

УДК 629.7.083

**БОЙКО А.П.**, провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук, доцент  
**МАНУЛІН Ю.О.**, заступник начальника науково-дослідного відділу  
**СТРЕЛА М.С.**, адюнкта

## **АНАЛІЗ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ОСНОВНОГО СТОЯКА ШАСІ ЛІТАКІВ ТИПУ СУ-27 ПРИ ВИЗНАЧЕННІ МОЖЛИВОСТІ ЙОГО ПОДАЛЬШОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЗА МЕЖАМИ ПРИЗНАЧЕНИХ ПОКАЗНИКІВ**

*В статті визначені і проаналізовані проблемні місця на основному стояку шасі літаків типу Су-27 за результатами досліджень технічного стану, які визначають можливість подальшого використання шасі за межами призначених показників*

*Ключові слова: згин, кручення, напружено-деформований стан, втомна тріщина, концентратори напруження*

На даний час більшість літаків типу Су-27 експлуатується в умовах особливого періоду, після приведення їх до працездатного стану згідно з відповідними Переліками робіт, без виконання планового ремонту в АРЗ. Потрібно враховувати, що дані літаки мають значні строки експлуатації і суттєві напрацювання за призначенням. На літаках виконуються заходи поетапного продовження ресурсних показників основних опор шасі, з виконанням робіт за результатами оцінки технічного стану елементів опор шасі.

На сучасному етапі при реалізації стратегії експлуатації парку літаків типу Су-27 зі значними строками і наробітком, за результатами досліджень виявлено, що технічний стан елементів шасі допускає можливість продовження встановлених показників амортизаційних стояків основних опор шасі.

В даній роботі відпрацьовані Методичні рекомендації щодо оцінки реальної міцності основного стояка шасі, при обґрунтуванні можливості збільшення ресурсних показників літака типу Су-27.

Під час експлуатації літаків Су-27 (Су-27УБ) були зафіксовані випадки механічних руйнувань стояків основних опор шасі по нижньому вузлу 30.111.4111.3141.000 штока. Після цього на всіх літаках були виконані цільові контрольні огляди. За результатами контролю виявлені 32 штоки з тріщинами в місцях концентраторів напружень. Усі стояки з дефектами пройшли ремонт з заміною штоків за бюлетенем виробника. На стакані стояка 20.111.4111.3120.000 в зоні газового балона можливі тріщини в зоні зварних швів, де діють значні згінні напруження в різних площинах, а на стояку заниження потрібних товщин стінок циліндра при виробництві.

**Розрахункова схема навантаження основного стояка**

Траверса основного стояка займає просторове положення тому розрахункову схему основного стояка необхідно показати в системі координат  $X_1Y_1Z_1$  що зв'язана зі стояком.

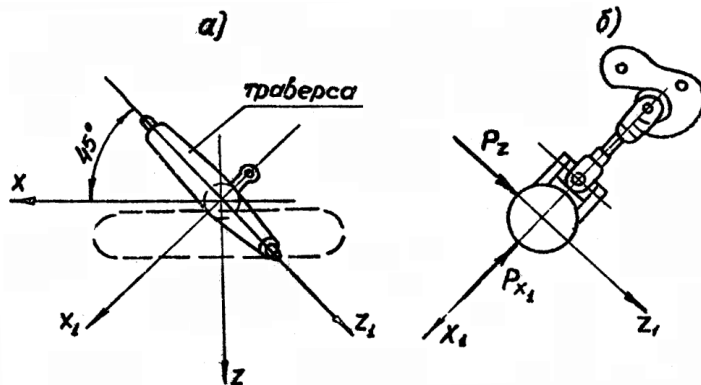


Рис.1. Просторове положення траверси а) і штанги б)

В цій системі координат траверса і стояк лежать в площині  $Y_1OZ_1$ , а штанга – в площині  $X_1OY_1$  (рис.1 а), б)). При цьому штанга сприймає навантаження у напрямку осі  $O X_1$ , тим самим є опорою для стояка і вертикального шарніра не сприймає навантаження у напрямку осі  $O Z_1$ .

