

DOPLNKY A OPRAVY

DOPLNKY			OPRAVY		
Číslo doplnku	Dátum platnosti	Dátum záznamu a podpis	Číslo opravy	Dátum platnosti	Dátum záznamu a podpis

Smernica č. 4/2000

Slovenskej Federácie Ultraľahkého Lietania
z 23.mája 2000, ktorou sa upravujú

**požiadavky na stavbu a preukazovanie spôsobilosti
lietajúcich športových zariadení druhu mikroľahký letún.**

Slovenská Federácia Ultraľahkého Lietania ako poverená právnická osoba podľa bodu 1.2.1 Poverenia č. 3/1999 – P Leteckého úradu SR zo dňa 31.8.1999 ustanovuje:

Kapitola A - Všeobecne**1. Pôsobnosť**

(a) Táto publikácia obsahuje minimálne požiadavky na stavbu a preukazovanie spôsobilosti lietajúcich športových zariadení (ďalej len LŠZ) druhu mikroľahký letún (ML).

Požiadavky na použitie plavákov, na viacmotorové verzie, na použitie lyží, alebo vlečného zariadenia, budú dohodnuté podľa vzájomnej dohody hlavného technika SFUL a Leteckého úradu Slovenskej republiky – ak vznikne potreba budú zapracované v doplnku k tejto smernici.

(b) Každá osoba, ktorá vyrába ML, alebo ho montuje zo stavebnice, musí pre jeho následnú registráciu v daného druhu preukázať, že vyhovuje požiadavkám tejto smernice.

(c) Pre nekonvenčné typy konštrukcií je nutné rešpektovať ďalšie špecifické požiadavky podľa vzájomnej dohody staviteľa a Leteckého úradu Slovenskej republiky. O konvenčnosti rozhodne Slovenská Federácia Ultraľahkého Lietania.

2. Definícia LŠZ druhu ML**Mikroľahký letún (Microlight, MLA)**

Letún skonštruovaný maximálne pre dve osoby, s pádovou rýchlosťou v pristávacej konfigurácii nepresahujúcou 65 km/h CAS a maximálnou vzletovou hmotnosťou

- a) 300 kg u jednomiestnej konfigurácie
- b) 450 kg u dvojmiestnej konfigurácie
- c) 330 kg u jednomiestnej konfigurácie s plavákmi
- d) 495 kg u dvojmiestnej konfigurácie s plavákmi,

pričom u mikroľahkého letúna schopného letu s plavákmi aj bez plavákov maximálna vzletová hmotnosť bez plavákov musí spĺňať odpovedajúci limit podľa a) alebo b)

3. Mikroľahký letún

(a) Bude zaregistrovaný ako :

- (1) jednosedadlový mikroľahký letún, alebo
- (2) dvojsedadlový mikroľahký letún

(b) Použitie mikroľahkého letúna je obmedzené na neakrobatickú prevádzku. Do neakrobatickej prevádzky patrí :

- (1) obvyklé manévrovanie pri normálnom lete,
- (2) pády (ak sú povolené pre daný typ),
- (3) strmé stúpania a
- (4) ostré zákruty, pri ktorých uhol náklonu nepresiahne 60°.

5. Užitočné zaťaženie

Návrh musí zabezpečiť minimálne užitočné zaťaženie:

1. u jednosedadlového $m_{\text{umin}} = 86 \text{ kg} + 0.1 N_{\text{max. trvalý}}$ [kg]
 2. u dvojsedadlového $m_{\text{umin}} = 172 \text{ kg} + 0.1 N_{\text{max. trvalý}}$ [kg],
- kde maximálny trvalý výkon motora $N_{\text{max. trvalý}}$ je v [kW]

7. Prázdna hmotnosť a maximálna hmotnosť lietadla

(a) Prázdna hmotnosť sa stanovuje vážením lietadla a zahŕňa hmotnosť draku, pohonnej jednotky, vybavenia, stáleho vyvažovacieho závažia, nevyčerpatel'ného zvyšku paliva, maximálneho množstva prevádzkových kvapalín ako sú olej, chladiaca kvapalina, prípadne iné kvapaliny, t.j. je to hmotnosť plne vybaveného lietadla s nevyčerpatel'ným množstvom paliva bez posádky a batožiny.

(b) Maximálnu vzletovú hmotnosť lietadla stanovuje žiadateľ v súlade s odsekom 2, bude pri nej preukazovaný súlad s príslušnými odsekmi tejto smernice. Pri maximálnej vzletovej hmotnosti lietadla s najvyšším užitočným zaťažením, ktoré určí žiadateľ, musí zásoba paliva postačovať na najmenej 0,5 hodiny letu.

Kapitola B - Let

21. Preukazovanie letovej spôsobilosti

Každá z nasledovných požiadaviek musí byť splnená pri kritickej konfigurácii hmotnosti a centráže. Pokiaľ nie je výslovne uvedené inak, uvažuje sa rýchlostný rozsah od pádovej rýchlosti V_{SO} do rýchlosti V_{NE} .

23. Obmedzenie rozsahu hmotností a polôh ťažiska

Vážením je nutné preveriť:

- (a) Prázdnu hmotnosť a maximálnu vzletovú hmotnosť ako je stanovené v odseku 7 a minimálnu vzletovú hmotnosť, ktorá je súčtom prázdnej hmotnosti, hmotnosti pilota 55 kg a paliva potrebného na pol hodiny prevádzky pri max. trvalom výkone.
- (b) Centráž prázdneho lietadla, maximálnu prednú a maximálnu zadnú centráž .
- (c) Konfigurácie , pri ktorých sa dosiahne extrémna zadná, alebo predná centráž pri dodržaní hmotnostných obmedzení. V prípade, že je rozsah extrémnych centrží

väčší ako max. povolený rozsah, je potrebné stanoviť príslušné prevádzkové obmedzenia, ktoré musia byť uvedené v Letovej príručke.

