УДК 629.7.083

***БОЙКО А.П.**, провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук, доцент*
***ДОБРИДЕНКО О.М.**, начальник науково-дослідного відділу, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник*
***ОНГІРСЬКИЙ Г.Г.,** заступник Генерального конструктора ДП «Антонов»*

ДОСЛІДЖЕННЯ МОЖЛИВОСТІ ЗБІЛЬШЕННЯ МІЖРЕМОНТНОГО РЕСУРСУ ЛІТАКІВ ТИПУ Су-27 ПОНАД 500 ГОДИН

Пропонується методика дослідження реального навантаження силових елементів крила маневреного літака для оцінки можливості збільшення міжремонтного ресурсу після виконання ремонту

Забезпечення експлуатації літальних апаратів Збройних Сил України в сучасних умовах потребує застосування цілого комплексу заходів наукового, технічного та організаційного характеру.

Прийняття обгрунтованих рішень при значних рівнях напрацювання і строків служби з метою продовження призначених показників неможливе без виконання міцнісних розрахунків та проведення фізичних випробувань найбільш відповідальних силових елементів планера літака.

В роботі відпрацьована методика дослідження крила літака Су-27 для виявлення можливості продовження (установлення) міжремонтного ресурсу літака понад 500 годин після виконання ремонту.

Літак Су-27 сконструйований за інтегральною аеродинамічною схемою з раціональною силовою конструкцією, в якій використані спеціальні конструкційні матеріали. Крило літака складається з двох консолей і центроплана.

З'ємна частина крила (ЗЧК) виконана за моноблочною схемою. ЗЧК складається з кесона, носової частини, хвостової частини і закінцівки (рис. 1). Кесон – середня частина між стінками №1, №3, нервюрами №1, №20 та верхнею і нижнею панелями, забезпечує основну міцність крила.

Нижня панель складається з трьох частин: стиковочного пояса зі сплаву ВТ20-П40; передньої і задньої панелей зі сплаву Д19. Стиковочний пояс розміщується між нервюрами №1 і №2. У зоні роз’єму пояс виконано у вигляді виделки (вух) по всій довжині стику від стінки №1 до стінки №3 з отворами під штирі кріплення нижньої панелі ЗЧК до центроплана.

Центроплан – головна конструкція планера одночасно належить крилу і фюзеляжу. До центроплана в передній частині до шпангоута №18 кріпиться носова частина фюзеляжу, по шпангоутам №27, №31 і №34 з боків - консолі крила, по шпангоуту №34 – хвостова частина фюзеляжу.

Крило літак є основним елементом планера, який визначає ресурс літака. Через крило проходять основні силові потоки навантажень від аеродинамічних і

© Бойко А.П., Добриденко О.М., Онгірський Г.Г., 2010

масових сил, що діють на планер.

На шляху передачі цих навантажень від консолей крила до центроплана знаходяться вузлові з'єднання консолей крила і центроплана[2].

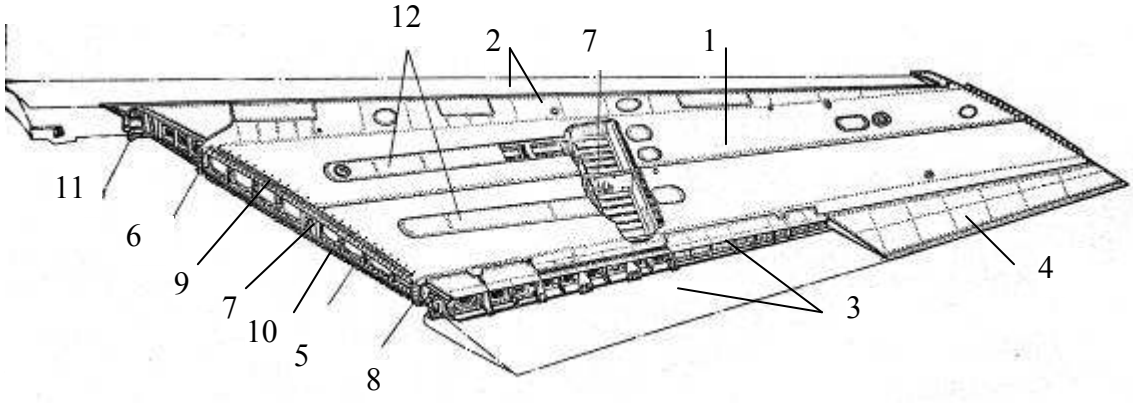

Рис. 1. Консоль крила (ЗЧК)