Аналізуючи роботу стояка від дії розрахункових навантажень (згідно норм міцності) будемо аналізувати складові цих навантажень на вісі  $O X_1, O Y_1, O Z_1$ . Розрахункова схема показана на рисунку 2 а), б)). У площинах  $X_1OY_1$  стояк є консольна балка з жорстким закріпленням. В площині  $Z_1OY_1$  стояк уявляє собою балку, що шарнірно опирається у точках 1 і 3.

Від вертикальної сили  $P_y$  вісь колеса працює за схемою консольної балки, що затиснута в точці 5 (рис.2). Сам стояк у площині  $X_1OY_1$  навантажується силою  $P_y$  і моментом  $P_y \cdot \frac{a\sqrt{2}}{2}$ .

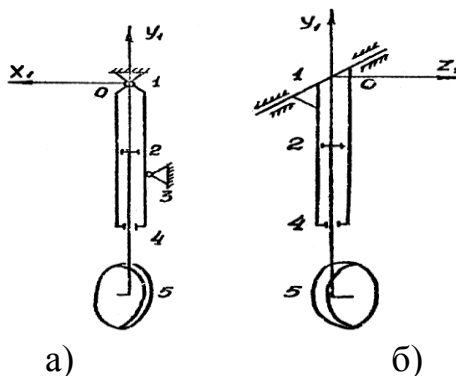


Рис.2. Розрахункова схема стояка

Реакції стояка в точках 1 і 3 визначаються аналітично. Епюри  $Q M, N$  показані на рис.3 а), б) з урахуванням навантаження штока, циліндра і стояка у цілому. Шток

у цьому випадку представляється як двоопірна балка, що опирається на циліндр у точках 2 і 4.

На стояку вісь колеса і вісь стояка не пересікаються тоді від сил  $P_z$  і  $P_x$  стояк навантажується моментом кручення  $\dot{\lambda}_e$ , що ускладнює напруження стояка.

Передача моменту від штока до циліндра амортизатора здійснюється за допомогою шліц-шарніра. Елементи шліц-шарніра і шток на цій ділянці працюють на поперечний згин.

### Визначення навантаження основного стояка шасі літака Су-27

При дослідженні напружено-деформованого стану опор шасі важливим питанням є визначення основних навантажень елементів шасі, що є реакцією поверхні аеродрому при здійсненні пробігу, посадочному ударі, гальмуванні та рулінні літака.

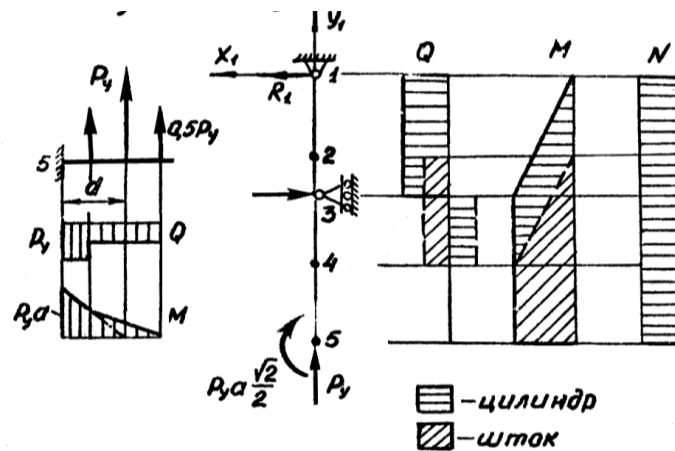


Рис.3а. Епюри силових факторів стояка  $Q M N$  у площинах  $X_1OY_1$  та  $Z_0Y_1$ .

Для літака Су-27 контактним пристроєм є колесо, від якого зусилля і деформації передаються на шток амортизатора і через вузли навішування на корпус центроплана.

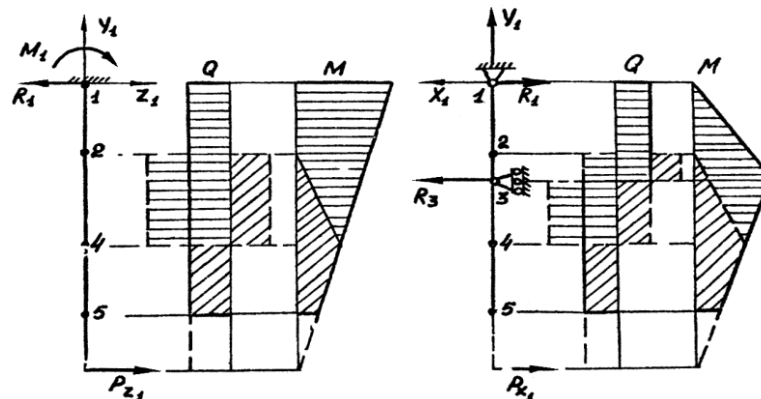


Рис.3б. Епюри силових факторів стояка  $Q M$  у площинах  $Z_0Y_1$  та  $X_1OY_1$ .

