

УДК 629.7.015.4:539.3

Д.А. Зінкевич<sup>1</sup>, Є.Є. Онищенко<sup>2</sup><sup>1</sup> – ТОВ «Прогрестех – Україна», м. Київ, Україна<sup>2</sup> – Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», м. Київ, Україна

### Міцність модуля робочого місця бортпровідника пасажирського літака в умовах нетипового кріплення

У сучасних пасажирських літаках робоче місце бортпровідника (РМБ) виконується у вигляді окремого модуля (рис.1), який прикріплюється до елементів силового набору фюзеляжу у своїй нижній і верхній частинах. При деяких компоновках салону пасажирського літака доводиться застосовувати нетипове кріплення: тільки у його нижній частині. Відсутність кріплення у верхній частині може призвести до збільшення навантажень на елементи конструкції модуля, що робить актуальним питання перевірки його міцності для задоволення встановлених вимог [1].

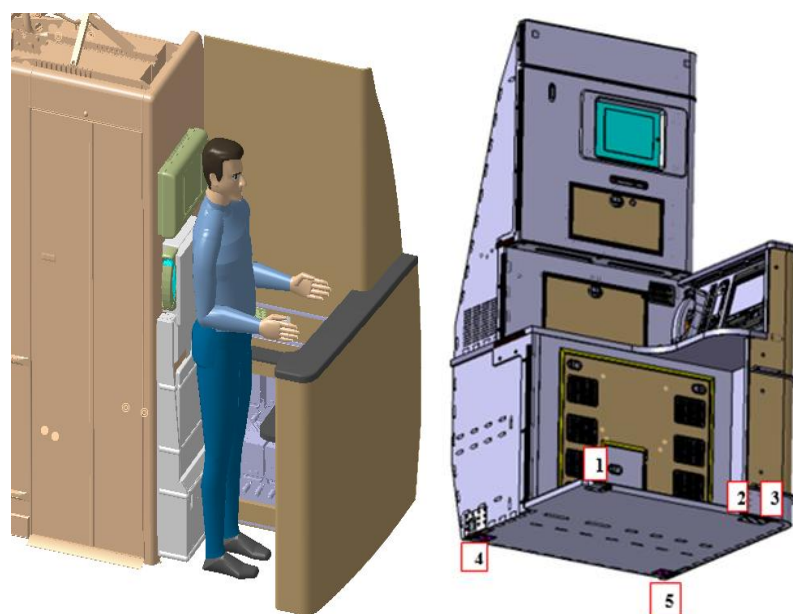


Рис.1. Модуль РМБ: 1-5 – місця кріплення до підлоги літака

В даній роботі представлені результати оцінки міцності модуля робочого місця бортпровідника при відсутності його кріплення у верхній частині.

Конструктивно модуль РМБ являє собою набір сендвіч панелей різної товщини, скріплених між собою за допомогою «Виступів-Вирізів» та окремих

одинарних і здвоєних елементів «Гантель» (рис.2). Нижня частина модуля прикріплюється до підлоги літака в окремих точках.

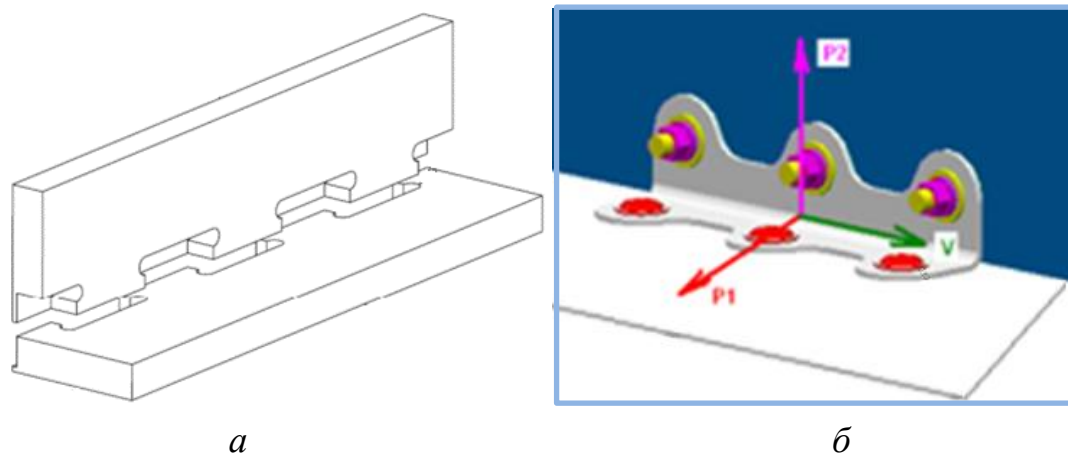


Рис.2. З'єднання сендвіч панелей: а – «Виступи-Вирізи»; б – здвоєний елемент «Гантель»

Дослідження напружено-деформованого стану модуля РМБ при різних навантаженнях здійснено методом скінчених елементів [2]. Скінченоелементна модель створювалась і аналізувалась із застосуванням системи автоматизованого проектування.