1 – кесон; 2 – носова частина (відхиляємі носки); 3 – хвостова частина (флаперон); 4 – закінцівка; 5 – стикувальна нервюра №1; 6 – стінка №1; 7 – стінка №2; 8 – стінка №3; 9 – гребінка верхньої панелі; 10 – стикувальний пояс нижньої панелі; 11 – лонжерон №1; 12 – кришки люків

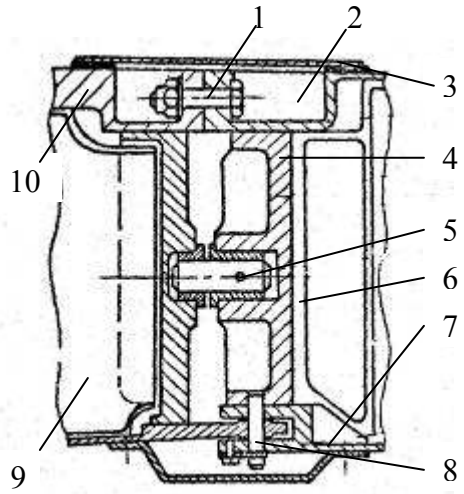

Рис. 2. З'єднання крила на нервюрі №1 в районі стінки №2

1 – болтове кріплення верхньої панелі; 2 – кармани під болти; 3 – верхня панель; 4 – нервюра №1; 5 – штир; 6 – стінка №2; 7 – нижня панель консолі; 8 – штирове з'єднання на гребінці нижньої панелі; 9 – стінка №2 центроплана; 10 – верхня панель центроплана

Силові фактори від консолей на стикувальній нервюрі №1 консолі трансформуються в навантаження з’єднувальних елементів (болтів і штирів (рис. 2). Від поперечної сили Q болти, що встановлюються по фланцевим з'єднанням стінок №1, №3 і штир на вузлі стінки №2 працюють на зріз. Від моменту згину M болти фланцевого з'єднання гребінки верхньої панелі працюють на розрив з напруженням $\sigma_б$ (при від'ємних перевантаженнях), а штирі гребінки нижньої панелі на зріз $\tau_ш$ (при додатних перевантаженнях літака) [3].

Момент кручення M_k від консолі до центроплана через вузол стикування на нервюрі №1 передається зрізом болтів по стінках №1 і №3, в яких виникають

напруження зрізу $\tau_б$, та силами тертя поверхонь фланців стикувальних нервюр консолі і центроплана.

Елементи вузла з'єднання консолі крила до центроплана (болти та штирі) і будуть визначати статичну і динамічну міцність та ресурс крила –головного елемента планера.

Усі болтові з'єднання на фланці нервюри №1 консолі для розвантаження елементів з'єднання установлюються з попереднім технологічним натягом.

Об'єктом досліджень в даній роботі є стальні болти гребінки верхньої панелі консолі та штирі з'єднання нижньої панелі. Ці елементи з'єднання працюють в пульсуючому режимі навантажень.

В роботі визначені розрахункові навантаження (граничні) та навантаження в типовому польоті бойової підготовки для відпрацювання програми ресурсних випробувань болтів та штифтів кріплення по гребінкам верхньої та нижньої панелей крила.

Умовами забезпечення міцності крила можна вважати результати, коли діючі напруження в елементах не перевищують розрахункові (руйнуючі) $\sigma \le \sigma_p$ та $\tau \le \tau_p$ [3].

Штирі, що розміщуються в гребінках (нижньої панелі) навантажуються зрізом від моменту згину M при додатних перевантаженнях. Болти гребінки верхньої панелі навантажуються розтягом від моменту згину M при від'ємних перевантаженнях. Це відповідає розрахунковим випадкам $A^{'}$ і $D^{'}$ відповідно [3].

Для розрахункового варіанту навантаження A^1 поперечна сила $Q_{p\max} = 706785$ Н, момент згину консолі крила у розрахунковому перерізі по нервюрі №1 $M_{p\max} = Q_{p\max} \cdot c = 1569063$ Н·м, а момент кручення $M_к = Q_{p\max} \cdot d = 429018$ Н·м,

де $Q_{p\max}$, $M_{p\max}$ - максимальна поперечна сила і момент згину при максимальному розрахунковому перевантаженні (додатньому).