Poznámka : Stála alebo odnímateľná vyvažovacia záťaž môže byť použitá, len ak je náležite inštalovaná a označená.
Merná hmotnosť paliva je 0,72 kg/liter.
Najmenšia uvažovaná hmotnosť člena posádky je 55 kg.
Štandardná hmotnosť člena posádky je 86 kg.

33. Otáčky a uhol nastavenia vrtule

Otáčky a uhol nastavenia vrtule nesmú za normálnych podmienok presiahnuť bezpečné prevádzkové hranice stanovené výrobcom.

45. Letové výkony - všeobecne

Všetky požiadavky na výkony musia byť vzťahované na výšku 0m MŠA. Rýchlosti v letových výkonoch sa udávajú v hodnotách CAS.

Letová príručka musí udávať rýchlosti v hodnotách CAS a IAS.
Rozdiel hodnôt IAS a CAS pri rýchlostiach od V_{SO} do V_{NE} musí sa zistiť letovou skúškou.

49. Pádové rýchlosti

(a) Hodnoty pádových rýchlostí lietadla budú určované letovou skúškou vo vodorovnom lete pri gradiente poklesu rýchlosti 2 km.h^{-1} za sekundu alebo menej, pri voľnobežnom chode motora, maximálnej vzletovej hmotnosti a najnepriaznivejšej polohe ťažiska :

(1) V_{SO} nesmie presiahnuť 65 km.hod^{-1} (CAS), platí aj v prípade, ak letún nemá vztlakové klapky.

(2) V_S nesmie presiahnuť 90 km.hod^{-1} (CAS).

(b) Pri poklese rýchlosti až do V_{SO} alebo do rýchlosti, pri ktorej pozdĺžne riadenie dôjde do zadnej krajnej polohy, musí byť lietadlo normálne riaditeľné.

51. Vzlet

Pri vzlete s maximálnou vzletovou hmotnosťou a vzletovým výkonom motora musia byť určené nasledovné hodnoty :

(a) Dĺžka rozjazdu.

(b) Dĺžka vzletu do výšky 15 m a rýchlosti minimálne $1,3 V_S$.

Poznámka: Pri preukazovaní sa použije vzletová konfigurácia.

65. Stúpanie

Pri stúpaní na vzletový výkon a pri maximálnej vzletovej hmotnosti :

- (a) Stúpacia rýchlosť V_y musí byť vyššia ako $90 \text{ m} \cdot \text{min}^{-1}$ (t. j. $1,5 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$).
- (b) Najlepší uhol stúpania $V_y/V_{\theta \text{ max}}$ musí byť väčší ako 1:12.

75. Pristátie

V pristávacej konfigurácii, pri maximálnej vzletovej hmotnosti a pri voľnobežnom režime motora sa určí :

- (a) Dĺžka pristátia z výšky 15 m a rýchlosti $1,3 V_{SO}$.
- (b) Dĺžka dojazdu pri normálnom brzdení, ak je lietadlo vybavené brzdami.

77. Prerušené pristátie

V pristávacej konfigurácii a pri maximálnej vzletovej hmotnosti, po prerušení pristátia pri $1,3 V_{SO}$, musí byť s plným výkonom motora dosiahnutý uhol stúpania väčší ako 1:30.

143. Riaditeľnosť

- (a) Lietadlo musí byť bezpečne riaditeľné vo vzletovej a pristávacej konfigurácii počas vzletu, stúpania a horizontálneho letu , počas klesania, priblíženia a pristátia s pracujúcim alebo nepracujúcim motorom a to pomocou základného riadenia a jeho nasledovnými pohybmi: Pritiahnutie riadiacej páky spôsobí pohyb nosa nahor, pohyb riadiacej páky vpravo spôsobí sklonenie pravého krídla a vyšliapnutie pravého riadiaceho pedálu spôsobí stočenie nosa lietadla vpravo.
- (b) Prechod medzi všetkými letovými režimami musí byť plynulý bez toho, aby bola vyžadovaná prílišná zručnosť pilota, alebo neobvykle veľká sila v riadení.
- (c) Letún musí byť vyvážený prinajmenšom v horizontálnom cestovnom lete pri strednej hmotnosti a strednej centrácii.

145. Pozdĺžne riadenie

Pozdĺžne riadenie musí dovoliť :

- (a) Nárast rýchlosti z $1,1 V_S$ na $1,5 V_S$ a z $1,1 V_{SO}$ na V_{FE} najneskôr do 5 sekúnd. Táto požiadavka sa vzťahuje na let pri plnom výkone motora, ako aj let s vypnutým motorom.
- (b) V rozsahu rýchlostí od V_S do V_{FE} musí byť zachovaná plná riaditeľnosť pri zmene konfigurácie z letovej na pristávaciu a opačne.

(c) S narastajúcou rýchlosťou, násobkom alebo výchylkou riadidla musí sila v riadení plynule narastať.

147. Smerové a priečne riadenie

(a) Lietadlo musí byť schopné vykonať prechod z priečneho náklonu 30° do opačného náklonu 30° do 5 sekúnd pri $1,3 V_{SO}$ (chod motora na voľnobeh) a taktiež pri $1,2 V_S$ (chod motora na voľnobeh, alebo na plný výkon).