При її побудові для моделювання панелей, елементів з'єднання та елементів кріплення використовувались пружні пластівці, а також піддатливі, жорсткі та абсолютно жорсткі стрижньові та одновимірні скінчені елементи.

Створена скінченоелементна модель дозволила вивчати напружено-деформований стан окремих елементів конструкції модуля РМБ та оцінювати їх запас міцності

$$MS = \frac{1}{R} - 1.$$

Коефіцієнт навантаженості,  $R$  визначався за формулою:

$$R = \frac{P_{\text{п}}}{P_{\text{д}}},$$

де  $P_{\text{п}}$  – прикладене навантаження,  $P_{\text{д}}$  – допустиме навантаження.

Умова міцності застосовувалась у вигляді:

$$MS > 0.$$

За відомими коефіцієнтами навантаженості при розтягу  $R_t$ , при зсуві  $R_s$  та при згині  $R_b$  визначався коефіцієнт навантаженості при сумісній дії цих навантажень,  $R_{\text{сум}}$  з рівняння:

$$\left(\frac{R_t}{R_{\text{сум}}}\right)^x + \left(\frac{R_s}{R_{\text{сум}}}\right)^y + \left(\frac{R_b}{R_{\text{сум}}}\right)^z = 1,$$

де  $x, y, z$  – фактори впливу окремих навантажень.

При сумісній дії розтягу і зсуву приймалися  $x = 1, y = 1$ ; розтягу і згину –  $x = 1, z = 1,5$ ; зсуву і згину  $y = 2, z = 1$ .

Розглядалися випадки поведінки модуля РМБ в цілому та його окремих елементів при екстремальних перевантаженнях, встановлених правилами сертифікації льотної придатності пасажирських літаків [3]: 9g вперед, 6g вниз, 3g вбік. Крім того розглядався випадок екстремальних навантажень 6,2g вниз + 0,5g вперед.

Сили взаємодії елементів конструкції модуля РМБ та сили взаємодії модуля і елементів його кріплення до підлоги літака, визначені за результатами розгляду навантаження конструкції модуля в цілому, використовувались в подальшому для аналізу напружено-деформованого стану та оцінки міцності окремих панелей, елементів їх з'єднання та елементів кріплення.

Отримані результати.

На рис. 3 Наведені результати визначення переміщень модуля РМБ при перевантаженнях 1g у різних напрямках.

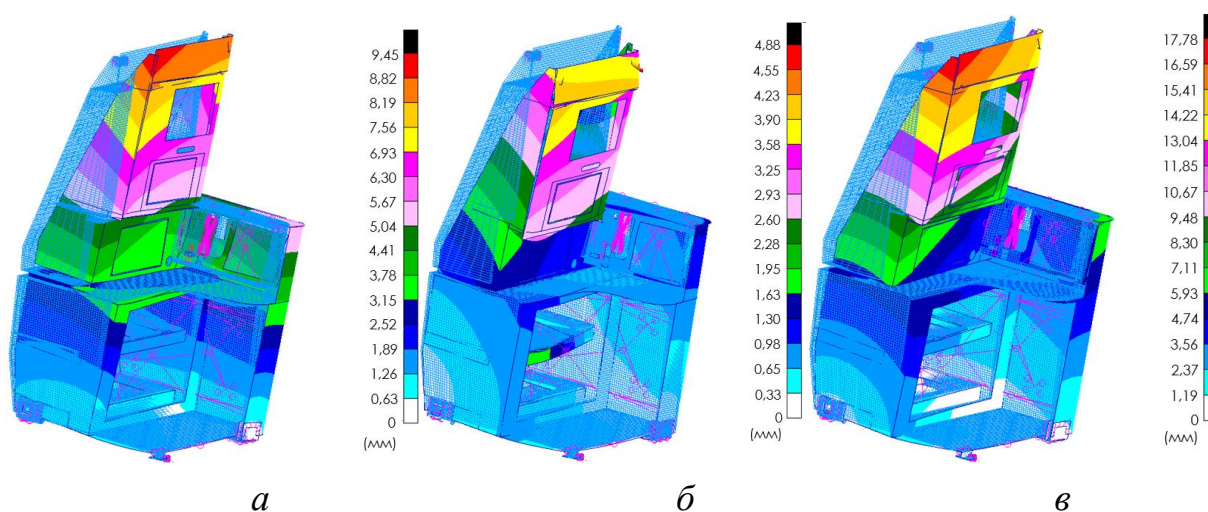


Рис.3. Переміщення модуля РМБ при перевантаженнях 1g у напрямках : *a* – вперед; *б* – вниз; *в* – вбік

Усі елементи кріплення модуля РМБ задовольняли умові міцності.