При цих навантаженнях напруження, що діють у кожному штирі нижньої гребінки $\tau_{pi} = 524{,}8$ МПа (53,4 кгс/мм^2).

Таким чином, з'єднання нижньої панелі з центропланом відповідає умовам міцності $\tau_{pi} < \tau_в$.

Верхня панель при від'ємних розрахункових перевантаженнях літака навантажується розтягом, при цьому і болти гребінки працюють на розтяг.

Болти верхньої гребінки крила при встановленні мають попередній затяг спеціальним тарированим ключем ($M_{ПЗ}$ =321…367 кгс·см). Таке з'єднання забезпечує нерозкриття шва на фланці нервюри № 1 по верхній гребінці при всіх видах навантаження крила і при цьому самі болти за рахунок деформацій матеріалу гребінки частково розвантажуються [1].

Поперечна сила при розрахунковому випадку D^1 $Q^P_{\min} = 281590\ H$, згинальний момент $M^P_{\min} = Q^P{}_{\min} \cdot C = 551920$ Н м, тоді діючі напруження в болтах верхньої гребінки при максимальних від'ємних перевантаження літака

$$\sigma^P_б = \frac{P^З_б}{f_б} = 910\ МПа\ (93{,}0\ кгс/мм^2),$$

де $f_б$ - сумарна площа перерізу болтів.

За умовами статичної міцності болтового з'єднання верхньої гребінки крила – крило міцне бо $\sigma_б^P \le \sigma_{пц}$, де для матеріалу болта, $\sigma_{пц} = 111\, кгс/мм^2$.

При визначенні навантаження крила Су-27 використовувалась методика, яка була відпрацьована в ДНДІА.

Додатково визначалися міцність стикових болтів в стінках №1, №3.

Використовуючи записи «Тестер» для реального типового польоту були визначені рівні напружень в штирях нижньої гребінки крила для реального типового польоту, які складають від 12% до 59% рівня розрахункових (руйнуючих) напружень в з'єднувальних штирях нижньої гребінки.

Верхня панель навантажується розтягом при від'ємних перевантаження літака. При цьому навантаження на центроплан від панелі передається 51 болтом верхньої гребінки, болти працюють на розтяг від аеродинамічних, масових навантажень, та попереднього технологічного затягу болтів.

Із записів параметрів реального польоту рівні від'ємного перевантаження літака $-n_y^e$ змінюється від -0,5 до -2,04 одиниць за увесь політ при маневруванні літака. Напруження розтягу болтів змінювалися від 12,5% до 51% рівня розрахункових напружень.

Реальні польотні завдання згідно з програмою бойової підготовки військових частин забезпечують економну витрату ресурсу елементів конструкції крила, які визначають його міцність, довговічність і безпеку польотів. Це резерв для літаків типу Су-27 і можливість позитивного вирішення питання збільшення міжремонтного ресурсу літаків [3].

На підставі проведених досліджень була відпрацьована програма міцносних статичних і динамічних випробувань болтів і штирів з'єднання консолі крила на базі випробувального центру ДП "Антонов".

Експериментальні випробування статичної і динамічної міцності зєднуючих елементів на нижній і верхній гребінках консолі крила проводилися за відпрацьованою програмою з еквівалентним асиметричним блоком навантаження на 50 годин навантаження.

Згідно з «Програмою статичних і втомних випробувань силових елементів конструкції літаків типу Су-27 з метою визначення можливості збільшення міжремонтного ресурсу понад 500 годин» виконано:

статичні випробування штирів 11.2003.3.901.900 та 11.2003.3.002.900 кріплення нижньої гребінки крила літака Су-27 на зріз;

втомні випробування болтів кріплення гребінки верхньої панелі на відпрацювання на першому етапі еквіваленту ресурсу 750 годин;

статичні випробування болтів кріплення гребінки верхньої панелі "на долом" після проведення втомних випробувань.

Всі випробування виконано згідно з діючею нормативною та технічною документацією.

