



ДИРЕКТОРАТ ЦИВИЛНОГ ВАЗДУХОПЛОВСТВА
ДРЖАВЕ СРБИЈЕ И ДРЖАВЕ ЦРНЕ ГОРЕ

*CIVIL AVIATION DIRECTORATE
OF SERBIA AND MONTENEGRO*



КОМИСИЈА ЗА ИСПИТИВАЊЕ УЗРОКА УДЕСА
У ЦИВИЛНОМ ВАЗДУХОПЛОВСТВУ

ИЗВЕШТАЈ О НЕЗГОДИ

Авион:	Ултралаки авион ZENAIR CH-701
Ознака регистрације:	YU-ZBP
Корисник авиона:	Приватни
Власник авиона:	Приватни
Место удеса:	Летилиште „13 МАЈ“ -Земун Поље
Датум удеса:	04.07. 2006. године
Време удеса:	19,30 часова (LT),

Београд, јул 2006. године

I ИСПИТИВАЊЕ УДЕСА

1.1 Историјат лета

Дана 04.07.2006. године, пилот (53), са једним путником, полетео је у 19,05 LT авионом типа ZENAIR CN-701, регистарске ознаке YU-ZBP са летишта „13 мај“ у Земун Пољу. Задатак је био рад у зони летишта. Лет је трајао 25 минута и одвијао се нормално све до слетања. У току слетања, након нормалног прилаза, на удаљености око 150 м од прага писте, авион са нешто већом брзином пропадања, слеће на сва три точка. Непосредно након тога, долази до лома осовине носног точка и деформисања носне ноге. Авион носом додирује стазу, елиса пуца а авион наставља да се креће у правцу и зауставља се након 25 м од тачке додира. Пилот зауставља мотор и са путником, без повреда, напушта авион.

1.2 Повреде пилота

У незгоди није било повређених.

1.3. Оштећења авиона

У незгоди је поломљена осовина носног точка стајног трапа, деформисана виљушка точка, оштећени поклопци моторског простора а елиса мотора је потпуно уништена.

1.4 Штета трећем лицу

У незгоди није било штете нанете трећем лицу.

1.5 Подаци о пилоту

Пилот (53) поседује дозволу приватног пилота, са роком важења до 30.09.2006. године и овлашћењем FI (A) са роком важења до 29.06.2008. године.

У последњих месец дана летео је укупно 3 часа и 30 минута. У последњих 15 дана, 7 дана и 48 часова није летео. На дан удеса имао је један лет у трајању од око 25 минута.

Последњу проверу у лету имао је 28.06.2005. године и оглашен је способним. У летачкој каријери има око 1300 часова налета, од чега 181,30 часова ноћног лета. На типу авиона са којим је имао удес налетео је укупно 60 часова. На летење је дошао одморан од куће.

1.6 Подаци о авиону

Авион је типа ZENAIR CH 701 STOL, серијски број 7-9459, ултралаки, намењен за спортско летење и обуку пилота. Прозвођач авиона је фирма „Czech Aircraft Works“-Чешка.

Авион је опремљен мотором типа ROTAX 912 UL 3, серијски број 4405882, елисом типа „WODCOMP“ 170/3/R, серијски број 3241683R, произвођача „Kremen Sport Prop Dunkers“- Чешка.

Авион је регистрован и има решење о пловидбености број са роком важења до .

1.7 Метеоролошки услови

Време је било ведро, температура 24 °C, ветар 3 m/s из правца 100 °, видљивост преко 10 km.

Време је било повољно за летење и није имало утицаја на незгоду.

1.8 Стање на месту незгоде

Комисија је извршила увиђај на месту незгоде дана 05.07 .2006. године. Авион је након незгоде био склоњен са писте, да би се омогућило слетање другог авиона, који се у тренутку незгоде налазио у реону летишта.

1.9 Подаци о пожару

У незгоди није било пожара.

1.10. Трагање и спасавање

Након незгоде, пилот и путник су без повреда изашли из авиона.

