимально возможное по длительности время перенацеливания включено в длительность сеанса наблюдения). Комплексный план для системы наблюдений представляет собой определение для каждого устройства наблюдения наземной или космической станции плана его эксплуатации (то есть определение последовательности орбитальных объектов, наблюдаемых этим устройством, и моментов начала и конца каждого сеанса наблюдения). Дадим неформальное описание требований к составляемому плану наблюдений. При составлении планов наблюдения для заданного интервала времени требуется обеспечить как можно большее число наблюдений каждого объекта, относительно равное для всех объектов. Так же требуется обеспечить, чтобы интервалы времени наблюдений были относительно равномерно разнесены по интервалу времени, для которого составляется план. Кроме того, предпочтительно выбрать для наблюдений такие интервалы времени, на которых качество полученных результатов наблюдения будет высоким. Для наземных наблюдений качество определяется, прежде всего, значениями углами места, определяющего высоту объекта над плоскостью местного горизонта и дальностью до объекта. Для устройств наблюдения на космическом аппарате качество определяется областью местоположения объекта в секторе возможного наблюдения устройства наблюдения и характеристиками движения объекта относительно космического аппарата-наблюдателя.

Очевидно, при нормальном функционировании системы (когда все запланированные наблюдения реализуются) целесообразно использовать централизованный план комплексного использования всех устройств системы наблюдения (и на космических аппаратах, и в наземных станциях). Под централизованным планом понимается план, при составлении которого используется информация обо всех имеющихся в наличии устройствах наблюдения. В процессе функционирования могут возникать ситуации, когда централизованные планы разрабатываются не для всего множества наличных средств наблюдения. Централизованный план могут составляться отдельно для наземного и космического сегментов наблюдения, или



для отдельных групп космических аппаратов и групп наземных станций. Единство плана системы в таком случае обеспечивается только учетом некоторых базовых принципов распределения объектов между станциями наблюдения. Наблюдения могут быть не реализованы вследствие внешних возмущающих факторов, отказа аппаратуры, изменения приоритетности задач. В этом случае может быть выполнена текущая коррекция плана. Корректировка плана может быть централизованной (всего централизованного плана на оставшийся промежуток времени) или автономная (независимая перепланировка работы одной или нескольких наземных или космических станций с целью наилучшего выполнения отведенной части общей задачи и учетом нереализованных наблюдений). Методы планирования не должны требовать существенных затрат времени на реализацию. Это объясняется, например, тем, что возможно изменение координат наземных станций, переходы на другие орбиты космических аппаратов-наблюдателей или изменение состава наблюдаемых объектов, что потребует быстрого обновления плана. Таким образом, использование итерационных методов, которые реализуют поиск квазиоптимального решения на основе многократно повторения циклов однотипных операций, – затруднительно (требует существенных затрат времени). Предложен комплекс неитерационных («быстрых») методов, которые включают в себя один или несколько (не более 3-5) этапов действий, которые не повторяются от этапа к этапу. Некоторые из модификаций предлагаемых методов рассмотрены для наземных станций в работе [5], а для космических аппаратов – в работах [6-8]. В данной работе эти методы развиты для случая их применения к планированию наблюдений, реализуемых системой с наземными и космическими станциями наблюдения.