За результатами випробувань установлено:

всі екземпляри об'єктів випробувань успішно витримали навантаження, які розраховані на відпрацювання на першому етапі еквіваленту ресурсу 750 годин, при цьому пошкоджень і руйнувань не спостерігалось;

статичний "долом" болтів, які випробовувались на відпрацювання на першому етапі еквіваленту ресурсу 750 годин, показав наявність запасу пластичності матеріалу, що свідчить, що його ресурсні можливості повністю не вичерпано.

Матеріал штирів - сталь 13Х15Н4М3, кількість штирів - 2 шт., основні геометричні характеристики: діаметр 12.5 і 10 мм відповідно. Матеріал болтів - сталь 13Х15Н4М3, кількість болтів - 4 шт., основні геометричні характеристики: довжина 40 мм, мінімальний діаметр - 7,8 мм. Напрацювання з початку експлуатації - 678 годин [4].

Випробування на зріз проводилися на універсальній випробувальній машині УИМ-40-1 (рис.1. 2), створеній на базі універсальної сервогідравлічної випробувальної машини Schenck Hydropuls PSB-25, оснащеною цифровою системою управління з ліцензійним програмним забезпеченням.

Результати досліджень штирів і болтів приведені на рис. 3, 4.

Випробування здійснювалися в 2 етапи.

На 1 етапі втомного навантаження, болти піддавалися розтягуванню асиметричним блоковим навантаженням. Параметри блоку P_{max1} = 410 кгс/ 50 циклів навантаження, P_{max2} = 392 кгс/ 1000 циклів навантаження, P_{max3} = 672 кгс/ 50 циклів навантаження. Блок навантаження повторювався 20 разів, частота навантаження складала 1 Гц.

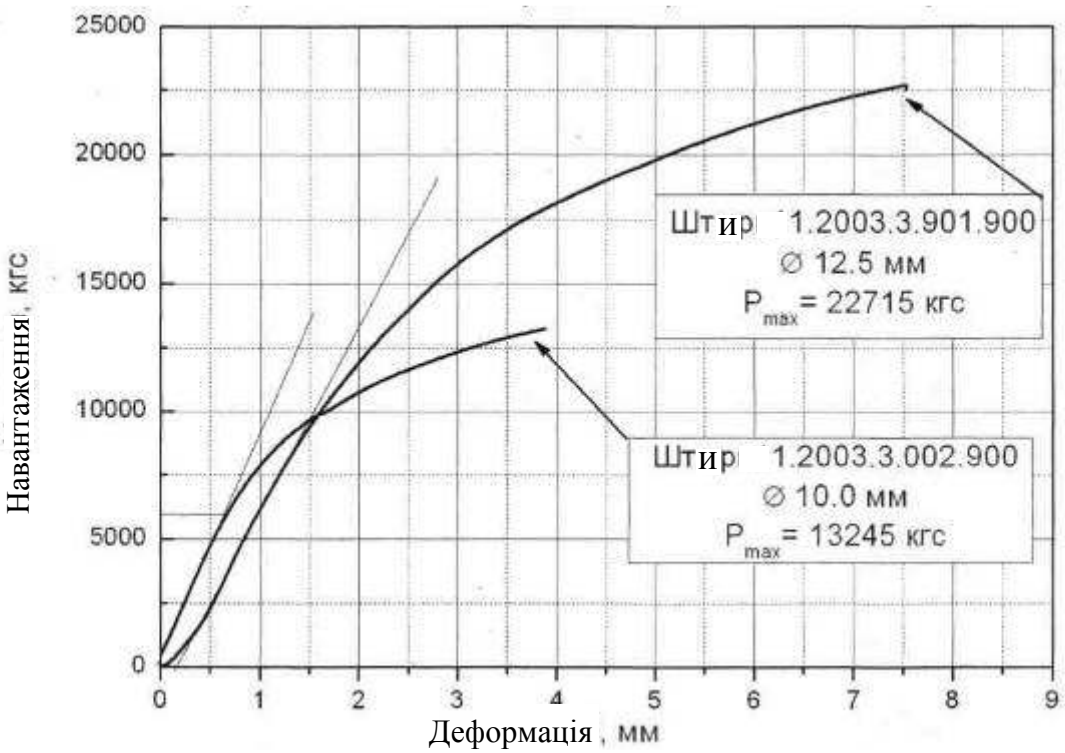

Рис . 3. Діаграми деформації штирів кріплення нижньої гребінки крила літака Су-27

На 2 етапі статичного навантаження, болти піддавалися випробуванню на статичний розрив. Швидкість навантаження складала 0,01 мм/сек.