(b) Lietadlo musí byť schopné vykonať ekvivalent celého okruhu a to len za pomoci výchýliek smerového kormidla a taktiež len za pomoci výchýliek krídeliek.

(c) Rýchle uvedenie do (vybranie z) bočenia a klonenia nesmie vyvolať neriaditeľné letové správanie sa lietadla.

(d) Sily od krídeliek a smerového kormidla musia narastať plynule so zväčšovaním výchýliek a nesmú nadobudnúť opačný zmysel.

173. Pozdĺžna statická stabilita

Musí byť preukázaná :

(a) Výpočtom zásoby pozdĺžnej statickej stability pre najnepriaznivejšiu kombináciu centráže a polohy neutrálneho bodu. Vyžaduje sa, aby zásoba pozdĺžnej statickej stability zistená pred začatím letových skúšok nebola menšia ako 5 % strednej aerodynamickej tetivy a centráž bola na tento účel overená vážením.

(b) Letovou skúškou, ktorá musí preukázať že :

(1) Na získanie a udržanie rýchlosti vyššej než je určená ustálená letová rýchlosť bude potrebné riadiacu páku tlačiť, na získanie a udržanie rýchlosti nižšej než je určená ustálená letová rýchlosť bude potrebné páku pritiahnuť. Toto musí byť preukázané pre celý prevádzkový rozsah rýchlostí od V_{SO} do V_{NE} .

(2) Pokiaľ je možné lietadlo za letu v rozsahu rýchlostí od $1,3 V_S$ do V_H pozdĺžne vyvážiť, musí sa po narušení vyváženého letu rýchlosť vrátiť na hodnotu v rozsahu $\pm 10\%$ pôvodnej vyváženej rýchlosti.

(3) Sily potrebné na vychýlenie riadiacej páky sa musia meniť s rýchlosťou letu tak, že akákoľvek podstatná zmena rýchlosti vyvolá takú zmenu riadiacej sily na páke, ktorá bude pilotom jednoznačne rozpoznateľná.

177. Smerová a priečna statická stabilita

Smerová a priečna statická stabilita sa považuje za vyhovujúcu, ak sa pri letovej i pristávacej konfigurácii lietadla a pri výkone motora od voľnobehu do 50 % maximálneho trvalého výkonu preukáže nasledovne :

(a) Lietadlo v priamočiariom ustálenom lete pri $1,2 V_S$ a $1,2 V_{S0}$ je postupným vychyľovaním smerového a priečneho riadenia uvedené do sklzu. Každému zväčšeniu uhla vybočenia lietadla musí zodpovedať zväčšenie výchylky priečneho riadenia. Tieto výchylky vzájomne nemusia mať lineárnu závislosť.

(b) Sily na riadidlách v sklze musia narastať postupne s výchylkami riadidiel, vzájomná závislosť síl nemusí byť lineárna. Sila na pedáli smerového riadenia nesmie nadobudnúť opačný zmysel.

(c) Maximálny náklon v sklze bude zvolený primerane k typu lietadla, nie však menší ako 10° a nie väčší ako ten, pri ktorom je možné plnou výchylkou smerového kormidla udržať priamočiary let. Rýchlejšie uvedenie do sklzu s maximálnym náklonom, alebo jeho rýchlejšie vybranie nesmie viesť k vzniku neriaditeľných letových stavov.

181. Dynamická stabilita

Akékoľvek rýchle kmity musia byť silne tlmené a to pri voľnom, ako aj pevne držanom riadení.

201. Pretiahnutie lietadla v priamočiariom lete

Vlastnosti lietadla pri páde z priamočiareho ustáleného letu musia byť overené pre obe krajné hodnoty centráže, minimálnu a maximálnu letovú hmotnosť, letovú i pristávaciu konfiguráciu a v režimoch práce motora od voľnobehu do 75 % maximálneho trvalého výkonu. Správanie sa lietadla bude považované za vyhovujúce ak :

(a) Pri postupnom znižovaní rýchlosti vodorovného letu (s gradientom poklesu nie väčším ako $2 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ za sekundu) z vyváženého stavu pri $1,4 V_S$ ($1,4 V_{S0}$) až do dosiahnutia pádového stavu je možné normálnym použitím riadenia vyvolať, či opraviť klonenie a zatáčanie lietadla.

Pád, ktorý sa prejaví buď klopením nosa lietadla dole, alebo kombináciou klopivého a klonivého pohybu, alebo presadaním lietadla pri plnom dotiahnutí riadiacej páky, je možné vybrať normálnym použitím výškového kormidla.

(b) V priebehu vyberania je možné normálnym použitím riadenia zabrániť vzniku náklonu alebo vybočenia s hodnotou väčšou ako 15° . Nesmie sa prejavíť tendencia k prechodu lietadla do vývrtky.

Strata výšky od začatia pádu do opätovného obnovenia vodorovného letu pri normálnom postupe vyberania pádu musí byť určená letovou skúškou a uvedená v letovej príručke.

203. Pretiahnutie lietadla v zákrute

Vlastnosti pri páde z vodorovnej zákruty musia byť overené pre obe krajné hodnoty centráže, minimálnu a maximálnu letovú hmotnosť, letovú i pristávaciu konfiguráciu a v režimoch práce motora od voľnobehu do 75 % maximálneho trvalého výkonu. Správanie sa lietadla bude považované za vyhovujúce ak :

Po ustálení vodorovnej zákruty s náklonom 30° a uvedení do pádového stavu postupným priťahovaním riadiacej páky je možné normálnym použitím riadenia obnoviť vodorovný let.