Интервал времени планирования разбивается на отрезки, называемые шагами планирования. При равных длительностях интервалов наблюдения для всех групп устройств наблюдения шаг планирования равен длительности интервала наблюдения. При различных длительностях сеансов наблюдения различных групп станций шаг планирования равен величине, которой кратны длительности этих сеансов наблюдения. Предлагаемые методы можно разбить на два класса. К первому классу отнесем одноэтапные методы, которые имеют один этап планирования (собственно этап составления плана) и нулевой (предварительный) этап. На нулевом этапе для каждого объекта определяются расписание его доступности для каждого из устройств наблюдения всех станций наблюдения и ряд статистических показателей, характеризующих каждый из интервалов доступности для наблюдения устройством. Далее выполняется собственно этап планирования, – на каждом шаге планирования реализуется распределение объектов наблюдения по устройствам наблюдения, (если длительность интервала наблюдения устройством превышает длительность шага планирования, то «загрузка» этого устройства выполняется через соответствующее число шагов с учетом «опережающего анализа ситуации» на это число шагов). При распределении объектов по устройствам учитываются, во-первых, динамические показатели (зависящие от результатов, полученных на предыдущих шагах планирования), а, во-вторых, статические показатели, определенные на нулевом этапе. В методах второго класса планирование реализуется в несколько этапов операций, не повторяющихся от этапа к этапу. Эти этапы можно разбить на три группы. Интервал времени планирования, также как и в описанном выше случае, разбивается на отрезки, равные шагу планирования. На каждом  $k$ -ом шаге для каждого  $j$ -го устройства из совокупного множества устройств космических аппаратов и наземных станций рассматривается множество  $m$  объектов, доступных ему для наблюдения на этом шаге. На этапах первой группы для каждого  $j$ -го устройства наблюдения на каждом  $k$ -ом шаге рассчитывается комплекс показателей реализации с помощью него наблюдений объектов множества  $m$ . На этапах второй группы для устройства  $j$  на  $k$ -ом шаге разбиения рассчитываются показатели, которые позволяют сравнить условия наблюдения им  $n$ -го объекта на этом интервале с другими возможными реализациями его наблюдений. По этим показателям (с учетом их приоритетности) объекты множества  $m$  ранжируются. На этапах

третьей группы учитываются результаты ранжирования предыдущих этапов и рассчитываются показатели, позволяющие сравнивать положение объекта в списке ранжирования на  $k$ -м шаге с его положением в списках ранжирования всех устройств на этом шаге и на других шагах. На  $k$ -м шаге последнего этапа после ранжирования множества  $m$  объектов, доступных для наблюдения устройством  $j$ , в качестве наблюдаемого выбирается верхний объект списка ранжирования (или один из следующих за ним согласно алгоритму предпочтительного избегания «коллизий одинакового выбора» для нескольких устройств). Таким образом, на последнем этапе реализуется распределение объектов по устройствам наблюдения (при этом, как в случае одноэтапного метода учитывается различная длительность интервалов наблюдения). В число признаков ранжирования на последнем этапе могут также включаться показатели, учитывающие результаты планирования, полученные на этом этапе до  $k$ -го шага. При составлении планов все объекты могут приниматься равнозначными с точки зрения необходимости их наблюдения, а могут быть разбиты на классы приоритетности. Для сравнения полученных планов предлагается комплекс показателей качества плана. В числе таких показателей следующие: среднее число наблюдений объекта и дисперсия этой величины, средняя длительность интервалов времени между наблюдениями и дисперсия этой величины, и ряд других. Оценки показателей качества плана рассчитываются по всему множеству объектов, по группам приоритетности объектов, по группам диапазонов высотных зон, в которых находятся объекты.

Для представленной задачи планирования наблюдений орбитальных объектов дано обобщение. Показано, что эта задача – частный случай задачи планирования операций, реализуемых множеством динамических средств на множестве динамических объектов (задача в такой постановке представлена в работе [9] и развита в данной работе). Предлагаемое обобщение позволяет распространить описанные методы на широкий спектр задач, в том числе, – задачи планирования операций в сложных технических системах и производственных процессах.