II АНАЛИЗА УЗРОКА НЕЗГОДЕ

На основу изгледа оштећених делова предње носне ноге и прелиминарне анализе поломљених делова осовине точка, као и прелиминарних прорачуна оптерећења носне ноге стајног трапа и носивости (чврстоће) осовине точка, Комисија је закључила следеће:

1. Деформације виљушке и цеви носне ноге указују на постојање бочне силе усмерене у десну страну гледано спреда, односно у леву страну гледано из кабине.
Евентуалну појаву бочне силе није искључио ни пилот када је са њим обављен разговор,
2. Деформација зоне везе поломљеног дела осовине са десним краком виљушке, гледано спреда, указује на постојање велике вертикалне ударне силе, која је у тренутку лома извршила савијање неојачаног дела крака виљушке према унутра.
3. Вертикална компонента ударне силе оптерећује осовину точка на савијање и смицање.
Бочна компонента силе, која је деловала на месту контакта точка са тлом, довела је до

допунског момента савијања осовине, а и до прираста трансверзалне силе на осовини у зони контакта лежаја точка са осовином.

4. Комисија је сматрала да је лом осовине узрокован описаном комбинацијом оптерећења које је изазвало напрезања критичног пресека осовине која превазилазе њену носивост. То би значило или да осовина није адекватно димензионисана, или да је дошло до тако изразито грубог слетања које је проузроковало већа оптерећења од оних за које је носна нога прорачуната.
5. Много вероватнија је прва претпоставка, јер се на основу прикупљених података (трагови точкова приликом слетања, изјава пилота, стање главног стајног трапа,) није стекао утисак да се радило о изразито екстремном случају слетања. Због тога је извршена провера да ли је осовина точка адекватно димензионисана, односно да ли њена статичка чврстоћа задовољава услове дефинисане пројектним захтевима за ову категорију авиона. Анализа је дата у Прилогу 1

III ЗАКЉУЧЦИ

На основу извршене анализе, закључено је:

1. Лом осовине носног точка је настао у зони где се у случају слетања у присуству бочне силе јављају највећа оптерећења саме осовине.
2. Конструкционо решење осовине, које укључује избор димензија и материјала, највероватније, не задовољава услове статичке чврстоће према пројектним захтевима BCAR CAP482 Section S и JAR – VLA.
3. У приказаној анализи није узета у обзир динамичка природа оптерећења стајног трапа, као ни чињеница да се ради о одговорном склопу који нема алтернативу у случају отказа (тзв. safe – life структуре). Адекватан прорачун такве структуре даје веће димензије

елемената него што се добијају чисто статичким прорачуном. То значи да би реалан став о чврстоћи осовине био још неповољнији.

4. На озбиљност ситуације указује и чињеница да је ова летелица имала свега 197 слетања до удеса, што је мали број слетања на коме би се манифестовале динамички ефекти оптерећења.
5. Врло је вероватно да је било још случајева слетања са сличним ефектима која су могла да изазову иницијално оштећење осовине у зони лома, које се овом приликом проширило до ефективног лома.
6. На констатацију да цео стајни трап није адекватно димензионисан посредно указује и препорука из "Упутству за употребу" да после грубог слетања треба проверити виљушке точкова (посебно ако је слетање било са клизањем), јер би могле да буду уврнуте.

IV УЗРОК НЕЗГОДЕ

4.1 Непосредни узрок незгоде

Непосредни узрок незгоде је лом осовине точка носне ноге стајног трапа приликом слетања на три тачке, са нешто већом брзином пропадања.

4.2 Посредни узрок незгоде

Непоштовање процедуре слетања од стране пилота.

5. ПРЕДЛОГ МЕРА

Да би се избегло да донезгоде поново дође услед истих и сличних узрока, Комисија предлаже следеће мере:

1. Да се са узроком овог удеса упознају сви аероклубови у Србији који поседују ултралаке авионе,
2. Да се преко власника авиона, који је уједно и представник произвођача за подручје Републике Србије, са налазима Комисије обавести произвођач авиона.

VI ОДВОЈЕНА МИШЉЕЊА

Није било одвојених мишљења од стране чланова Комисије.

ПРЕДСЕДНИК: мр Зоран Б. Петровић, дипл.инж. с.р.

ЧЛАНОВИ: мр Владан Величковић, дипл.инж.с.р.
Златко Вереш, пилот. с.р.