Návrat nesmie byť spojený s nadmernou stratou výšky, s tendenciou k neriaditeľnému kloneniu, alebo k prechodu do vývrtky. Klonenie sa bude považovať za neriaditeľné, ak náklon lietadla v priebehu pádu napriek protizásahu riadením prekročí hodnotu 60° na ktorúkoľvek stranu.

233. Vlastnosti pri pohybe lietadla po zemi

- (a) Lietadlo musí byť na zemi primerane smerovo riaditeľné, zmysel výchyliek pedálov smerového riadenia a zatáčania bude zodpovedať normálnemu riadeniu.
- (b) Riadenie lietadla na zemi nesmie vyžadovať mimoriadnu zručnosť. Nesmie sa vyskytnúť tendencia lietadla k neriaditeľnému zatáčaniu (" hodiny ") a to ani v bočnom vetre kolmo na smer pohybu pri rýchlostiach vetra do hodnoty určenej žiadateľom.
- (c) Na základe preukázania schopnosti bezpečného vzletu a pristátia v podmienkach bočného vetra budú určené a v letovej príručke uvedené obmedzenia na prevádzku pri bočnom vetre resp. pri zadnom vetre.

Kapitola C - Pevnosť konštrukcie

301. Zaťaženia

- (a) Pevnostné požiadavky sú v tejto kapitole uvádzané v hodnotách maximálnych prevádzkových zaťažení, pokiaľ nie je uvedené inak.
- (b) Výpočtové zaťaženia budú určené ako maximálne prevádzkové zaťaženia násobené súčiniteľom bezpečnosti podľa odseku 303.
- (c) Zaťaženia musia byť rozložené tak, aby sa z bezpečnej strany približovali skutočnému rozloženiu, alebo zodpovedali rozloženiu stanovenému touto smernicou. Musia byť uvážené prípadné zmeny rozloženia zaťaženia z dôvodu nadmerných deformácií netuhej konštrukcie.

303. Súčiniteľ bezpečnosti

- (a) Súčiniteľ bezpečnosti má hodnotu $j = 1,5$ okrem prípadov kedy sa zvyšuje na :
- (1) $j = 2,0 \times 1,5 = 3,0$ u odliatkov,
 - (2) $j = 1,2 \times 1,5 = 1,8$ u závesných kovaní,
 - (3) $j = 4,45 \times 1,5 = 6,67$ u závesov radiacích plôch na čapoch s klzným stykom,
 - (4) $j = 2,2 \times 1,5 = 3,3$ u tiahlových systémov riadenia a
 - (5) $j = 1,33 \times 1,5 = 2,0$ u lankových systémov riadenia.

Poznámka : Požiadavky (4) a (5) platia pre všetky spoje podliehajúce rotácii.

- (b) Konštrukcia by mala byť navrhnutá tak, aby sa v maximálnej miere vylúčili miesta s koncentráciou napätia a tým sa zabránilo vzniku únavových lomov pri striedavom namáhaní v prevádzke.

305. Pevnosť a deformácia

- (a) Konštrukcia musí byť schopná uniesť maximálne prevádzkové zaťaženia bez trvalých deformácií. Akékoľvek zaťaženie až do maximálnej prevádzkovej hodnoty nesmie spôsobiť také pružné deformácie, ktoré by mohli ohroziť bezpečnú prevádzku lietadla.
- (b) Pri statickom zaťažovaní konštrukcia musí byť schopná uniesť maximálne výpočtové zaťaženie bez poruchy prinajmenšom počas troch sekúnd. Pri dynamickej pevnostnej skúške sa kritérium troch sekúnd neuplatňuje.

307. Preukazovanie pevnosti konštrukcie

- (a) Pevnosť konštrukcie musí byť preukázaná pevnostným výpočtom, alebo pevnostnou skúškou, alebo kombináciou oboch. Samotný pevnostný výpočet môže byť použitý iba u takých častí a typov konštrukcie, kde je dlhodobými skúsenosťami overená spoľahlivosť použitých výpočtových metód.
- (b) Preukázanie pevnosti konštrukcie kombináciou pevnostného výpočtu a pevnostnej skúšky až do hodnoty výpočtového zaťaženia sa u určených hlavných častí lietadla požaduje, ak pôjde o konštrukciu určenú na sériovú výrobu alebo o výrobok určený na predaj.

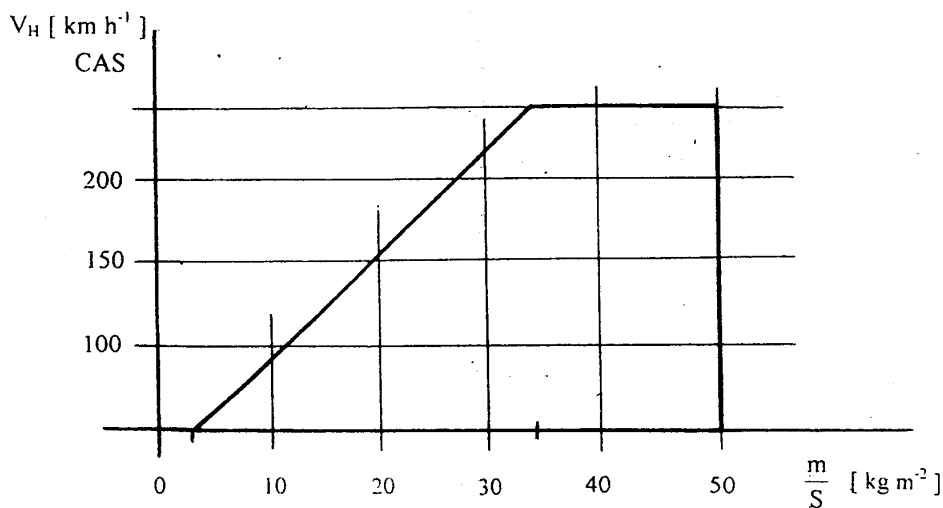
Poznámka: Spôsobilosť konštrukcií určených na sériovú výrobu a výrobkov určených na predaj dozoruje Letecký úrad Slovenskej republiky.