Для кожного розрахункового випадку визначають експлуатаційне перевантаження  $n^e$ , коефіцієнт безпеки  $f$ , рівень стояночного навантаження колеса опори  $P_{кт}$ , напрямок дії і точку прикладання зусилля. Для основного стояка застосовують три основні розрахункові випадки: вертикальний удар при посадці  $E_u$ , наїзд на нерівність  $G_u$ , лобовий удар при гальмуванні  $T_u$  і  $R_{1u}$  - посадка зі зносом (боковий удар). Найбільше вертикальне навантаження  $P_y$  виникає за випадку  $E_u$

(посадка на три опори). Літак у стояночному положенні з експлуатаційним обтиском амортизації  $\delta^e$  і  $S^e$ .

На основну опору діє лише вертикальне складове навантаження  $P_y$ , сили  $P_x$  і  $P_z$  відсутні.

Величину навантаження на основний стаяк визначають  $P_E^P = ZP_{кцз}^{noc} n_E^e f = 303750H$

де  $P_{кцз}^{noc} = 97120H$ ;  $P_E^P = 270000H$ ;

$T_{uu}$  - лобовий удар при гальмуванні або посадки з заторможеним колесом.

Одночасно навантаження стаяка вертикальною  $P_y$  і горизонтальною  $P_x$  силами відбувається при гальмуванні на пробігу і при старті.

Вертикальна складова, прикладена до осі колеса під час посадки  $P_{yT}^e = 0,75P_E^e = 202000H$

Для оціночного розрахунку  $P_{xT}^e = 0,55P_E^e = 148500H$

$R_{1uu}$  - посадка зі зносом (бічний удар)

Літак в положенні посадки на дві опори.

Вертикальна сила  $P_{yR}^e = 0,75P_E^e = 303750H$

Бічна складова експлуатаційного навантаження  $P_{zR}^e = \pm P_{yR}^e 10^{-\frac{P_k}{P_oBD}} = 215060H$ ,

### **Розрахунок елементів стаяка на міцність**

У розглянутих розрахункових випадках для верхньої частини стаяка (зварні шви) і нижньої частини штока найбільш небезпечними випадками будуть  $T_{uu}$  і  $R_{1uu}$  із-за значних згинальних моментів для верхньої частини в районі газового балона і штока на відстані 126мм від низу.

Від бокової сили  $P_{zR}^e$  буде виникати згинальний момент

$M_x' = P_{zR}^e l_y = 289607HM$ , де  $l_y = 2,02$  - відстань від сили  $P_{zR}^e$  до зварного шва.

$M_x'' = P_{yR}^P l_\phi = 68850HM$ ,

де  $l_{uu}$  - відстань від точки прикладання сили  $P_{yR}^e$  до центра осі штока.

Сумарний момент на стаяку в районі зварного шва на газовому балоні буде дорівнювати доданку згинальних моментів  $M_x^\Sigma = M_x' + M_x'' = 289600 + 68850 = 358460HM$

тоді сумарні напруження в цій частині стаяка (газовий балон) визначаються

$\sigma_4^e = \frac{M_x^\Sigma}{W_{32}} = 560 \cdot 10^6 Pa$ , де  $W_{32}$  - момент опору згину.

Ці напруження від складного згину циліндра. Якщо урахувати коефіцієнт запасу міцності  $f = 1,5$  тоді  $\sigma^P = 840MPa$ , що реально.

Це те місце де є концентратори напружень в зварному шві. де були зауваження в експлуатації, місце періодичного контролю усіх стаяків.

Друге проблемне місце для основного стаяка - у зоні штока 125 мм від нижнього кінця. В цій зоні штока буде діяти сумарний момент згину, визваний тим, що вісь колеса не перетинає вісь штока.