ПРИЛОГ 1

АНАЛИЗА УЗРОКА ЛОМА ОСОВИНЕ НОСНОГ ТОЧКА

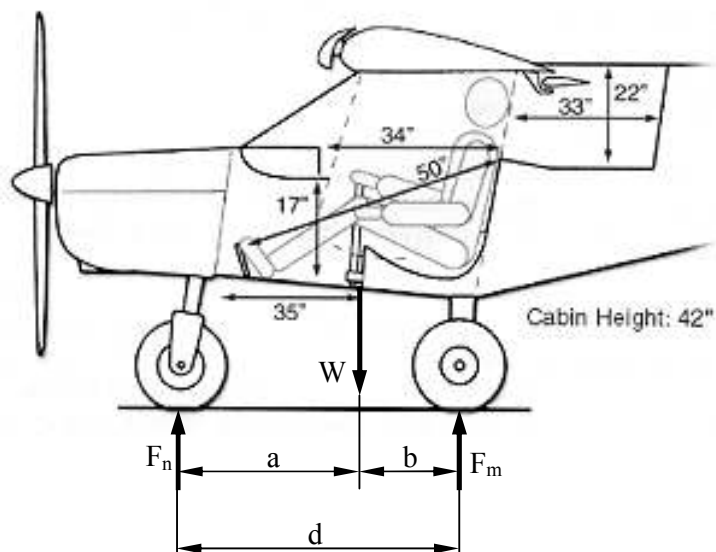
1 СТАТИЧКО ОПТЕРЕЋЕЊЕ НОСНОГ ТОЧКА

За налажење прорачунских оптерећења носне ноге стајног трапа неопходно је одређивање тзв. статичког оптерећења стајног трапа.

То су оптерећења која се добијају као реакције ослонаца на ногама стајног трапа када авион стоји на хоризонталној подлози.

Те реакције зависе од положаја тежишта авиона. Код овог авиона се, према "Упутству за употребу", положај тежишта креће између 20% и 35% CAT, тј. између 286 mm и 500 mm у односу на нападну ивицу фиксног преткрилца.

Са аспекта оптерећења носне ноге најнеповољнији је предњи положај тежишта (20% CAT). За тај положај тежишта статичко оптерећење стајног трапа се одређује према шеми приказаној на слици 1.1.



Слика 1.1

На слици 1.1 су назначене следеће величине:

$d = 1500 \text{ mm}$ - растојање између носног точка и осе главних точкава (према цртежу авиона),

$a \gg 1036 \text{ mm}$ - растојање између тежишта авиона и носног точка (процењено на основу геометрије и цртежа),

$b \gg 464 \text{ mm}$ - растојање између тежишта авиона и осе главних тачкова (процењено на основу геометрије и цртежа),

$W = 490.5 \text{ daN}$ - максимална слетна тежина авиона (на бази масе од 500 kg),

F_n, F_m - реакције подлоге (статичко оптерећење) носне ноге и главних тачкова (укупно), респективно.

Статичка оптерећења се добијају из услова статичке равнотеже

$$(1) \quad F_n + F_m = W$$

$$(2) \quad F_n \times d - W \times b = 0$$

Из (2) следи

$$F_n = W \times \frac{b}{d} = 151.7 \text{ daN}$$

То је најнеповољнија статичка сила на носном тачку авиона када је максимално оптерећен.

2 ОРЈЕНТАЦИОНА ПРОРАЧУНСКА ОПТЕРЕЋЕЊА ЗА НОСНУ НОГУ

У "Упутству за употребу" се као пројектни захтеви који су коришћени приликом пројектовања овог авиона, као и код његове сертификације, наводе, између осталих, BCAR CAP482 Section S и JAR – VLA. Ова два документа су била доступна Комисији.

Овом приликом за налажење меродавних оптерећења на основу којих се димензионишу елементи носне ноге коришћени су тзв. допунски услови за носне тачкове. Они су у BCAR CAP482 Section S дефинисани параграфом S 499, а у JAR – VLA параграфом JAR – VLA 499.

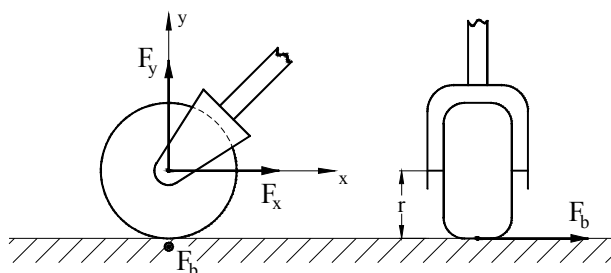
На слици 3.1 су шематски приказане компоненте оптерећења носног тачка. Ознаке коришћене на слици 2.1 су:

F_x - хоризонтална компонента силе на осовини тачка (позитиван смер ка репу авиона),

F_y - вертикална компонента силе на осовини тачка (позитиван смер навише),

F_b - бочна компонента силе управно на раван симетрије

r - динамички радијус тачка



Слика 2.1

Поређењем одговарајућих параграфа у ВСАР САР482 Section S и JAR – VLA види се да су услови оптерећења које они дефинишу потпуно идентични, осим што за случај са бочном силом JAR – VLA 499 (с) дефинише граничне вредности сила на месту контакта точка са тлом, док S 499 (с) дефинише граничне вредности истих сила, али на осовини точка.