- (c) Kombinácia pevnostného výpočtu a overovacej záťažovej skúšky do hodnoty maximálneho prevádzkového zaťaženia sa u určených hlavných častí lietadla požaduje, ak pôjde o jednotlivo amatérsky stavané lietadlo, ktoré bude žiadateľ používať na športové, rekreačné a výcvikové účely. V zdôvodnených prípadoch môže byť nariadená overovacia záťažová skúška až do hodnoty 1,1 maximálneho prevádzkového zaťaženia.

V prípade nekonvenčných konštrukcií sa môže vyžadovať pevnostná skúška určených častí lietadla podľa odseku 307(b)

321. Plošné zaťaženie krídla

- (a) Zjednodušené kritéria na stanovenie letových zaťažení podľa odsekov 333 až 361 tejto smernice je možné použiť iba pri konvenčne riešených návrhoch lietadiel, ak hodnotami plošného zaťaženia krídla (s uvažovaním minimálnej aj maximálnej letovej hmotnosti) spadajú do oblasti vymedzenej v diagrame na obr.1



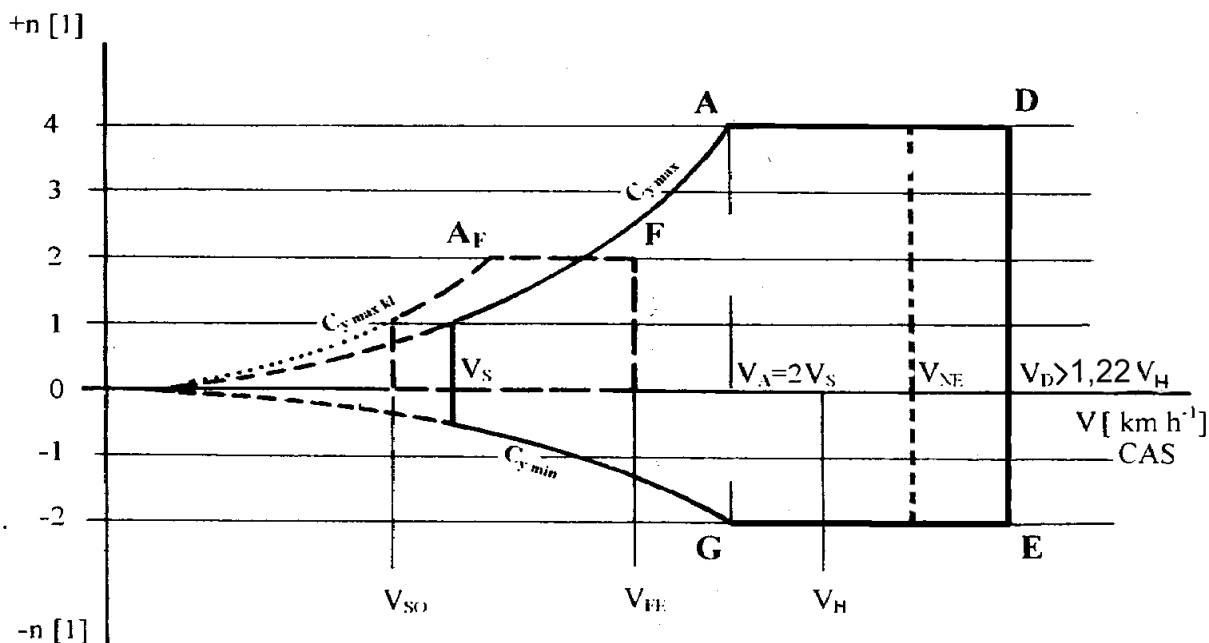
Obr.1

- (b) U nekonvenčných návrhov, alebo ak návrh hodnotou plošného zaťaženia nespĺňa požiadavku odseku 321(a), musia sa letové zaťaženia stanoviť podľa príslušných odsekov predpisu JAR-VLA alebo FAR časť 23.

- (c) Na určenie letových zaťažení môžu byť použité aj iné kritériá, ak sa preukáže, že poskytujú rovnakú alebo vyššiu úroveň bezpečnosti ako Predpis letovej spôsobilosti JAR-VLA alebo FAR časť 23.

333. Letová obálka

Letová obálka (obr.2) predstavuje súhrn maximálnych prevádzkových zaťažení konštrukcie od obrátov a poryvov určených odsekmi 335 a 337.



Obr.2

335. Návrhové rýchlosti

Návrhové rýchlosti sú udané v hodnotách CAS. (Ako letové obmedzenia musia byť v letovej príručke upravené na hodnoty IAS.)