За наслідками випробувань необхідно відзначити, що жоден з випробуваних болтів не руйнувався в результаті втомного навантаження. Візуальний огляд зламів болтів після статичного навантаження показав, що всі болти були зруйновані по механізму злому (кут злому складає 45° до осі болта).

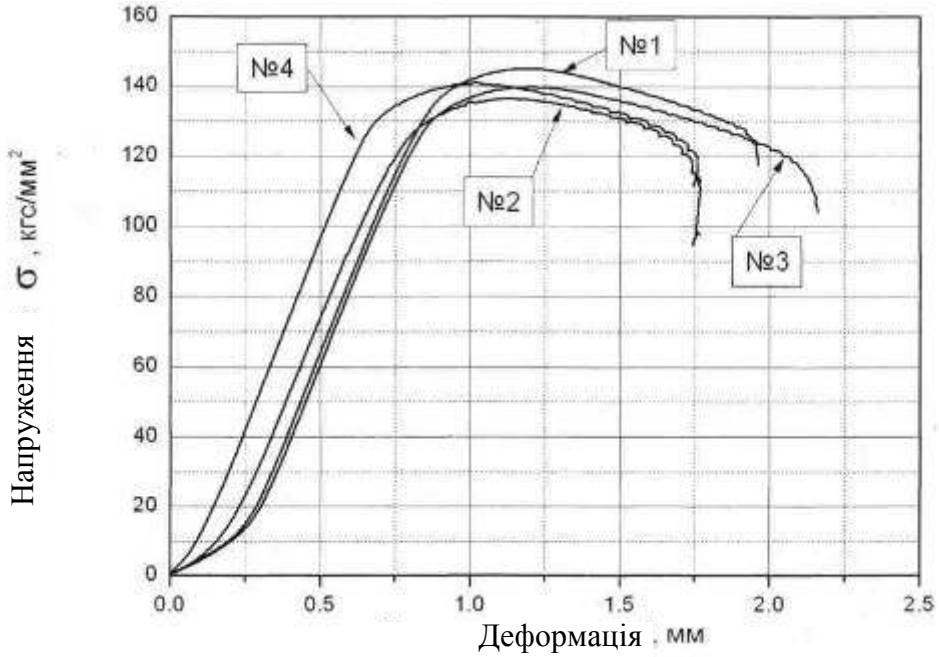

Рис. 4. Діаграми деформації болтів 11.2003.3.601.001 гребінок верхньої панелі крила літака Су-27 (1, 2, 3, 4 - № зразка болта)

Висновки

1. Крило літака типу Су-27 є високонавантаженим елементом планера і в значній мірі визначає його ресурс. Проведені розрахунки міцності крила у перерізі, що проходить через вузол розніму консолі, для різних польотних випадків завантаження підтверджують високий рівень напруження у стикових болтах та штирях, які з'єднують верхню і нижню панелі через гребінки. Ці елементи визначають також ресурс конструкції, оскільки крім робочих навантажень вони ще мають значні попередні навантаження розтягу із-за умови нерозкриття стику частин крила.

2. Результати експериментальних статичних і динамічних випробувань болтів і штирів з’єднання консолі крила доводять, що їх характеристики міцності відповідають технічним умовам. Під дією прикладених повторних статичних навантаженнях вони ще не втратили міцності. При статичному "доломі" зразків характер руйнування пружно-пластичний, з явно вираженою "шийкою", що свідчить про наявність запасу втомної міцності.

3. Можна вважати, що силова конструкція літака має достатній запас втомної міцності для збільшення міжремонтного ресурсу з 500 до 750 годин в межах

установленого виробником призначеного ресурсу 2000 годин.

ЛІТЕРАТУРА

1. Иосилевич Г.Б. Детали машин. – М.: Машиностроение, 1988.-368 с.
2. Гудков А.И., Лешаков П.С. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. М.: Машиностроение,1968, 470 с.
3. Зайцев В.Н., Рудаков В.Л. Конструкция и прочность самолетов, Киев «Выща школа», 1978, 487 с.
4. Справочник по авиационным материалам. Том 1, Том 3, М.:Машиностроение, 1965, - 365 с.

Надійшла до редакції 29.10.2010