#### Список литературы:

1. *Техногенное засорение околоземного космического пространства* / А.П. Алпатов, В.П. Басс, С.А.Баулин [и др.]. – Днепропетровск : Пороги, 2012. – 378 с
2. *Вениаминов С.С. Космический мусор – угроза человечеству.* / С.С. Вениаминов, А.М. Чернов, под редакцией Назирова Р.Р. и Аксенова О.Ю. // Механика управление и информатика. Москва 2013. – 208 с.
3. *Бельский А.Б. Астрооптический мониторинг космического пространства в условиях облачности.* / А.Б. Бельский, С.Е. Здор, В.И. Колинко, В.И. Яцкевич // «Оптический журнал» 77, 9, 2010 45.
4. *Zdor S.E. Planning Optical Search of Celestial Bodies in Near-Earth Space/ S.E. Zdor, Kolinko V.I.* // Proc. Of fifth US/Russian space surveillance workshop. St.-Petersburg, September 24–27, 2003. – P. 286–293.
5. *Лабуткина Т.В. Неитерационные методы планирования наблюдения из наземных станций многоэлементного множества орбитальных объектов.* / Т.В. Лабуткина, А.С. Здор, Е.А. Голубина, А.Н. Новак // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Збірник наукових праць. Том XVII 2015 С. 62-78.
6. *Лабуткина Т.В. Неитерационный метод планирования наблюдения орбитальных объектов с космического аппарата.* / Т.В. Лабуткина, Я.А. Скородень, А.В. Борщева, А.А. Тихонова// Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Збірник наукових праць. Том XXI 2016 С. 53-69.
7. *Labutkina T. Spacecraft orbital object observation fast planning methods/ T. Labutkina, V. Larin, Ya. Skoroden, A. Borschova// Presentations theses of 6<sup>th</sup> international conference: “Space technologies: present and future”, 23-26 may, Dnipro, Ukrain. С. – 130.*
8. *Скородень Я.А. Метод планирования использования радиолокационных средств космических аппаратов, наюлюдающих орбитальные объекты/ Я.А. Скородень, Т.В. Лабуткина, А.В. Бабанина // Тези доповіді 17 Української конференції з космічних досліджень, 21-25 серпня 2017 р., Одеса. – С. 144.*
9. *Лабуткина Т.В. Комплекс неитерационных методов планирования операций, реализуемых множеством динамических средств на множестве динамических объектов.* / Т.В. Лабуткина, А.В. Хлопонина, И.Г. Лукьяненко, В.В. Мартинов // Тези доповідей Десятої міжнародної науково-практичної конференції «Інформаційні технології в металургії та машинобудуванні. ІТММ'2018», 27–29 березня 2018 р, Національна металургійна академія України, м. Дніпро. – С. 108.

УДК 629.12

## АНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАЗМЕРОСТАБИЛЬНЫХ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

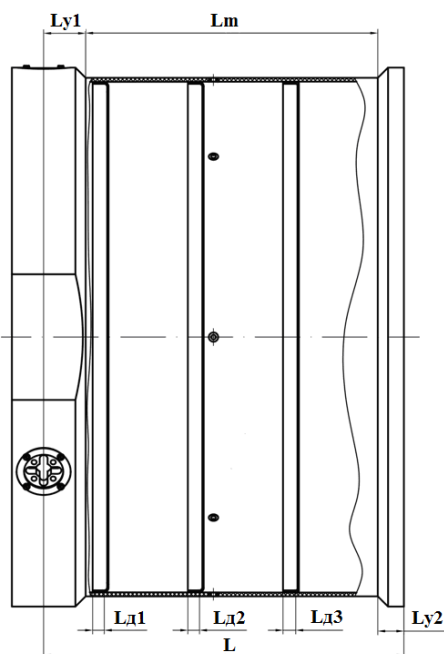
**Маслей В.Н., Кулик А.С., Хорошилов В.С., Попель В.М.**

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» имени М.К. Янгеля»,  
г. Днепр, Украина

Создание размеростабильных конструкций космического назначения, соответствующих современному уровню развития ракетно-космической техники, практически невозможно без применения композиционных материалов [1]. Одним из основных требований к специальному классу конструкций космических аппаратов, предопределяющих их работоспособность и эксплуатационную эффективность, является сохранение заданных размеров при изменении температуры окружающей среды и других факторов космического пространства [2].

Процесс проектирования изделий из композиционных материалов отличается от проектирования изделий из традиционных для ракетно-космической техники материалов. Необходимо учитывать больше параметров, чтобы максимально эффективно использовать материал в конкретном случае. Существует множество подходов к проектированию изделий из композиционных материалов, каждый из которых применяется исходя из заданных условий, сроков выполнения проекта и т.д. [3].

В докладе подробно описываются методы проектирования изделий из композиционных материалов. Рассмотрены их особенности и актуальность применения на различных этапах проектирования композитных конструкций.



**Расчетная схема участков корпуса  
прибора полезной нагрузки  
космического аппарата**

Особое внимание в докладе уделено аналитическому методу проектирования конструкций из композиционных материалов, который позволяет на проектном этапе выполнять прочностные расчеты с довольно высокой точностью. Использование данного метода не предусматривает наличия специализированного программного обеспечения.