(a) Návrhová pádová rýchlosť :

$$V_S = \sqrt{\frac{2 m_{\text{vzlet max}} g}{C_{y \text{ max}} \rho_0 S}} \quad [\text{m s}^{-1}]$$

$$\begin{aligned} g &= 9.81 \text{ m s}^{-2} \\ \rho_0 &= 1.225 \text{ kg m}^{-3} \\ m_{\text{vzlet max}} &[\text{kg}] \\ S &[\text{m}^2] \\ C_{y \text{ max}} &[1] \end{aligned}$$

Poznámka: Ak $C_{y \text{ max}}$ predbežne nie je známe, môže byť pri návrhu použité $C_{y \text{ max}} = 1,35$ (respektíve $C_{y \text{ min}} = -0,68$)

(b) Návrhová obratová rýchlosť :

$$V_A = 2 V_S = \sqrt{\frac{2 m_{\text{vzlet max}} g n_A}{C_{y \text{ max}} \rho_0 S}} \quad [\text{m s}^{-1}]$$

$$n_A = 4$$

- (c) Návrhová rýchlosť strmhlavého letu :

$$V_D > 1,22 V_H \quad \text{a} \quad V_D \geq V_A$$

- (d) Maximálna prípustná rýchlosť letu :

$$V_{NE} \leq 0,9 V_D, \quad \text{ale väčšia ako } 1,1 V_H$$

- (e) Maximálna prípustná rýchlosť letu pri vysunutých vztlakových klapkách :

$$V_{FE} \geq \sqrt{2} V_S \quad \text{ale tiež} \quad V_{FE} \geq 1,8 V_{S0}$$

kde V_{S0} je pádová rýchlosť lietadla s klapkami v pristávacej polohe

$$V_{S0} = \sqrt{\frac{2 m_{\text{vzlet max}} g}{C_{y \text{ max kl}} \rho_0 S}} \quad [m s^{-1}]$$

337. Limitné prevádzkové násobky

Limitný prevádzkový násobok predstavuje celkový násobok zaťaženia v smere výslednice aerodynamických síl R a má hodnoty :

- (a) V letovej konfigurácii :

$$\begin{aligned} n_1 &= n_A = n_D = +4 \\ n_4 &= n_G = n_E = -2 \end{aligned}$$

- (b) V pristávacej konfigurácii

$$\begin{aligned} n_{1 \text{ kl}} &= n_F = +2 \\ n_{4 \text{ kl}} &= 0 \end{aligned}$$

339. Symetrické prípady zaťaženia krídla

Prevádzkové zaťaženie aerodynamickými silami sa transformuje do normálovej a tangenciálnej roviny krídla výpočtom (pozri informačný náčrt na obr.3), možno však použiť aj zjednodušené definície výpočtových prípadov :

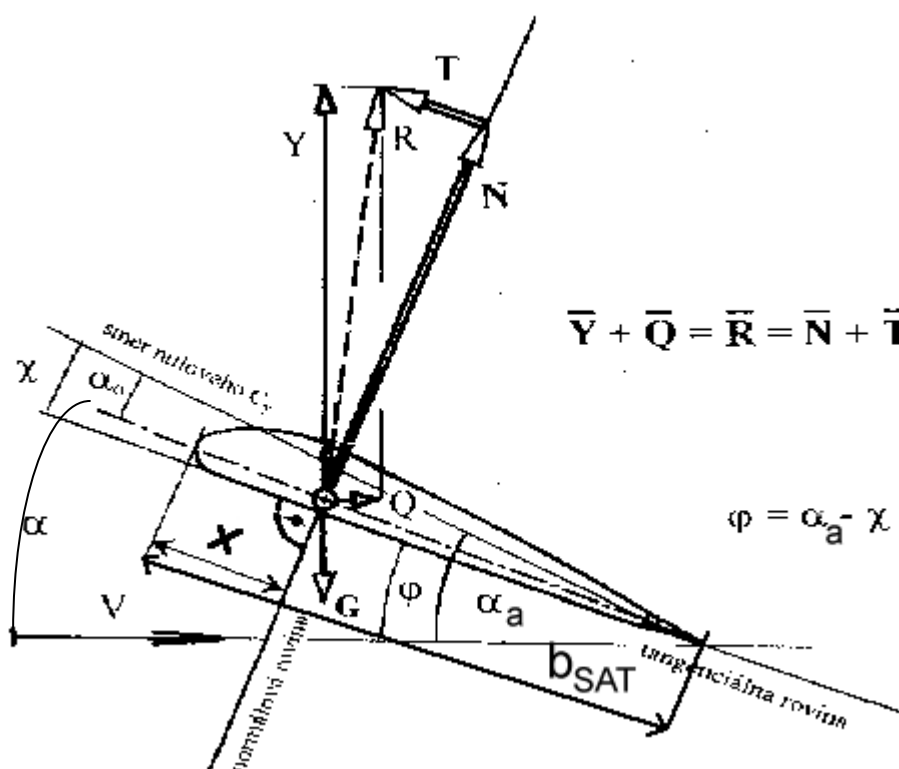
- | | | | |
|-----|---------------|---------------------------|-------------|
| (a) | Bod A obálky: | Normálová sila hore | $N = 4 G$ |
| | | Tangenciálna sila dopredu | $T = G$ |
| (b) | Bod G obálky: | Normálová sila dole | $-N = 2 G$ |
| | | Tangenciálna sila dopredu | $T = 0,4 G$ |
| (c) | Bod D obálky | Normálová sila hore | $N = 4 G$ |
| | | Tangenciálna sila dopredu | $T = 0,2 G$ |
| (d) | Bod F obálky: | Normálová sila hore | $N = 2 G$ |
| | | Tangenciálna sila dopredu | $T = G$ |

Poznámka : (1) Ako symetrické prípady zaťaženia krídla musia byť prešetrené minimálne body A, G a F obálky, bod F len vtedy, ak má krídlo vztlakové klapky.