Найбільш навантажені місця панелей конструкції модуля РМБ, які мають найменший запас міцності позначені на рис.4, а їх запаси міцності – у таблиці 1.

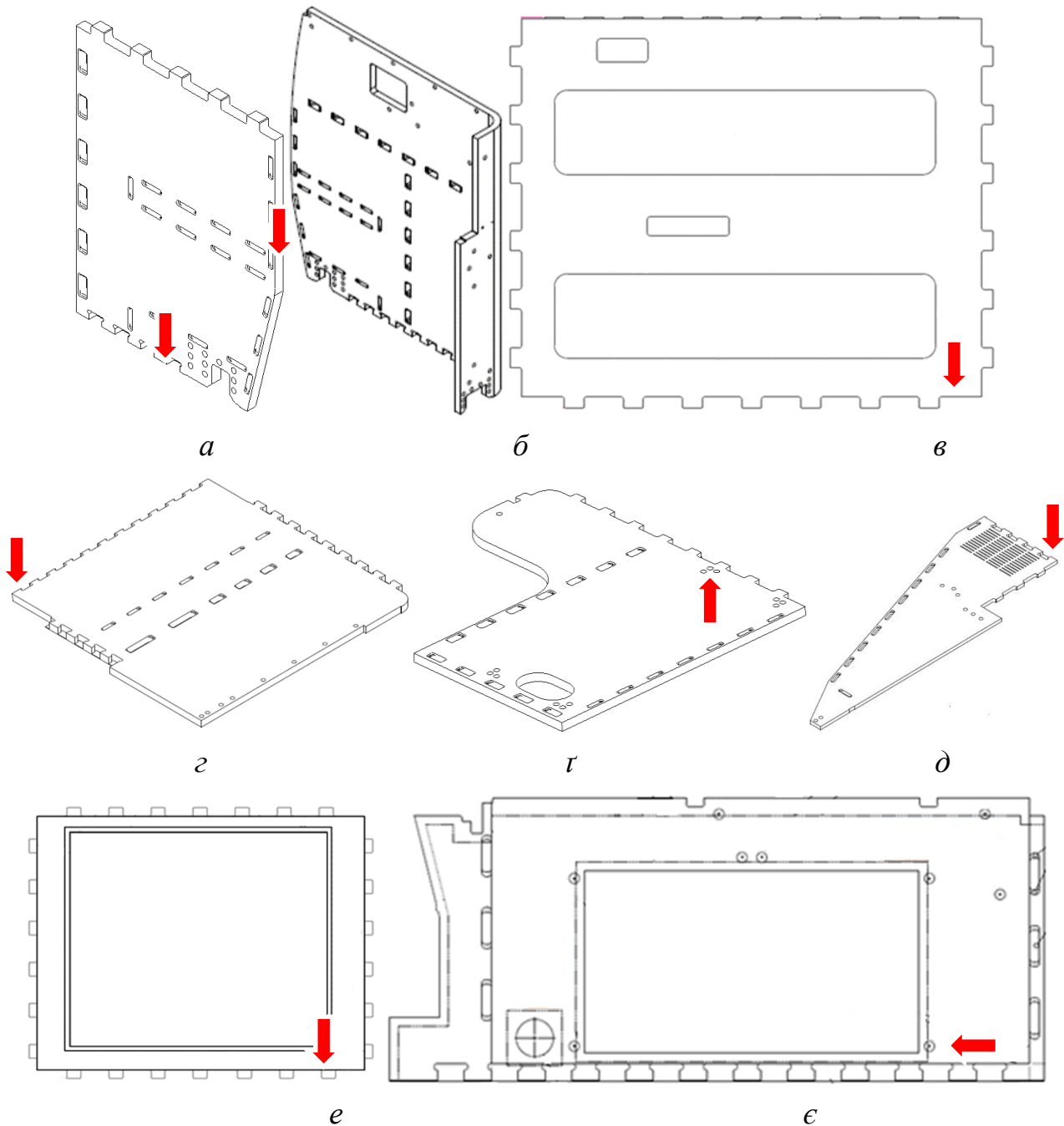


Рис.4. Панелі конструкції модуля РМБ: *а* – нижня задня панель; *б* – нижня передня панель; *в* – нижня зовнішня панель; *г* – панель підлоги; *г* – панель робочої поверхні; *д* – верхня задня панель; *е* – нижня внутрішня панель; *є* – верхня внутрішня панель