Није јасно да ли је у питању непрецизност прописа САР482, јер се, обично, бочна оптерећења стајног трапа дефинишу на месту контакта точка са подлогом.

Слика 2.1 одговара условима из JAR – VLA када бочна сила ствара додатно савијање осовине спрегом $M' = F_b \cdot r$.

У Табели 2.1 су дате вредности компоненти сила на носном точку у складу са наведеним допунским условима и за раније израчунату статичку силу на носном точку.

У Табели је дата и резултујућа трансверзална сила на осовини као

$$F_o = \sqrt{F_x^2 + F_y^2}$$

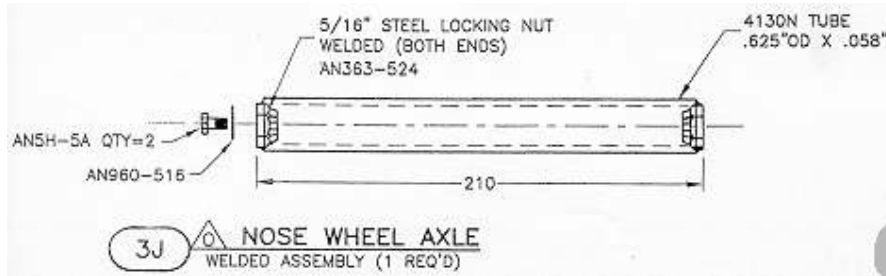
Све вредности у Табели 2.1 се односе на гранична оптерећења, тј. $j = 1.00$.

Табела 2.1

Тачка параграфа	F_y (daN)	F_x (daN)	F_b (daN)	F_o (daN)
(a)	$= 2.25 \times 151.7 = 341.3$	$= 0.8 \times 341.3 = 273$	/	437
(b)	$= 2.25 \times 151.7 = 341.3$	$= - 0.4 \times 341.3 = - 136.5$	/	367.6
(c)	$= 2.25 \times 151.7 = 341.3$	/	$= 0.7 \times 341.3 = 239$	341.3

3 ПРОРАЧУН СТАТИЧКЕ НОСИВОСТИ ОСОВИНЕ ТОЧКА

Склоп осовине точка је приказан на Слици 3.1.



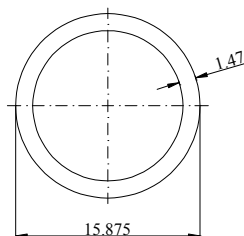
Слика 3.1

Према горњем цртежу, сама осовина је цев спољашњег пречника 0.625" ($\gg 15.875 \text{ mm}$) са дебљином зида 0.058" ($\gg 1.47 \text{ mm}$), а израђена је од материјала 4130-N. То је, према MIL-HDBK, ниско легирани хром – молибден челик опште намене.

Према Table 2.3.1.0 (c_1) из MIL-HDBK, минималне карактеристике са аспекта чврстоће цеви израђених од овог материјала су:

- затезна чврстоћа $\sigma_m = 95 \text{ ksi} \gg 65.50 \frac{\text{daN}}{\text{mm}^2}$
- граница течења $\sigma_{0.2} = 75 \text{ ksi} \gg 51.70 \frac{\text{daN}}{\text{mm}^2}$
- смичућа чврстоћа $\tau_m = 57 \text{ ksi} \gg 39.30 \frac{\text{daN}}{\text{mm}^2}$

Попречни пресек цеви осовине је шематски приказан на Слици 3.2.



Слика 3.2

Карактеристике попречног пресека су

$$\text{- површина} \quad A = \frac{\pi}{4} \times (15.875^2 - 12.935^2) = 66.49 \text{ mm}^2$$

$$\text{- отпорни момент} \quad W = \frac{\pi}{32 \times 15.875} \times (15.875^4 - 12.935^4) = 219.54 \text{ mm}^3$$

Максимални статички момент савијања који пресек осовине може да прихвати на граничном оптерећењу ($j = 1.00$) и који не сме да изазове пластичне деформације осовине је:

$$M_{fel} = \sigma_{0.2} \times W = 51.70 \times 219.54 = 11350 \text{ daNmm}$$

У случају да нормални напони у осовини превазиђу $\sigma_{0.2}$, деформације осовине постају пластичне. У том случају, за прорачун носивости потребно је узети у обзир утицај пластичности.