(2) Obe sily N a T [N] musia byť brané do úvahy súčasne. Vplyv zotrvačnej sily od vlastnej hmotnosti krídla môže, ale nemusí byť uvažovaný.

(3) Rozloženie zaťaženia od aerodynamických a zotrvačných síl má odpovedať ich skutočnému pôsobeniu pozdĺž rozpätia i hĺbky krídla.

(4) Normálová rovina je totožná, alebo rovnobežná s rovinou hlavného nosníka krídla, tangenciálna rovina je obvykle aj stavebnou rovinou krídla a je na normálovú kolmá.



Obr.3

$$x = \left(0,25 - \frac{C_{mo}}{C_y} \right) b_{SAT}$$

347. Nesymetrické prípady zaťaženia krídla

Krídlo a konštrukcia, na ktorej je zavesené (závesy, centroplán trupu) musia vyhovovať :

(a) Výpočtovému prípadu nesymetrického zaťaženia, keď na jednu polovicu krídla pôsobí 100% a na druhú 75% zaťaženia podľa bodu A obálky.

(b) Výpočtovému prípadu zaťaženia krutom, pri ktorom musí byť preverené súčasné pôsobenie klopivého momentu krídla a 75% zaťaženia v bode A alebo D obálky. Klopivý moment je na kontrolovanej polovici krídla ovplyvnený vychýlením krídelka a má hodnotu :

$$M = C_m q \frac{S}{2} b_{SAT} \quad [N m]$$

$$b_{SAT} \quad [m]$$

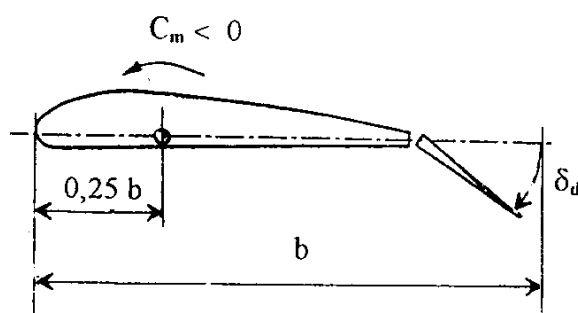
$$\frac{S}{2} \quad [m^2]$$

$$q \quad [Pa]$$

$$C_m \quad [1] \quad \text{je výsledný súčiniteľ klopivého momentu krídla k osi v } 0,25 \text{ hĺbky s vplyvom výchylky krídelka}$$

$$C_m = C_{m pr} - 0,01 \delta_d \quad [1]$$

$$C_m = C_{m pr} + 0,01 \delta_h \quad [1]$$



Obr.4

$$C_{m pr} \quad [1] \quad \text{je súčiniteľ klopivého momentu profilu k } 0,25 \text{ hĺbky}$$

$$0,01 \delta_d [1] \quad \text{je prídavný súčiniteľ klopivého momentu od výchylky krídelka dole podľa obr.4, výchylka } \delta_d \text{ v stupňoch. Analogicky pre výchylku hore } \delta_h.$$

Poznámka : Záporná hodnota C_m , $C_{m pr}$, $0,01 \delta_d$ a M znamená zmysel klopenia na nábežnú hranu krídla. Pri výchylke δ_h môže C_m a M byť aj kladné.

(1) Ak bude uvažovaný bod A obálky, potom dynamický tlak q zodpovedá rýchlosti V_A a δ_d , δ_h sú maximálne výchylky krídelka.

(2) Ak bude uvažovaný bod D obálky, potom dynamický tlak q zodpovedá rýchlosti V_D a δ_d , δ_h predstavujú 1/3 maximálnej výchylky krídelka.

Z bodov (1), (2) bude uvažovaný nepriaznivejší prípad.

Poznámka: Ak je pristávacie zariadenie na krídlach, konštrukcia krídla musí byť posúdená taktiež z hľadiska pozemného zaťaženia.

351. Zaťaženia zadnej časti trupu

Zadná časť trupu musí byť schopná preniesť zaťaženie :

- (a) symetrické zaťaženie VCHP vypočítané podľa odseku 391(b) tejto smernice;
- (b) nesymetrické zaťaženie VCHP vypočítané podľa odseku 391(b) tejto smernice ;
- (c) zaťaženiu ZCHP vypočítané podľa odseku 391(b) tejto smernice ;
- (d) zaťaženie od zadného podvozku podľa odseku 473 a Dodatkov B1, B2 tejto smernice.