Таблиця 1. Запаси міцності найбільш навантажених місць панелей

Панель, рис.	Найбільш навантажене місце: ВВ – «Виступ-Виріз»; О – отвір для з'єднання	Запас міцності
Нижня задня панель, 4.а	О	-0,54
Нижня передня панель, 4.б	О	-0,38
Нижня зовнішня панель, 4.в	ВВ	+0,54
Панель підлоги, 4.г	ВВ	+1,13
Панель робочої поверхні, 4.г	О	+0,24
Верхня задня панель, 4.д	ВВ	+1,56
Нижня внутрішня панель, 4.е	ВВ	+0,03
Верхня внутрішня панель, 4.є	О	+0,11

Як видно із таблиці 1, у двох панелях у місцях біля отворів, які використовуються для розміщення елементів кріплення модуля РМБ до підлоги літака, запас міцності становив від'ємну величину. Виконання умови міцності у цих місцях вдалося забезпечити шляхом застосування підкріплюючих металевих накладок на клейовій основі (рис. 5) загальною площею 178 см<sup>2</sup> для нижньої задньої панелі та 206 см<sup>2</sup> для нижньої передньої панелі.

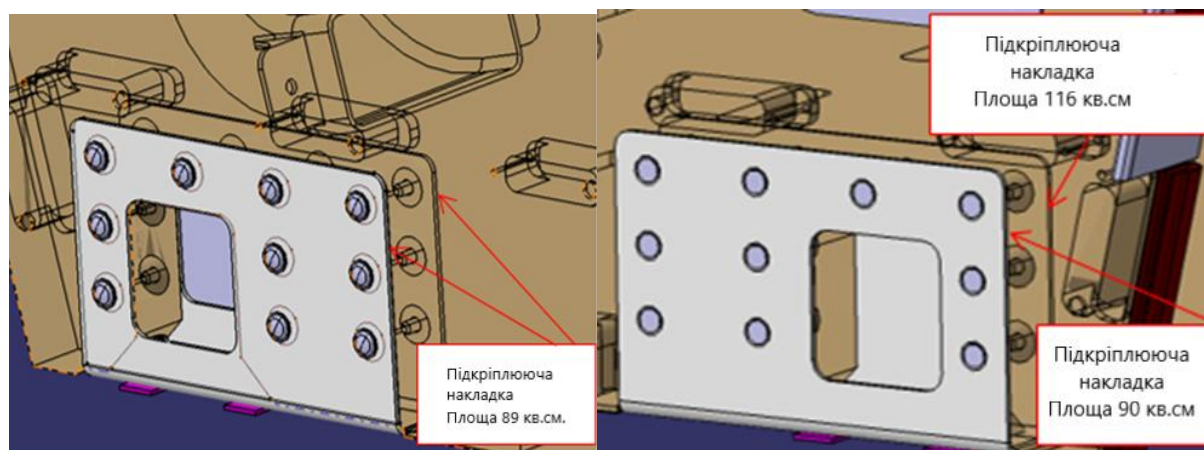


Рис. 5. Підкріплюючі накладки, встановлені на панелях: а – задня нижня; б – передня нижня

За наявності накладок запаси міцності змінилися з -0.54 на +9.09 та з -0,38 на +9.25.

## Висновки

1. Відсутність кріплення модуля РМБ у його верхній частині призводить до збільшення напружень в цілому, а в окремих місцях вони можуть досягати неприпустимо високого рівня.

2. Потрібну міцність модуля РМБ можливо забезпечити внесенням незначних змін у його конструкцію, зокрема, шляхом застосування у визначених місцях підкріплюючих накладок.

#### Список використаних джерел

1. Авіаційні правила України «Технічні вимоги та адміністративні процедури щодо льотної експлуатації в цивільній авіації», затверджені Наказом Державної авіаційної служби України 05.07.2018 № 682.

2. Галлагер Р. Метод конечных элементов. Основы. М.: Мир, 1984.-428 с.

3. U.S. Department of Transportation. Standard Airworthiness Certification Regulations. Part 25—Airworthiness standards: transport category airplanes. Subpart C—Structure. Emergency Landing Conditions. §25.561 General.  
[https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?node=14:1.0.1.3.11#se14.1.25\\_11](https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?node=14:1.0.1.3.11#se14.1.25_11)