Фактор облика пресека (према немачком приручнику за прорачун ваздухопловних структура "Handbuch Struktur Berechnung") је:

$$K = 1.7 \times \frac{15.875 \times (15.875^3 - 12.935^3)}{(15.875^4 - 12.935^4)} = 1.395$$

Ако се као фактор материјала усвоји $f_k = 0.90$, коефицијент пластичности је

$$\bar{K} = 1 + f_k \times (K - 1) = 1.3555$$

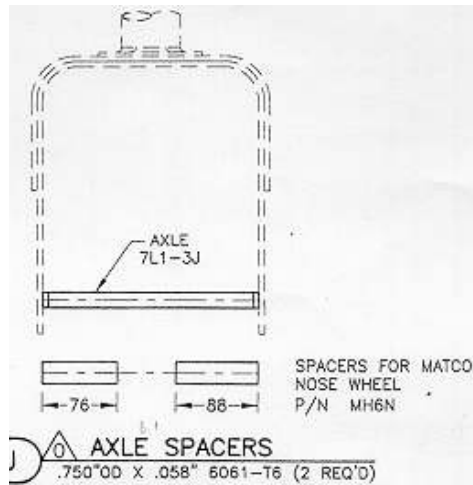
Статички момент савијања који осовина може да прихвати на ломном оптерећењу ($j = 1.50$) уз пластичну деформацију, али без лома је

$$M_{fpl} = \bar{K} \times \sigma_m \times W = 1.3555 \times 65.50 \times 219.54 = 19490 \text{ daNmm}$$

Поређењем оптерећења у критичном пресеку осовине за меродавни прорачунски случај из пројектних захтева са носивошћу осовине, моћи ће да се став о томе да ли је осовина поддимензионисана.

4 ПРОЦЕНА СТАТИЧКЕ ЧВРСТОЋЕ ОСОВИНЕ

На слици 4.1 је шематски приказана осовина у склопу виљушке (поглед са предње стране), а приказане су и дистантне чауре (spacers) између којих се налази главчина точка са лежајем. Преко овог лежаја се оптерећења са точка преносе на осовину.



Слика 4.1

Ширина зоне контакта точка и осовине је $d = 210 - (76 + 88) = 46 \text{ mm}$.

У усвојеном прорачунском моделу је предпостављено да се трансверзална сила са точка на осовину преноси преко две концентрисане силе $F_0/2$ у крајњим тачкама зоне контакта точка и осовине.

Из Табеле 2.1 се види да је, у одсуству бочне силе, за осовину меродаван случај (а) за који је $\frac{F_0}{2} = 218.5 \text{ daN}$. Исто важи и за S 499 (с), према ком бочна сила делује у оси точка и не изазива допунско савијање осовине.

Код случаја са бочном силом на месту контакта точка и подлоге, што одговара JAR – VLA 499 (с), момент од бочне силе $M' = F_b \cdot r$ се на осовину точка преноси спрегом сила $F_1 = \frac{M'}{d}$ у крајњим тачкама зоне контакта точка и осовине.

За овај прорачун је усвојена вредност динамичког радијуса гуме $r = 100 \text{ mm}$, па се добија

$$F_1 = \frac{239 \times 100}{46} = 519.6 \text{ daN}$$

Ове силе се суперпонирају са одговарајућим компонентама од трансверзалне силе на точку тако да се добијају вредности укупних трансверзалних сила у крајњим тачкама зоне контакта точка и осовине

$$F' = F_1 + \frac{F_0}{2} = 519.6 + \frac{341.3}{2} = 690.3 \text{ daN}$$

$$F'' = F_1 - \frac{F_0}{2} = 519.6 - \frac{341.3}{2} = 349 \text{ daN}$$

У оба случаја је коришћен прорачунски модел осовине као обострано укљештене греде на местима њеног споја са крацима виљушке.