На рисунке приведена расчетная схема участков корпуса прибора полезной нагрузки космического аппарата. Обозначены размеры:

$L_y$  – суммарная длина утолщений;

$L_d$  – суммарная длина диафрагм по полкам, приклеиваемым к обечайке (изнутри);

$L_m$  – длина частей самой обечайки без частей над диафрагмами;

$L$  – рабочая длина конструкции, берется от плоскости крепления вторичного зеркала до втулок для пальцев крепления главного зеркала.

Для каждой части выбирается схема армирования по известным физико-механическим свойствам, в частности по коэффициенту температурного расширения (КТР), нормальному и сдвиговому модулю упругости и т.п., в зависимости от схем армирования.

Для каждой части конструкции определяется суммарный КТР углепластика. Для определения значения КТР, также как и для выбора схемы армирования, используются расчетные характеристики, которые могут быть уточнены в дальнейшем экспериментально.

Суммарный КТР участка конструкции с утолщением определяется по правилу смесей [3]:

$$\alpha_{my} = \alpha_m + (\alpha_y - \alpha_m) \frac{E_y \delta_y}{E_m \delta_m + E_y \delta_y}, \quad (1)$$

где:

$E_y, E_m$  – модули продольной упругости утолщений и обечайки;

$\delta_y, \delta_m$  – их толщины соответственно;

$\alpha_y, \alpha_m$  – их коэффициенты температурного расширения соответственно.

КТР участков с диафрагмами определяется аналогично (по правилу смесей):

$$\alpha_{md} = \alpha_m + (\alpha_d - \alpha_m) \frac{E_d \delta_d}{E_m \delta_m + E_d \delta_d}, \quad (2)$$

где:

$E_d, E_m$  – модули продольной упругости диафрагм и обечайки;

$\delta_d, \delta_m$  – их толщины соответственно;

$\alpha_d, \alpha_m$  – их коэффициенты температурного расширения соответственно.

В конструкции, рассмотренной в данном сообщении, схема армирования утолщений такая же, как и схема армирования обечайки для предотвращения местного коробления. Это упрощает расчет, поскольку участок оболочки с утолщением рассчитывается как оболочка увеличенной толщины.

Суммарная температурная деформация углепластиковой части конструкции в направлении ее оси вычисляется по формуле:

$$\Delta l = \sum l_i \alpha_i \Delta T, \quad (3)$$

где  $l_i$  – длины составляющих частей (утолщений, обечайки под диафрагмы, самой обечайки);  $\Delta T$  – расчетная величина изменения температуры.

Если полученный результат получается неудовлетворительным, то расчет повторяется с изменением входных параметров до получения приемлемых результатов.

Применимость аналитического метода была подтверждена испытаниями не только на образцах, но и на реальных конструкциях. В докладе показаны результаты проведенных работ [4, 5].

#### Список использованных источников

1. Кулик А.С. Проектирование размеростабильных оболочечных конструкций из композиционных материалов / А.С. Кулик, В.В. Кавун, С.И. Москалев, А.Ф. Санин, А.П. Щудро // «Людина і космос»: зб. тез XVIII Міжнар. молодіжної наук.-практич. конф., 6-8 квітня 2016 р. – Дніпропетровськ, 2016. – С. 392.
2. Формостабильные и интеллектуальные конструкции из композиционных материалов / Г.А. Молодцов, В.Е. Биткин, В.Ф. Симонов и др. – М.: Машиностроение, 2000. – 357 с.
3. Маслей В.Н., Кулик А.С. Методы проектирования изделий из полимерных композиционных материалов / Космічна наука і технологія. – 2017. – №5(108). – с. 44-48.
4. Кулик А.С. Исследование коэффициента температурного расширения оболочечной конструкции из углепластика / А.С. Кулик, В.В. Кавун, С.И. Москалев, А.Ф. Санин, Ю.В. Сохач, А.П. Щудро. // Сборник тезисов 16 Украинской конференции по космическим исследованиям. – Одесса. 2016. – С.112.
5. Кулик А.С. Проектирование размеростабильных оболочечных конструкций из композиционных материалов / А.С. Кулик, М.Г. Добрушина, В.В. Кавун та ін.] // Механика гироскопических систем. – 2016. – №31. – С. 115–120.