Сумарний момент на штоці  $M_{um}^\Sigma = M_{um}' + M_{um}'' = 51638 + 59500 = 111140HM$ , де  $M_{um}' = P_{yR}^e \cdot l_1$ ;  $l_1$  - відстань від точки прикладання сили  $P_{yR}^e$  до вісі штока;

$M_{um}'' = P_{zR}^e \cdot l_2$ ;  $l_2$  - відстань від точки прикладання сили  $P_{zR}^e$  до місця контролю штока (125 мм).

$$l_1 = 0,255 \text{ м} \text{ та } l_2 = 0,415 \text{ м}.$$

Окрім того, за рахунок наперетинання вісей штока і вісі колеса, буде присутній додатковий момент  $M_z$  від дії  $P_{yR}$  на відстані 0,094 м.

$$M_z = P_{yR} \cdot 0,094 = 202500 \cdot 0,094 = 25380 \text{ НМ}.$$

З урахуванням усіх моментів сумарний момент буде  $M_{um}^\Sigma = \sqrt{M_y^2 + M_z^2} = 114000 \text{ НМ}$

Нормальні напруження від складного згину штока, які виникають від дії вертикальної сили  $P_{yR}$  і бокової сили  $P_{zR}$  буде

$$\sigma_{3ш} = \frac{M_{um}^\Sigma}{W_{3ш}} = \frac{114000}{0,00031} = 367742000 \text{ Па}$$

Бокова сила  $P_{zR}$  буде також викликати і кручення штока (кінець до нижньої ланки шліц-шарніру) бо діє на плечі 0,094 м до осі штока.

$$M_k = P_{zR} \cdot 0,094 = 143370 \text{ НМ},$$

це викличе додаткове напруження від кручення

$$\tau_k = \frac{M_k}{W_k} = 86948000 \text{ Па}$$

Еквівалентне напруження з урахуванням складного згину і кручення

$$\sigma_{um}^e = \sqrt{\sigma_{um}^{\Sigma^2} + 4\tau_k^2} = 407 \text{ МПа}$$

Ці експлуатаційні напруження у нижній частині штока (відстань 125 мм від кінця) при дії експлуатаційних навантажень, а розрахункове напруження ( $f = 1,5$ )

$$\sigma_{um}^P = \sigma_{um}^e \cdot f = 617 \text{ МПа}$$

у місці зі значними концентраторами напружень досить високі.

Визначимо критичну довжину тріщини, при якій тріщина може розвиватися навіть при незначних напруженнях.

$$a_{кр} = \left[ \frac{K_{1c}}{\sigma_{\Sigma}^e} \right] \frac{1}{\pi} = \left[ \frac{80,57}{407} \right] \frac{1}{3,14} = 0,012 \text{ м}, \quad \text{де } \hat{E}_{1\bar{n}} - \text{ коефіцієнт інтенсивності}$$

напружень, Для сталі 30ХГСН2А -  $K_{1c} = 80,57 \frac{\text{НМ}}{\text{м}^3}$ .

## **ВИСНОВКИ:**

1. Проведений розрахунок на міцність показав значні рівні діючих напружень у критичних зонах і вразливість конструкції стояка від наявності втомних ушкоджень;

2. Для основного стояка шасі літака типу Су-27 є дві зони складного напружено-деформованого стану: у зоні зварних швів газового балону та у зоні кінця штоку амортизатора (125 мм від нижнього вузла штока), у цих зонах з наявністю концентраторів напруження діють складні деформації згину, у яких виникають значні нормальні напруження, у стінках циліндру та нижнього краю

штока, де ще діють і дотичні напруження від кручення  $\tau_k$ , бо напіввісь колеса не перетинається з віссю штока;

3. Відмічені місця на стояку потребують постійного контролю при відпрацюванні заходів продовження експлуатації (інструментальний контроль з інтервалом напрацювання 50 посадок);

4. Контроль технічного стану є обов'язковими, як для стояків з доробкою конструкції, так і для стояків, що недопрацьовувались в ремонті.

## **ЛІТЕРАТУРА**

1. Руководство по технической эксплуатации № 10 кн.3, 1980г.
2. Бойко А.П., Мамлюк О.В., Терещенко Ю.М., Цибенко В.М. Конструкція літальних апаратів, Київ, Вища школа, 2001. – 383с.

*Надійшла до редакції 11.11.2016.*

*Рецензент: СНС Соха А.О.*