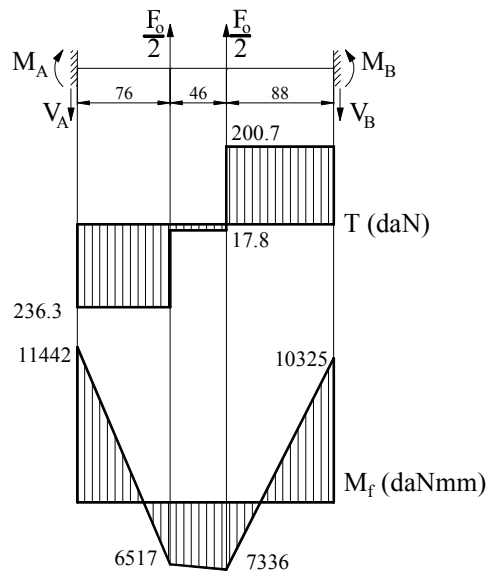
За прорачун реакција ослонаца на местима везе осовине са виљушком коришћени су обрасци из књиге М. Ф. Астахов "Спаравочная книга по расчету самолета на прочность" (Глава V, Таблица III. 11).

За случај без присуства бочне силе добијају се следеће вредности реакција ослонаца

$$V_A = 236.3 \text{ daN} \quad M_A = 11442 \text{ daNmm}$$

$$V_B = 200.7 \text{ daN} \quad M_B = 10325 \text{ daNmm}$$

а статички дијаграми за трансверзалну силу (Т) и момент савијања (M_f) су приказани на слици 4.2.



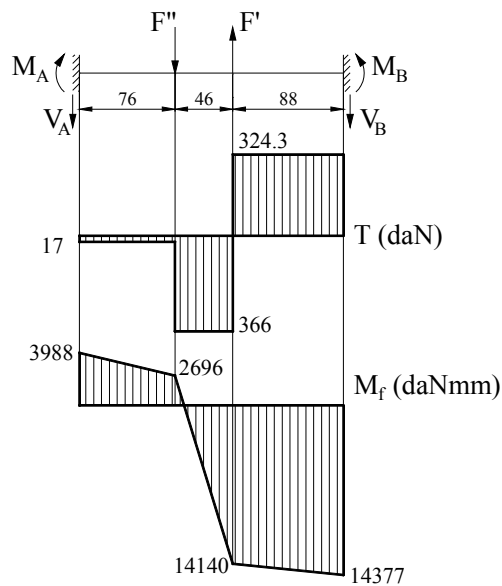
Слика 4.2

За случај са бочном силом у тачки контакта тачка са тлом добијају се следеће вредности реакција ослонаца

$$V_A = 17 \text{ daN} \quad M_A = 3988 \text{ daNmm}$$

$$V_B = 324.3 \text{ daN} \quad M_B = 14377 \text{ daNmm}$$

а статички дијаграми за трансверзалну силу (Т) и момент савијања (M_f) су приказани на слици 4.3.



Слика 4.3

Са слика 4.2 и 4.3 се види да је максимални прорачунски момент савијања саме осовине је $M_{f \max} = 14140 \text{ daNmm}$, испод силе F' , а у тој зони је и дошло до лома осовине.

Нешто већу вредност момента савијања постоји у зони везе осовине са десним краком виљушке, али тај момент не оптерећује само осовину, већ и сам крак виљушке. То је зона у којој је дошло до пластичне деформације крака.

Момент савијања $M_{f \max}$ је већи од носивости осовине на граничном оптерећењу ($M_{f \text{el}} = 11350 \text{ daNmm}$), што даје резервни фактор осовине на граничном оптерећењу

$$R.F.g = \frac{M_{f \text{el}}}{M_{f \max}} = \frac{11350}{14140} = 0.80 < 1.00 \quad \text{није дозвољено !!!} \quad (j = 1.00)$$

То значи да би осовина још пре достизања граничних оптерећења ушла у пластику, што према пројектним захтевима није дозвољено.

Такође, на ломном оптерећењу, момент савијања осовине на овом месту био би:

$$M'_{f \max} = 1.5 \times 14140 = 21210 \text{ daNmm}$$

што превазилази носивост осовине ($M_{f \text{pl}} = 19490 \text{ daNmm}$), односно резервни фактор осовине на ломном оптерећењу је

$$R.F._{lom} = \frac{M_{f pl}}{M'_{f max}} = \frac{19490}{21210} = 0.92 < 1.00 \quad \text{није дозвољено !!!} \quad (j = 1.50)$$

То значи да, са постојећим димензијама, осовина точка не задовољава услове статичке чврстоће.

ПРИЛОГ 2

ФОТОГРАФИЈЕ ОШТЕЋЕЊА АВИОНА