361. Zaťaženia prednej časti trupu

Predná časť trupu vrátane motorového lôžka musí byť schopná preniesť zaťaženia :

- (a) Symetrické zaťaženie zotrvačnými silami od inštalovaných hmotností pre $n_A = +4$ a $n_G = -2$. Ak pre prípad pozemného zaťaženia podľa odseku 473 vychádza $n_{\text{prist}} > +4$, bude jeho hodnota braná namiesto n_A .
- (b) Kombináciu zaťažení 75% letového prípadu A a súčasne pôsobiaceho prevádzkového krútiaceho momentu vrtule s hodnotou :
- (c)

$$M_k = 9550 \frac{N_{\text{vzlet}}}{n_{\text{vrt}}} k \quad [\text{N m}]$$

$$\begin{array}{ll} N_{\text{vzlet}} & [\text{kW}] \\ n_{\text{vrt}} & [\text{min}^{-1}] \\ k & [1] \end{array} \quad \text{je koeficient druhu motora, ktorý sa volí}$$

- (1) u štvortaktných motorov :
 - $k = 1,33$ pre 5 a viac valcov
 - $k = 2 / 3 / 4$ resp. 8 pre 4 / 3 / 2 resp. 1 valec
- (2) u dvojtaktných motorov :
 - $k = 2$ pre 3 a viac valcov
 - $k = 3 / 6$ pre 2 / 1 valec
- (c) Stranové zaťaženie zotrvačnými silami pôsobiacimi na motor pri bočnom násobku :

$$n_b = \pm 1.5$$
- (d) Zaťaženia od predného kolesa podľa Dodatku B.

391. Zaťaženia riadiacich plôch

- (a) znamienková konvencia: zaťaženie riadiacich plôch hore je kladné dole je záporné
 - (b) zaťaženia riadiacich plôch sú špecifikované v dodatku A
- Tento spôsob je prípustný, ak nie je k dispozícii presnejší výpočet.

395. Zaťaženie systému riadenia

Systém riadenia a jeho upevnenie do konštrukcie lietadla musia byť navrhnuté tak, aby vyhovovali nasledovným výpočtovým prípadom :

- (a) Zaťaženie silami od závesových momentov riadiacich plôch

U každej riadiacej plochy sa uvažuje pôsobenie 125 % hodnoty závesového momentu stanoveného podľa Dodatku A tejto smernice

*Poznámka : Pri pevnostnej kontrole sa predpokladá uzamknutie riadenia v kabíne lietadla a zaťažovanie prvkov systému riadenia smerom od kormidla k miestu uzamknutia.
Jednotlivé prvky systému riadenia musia byť kontrolované v takých polohách, ktoré sú z hľadiska ich zaťaženia kritické.*

- (b) Zaťaženie silami od pilota

Predpokladajú sa nasledovné maximálne prevádzkové hodnoty síl, ktorými pilot môže pôsobiť na riadidlá :

- | | | |
|-----|-----------------------------|---|
| (1) | Na rukoväť riadiacej páky | 450 N v pozdĺžnom smere
180 N v priečnom smere |
| (2) | Na pedál smerového riadenia | 580 N |

Poznámky : Uvedené sily pôsobia na riadidlách tak, ako je obvyklé za letu, a zaťažujú systém riadenia od riadidiel až k riadiacej ploche.

Jednotlivé prvky systému riadenia musia byť kontrolované v takých polohách, ktoré sú z hľadiska ich zaťaženia kritické.

Pri dvojitom riadení je nutné uvážiť pôsobenie pilotov predpísanými silami proti sebe.

Ostatné ovládacie prvky v pilotnom priestore je možné kontrolovať na nasledovné prevádzkové sily v smere ich pohybu :

- ovládacie prvky, ktorými sa manipuluje prstami : 150 N*
- ovládacie páky, ktorými sa manipuluje celou rukou : 300 N*

473. Zaťaženie pri pristávaní

- (a) Pre základné prípady pristátia podľa dodatku B je potrebné uvažovať pre pristávací náraz v zvislom smere:

$L=2/3$

pomer vztlaku k váhe lietadla

n_j	prevádzkový násobok na kolese
n	prevádzkový násobok v ťažisku lietadla

Prevádzkový násobok na kolesách sa vypočíta nasledovne:

$$n_j = (h + e/3) / e_{ef}$$

kde :

$h = 0,0413(m/S)^{0,5}[m]$	padacia výška
$e = e_{pneu} + e_{pruž}$	celkové stlačenie podvozku
e_{ef}	efektívny tlmiaci zdvih podvozku
	pre podvozok odpružený gumou alebo pružinou : $e_f = 0,5 e$
	pre podvozok s hydraulickým tlmičom : $e_f = 0,5 e_{pneu} + 0,65 e_{pruž}$

ak $n_j < 3,33$, potom $n = n_j$

ak $n_j > 3,33$, potom $n = n_j + 0,67$

(b) Ostatné výpočtové prípady zaťaženia podvozku :

- 1) stranové zaťaženie hlavného podvozku
- 2) brzdenie hlavného podvozku
- 3) zaťaženie ostrohového kolesa
- 4) zaťaženie čelného kolesa

Podrobný popis týchto prípadov je v Dodatku B

Poznámka: Výpočtové pristávacie zaťaženie sa vypočíta vynásobením prevádzkového zaťaženia bezpečnostným násobkom 1,5

561. Podmienky zaťaženia pri núdzovom pristátí

Lietadlo, aj keď môže byť poškodené počas núdzového pristátia, musí byť navrhnuté tak, aby v maximálnej možnej miere ochránilo každého člena posádky pred zranením za predpokladu správneho použitia bezpečnostných upínacích pásov.

Predpokladá sa výpočtové zaťaženie zotrvačnými silami od zrýchlení

v smere	hore a dole	3,0 g
	dopredu	9,0 g
	do strán	1,5 g

Upevnenie každej časti lietadla, ktorá by mohla po odtrhnutí pri núdzovom pristátí poraniť posádku, musí byť navrhnuté na horeuvedené výpočtové zaťaženie. Závesy bezpečnostných pásov musia vyhovovať rovnakému výpočtovému zaťaženiu násobenému zvyšujúcim súčiniteľom 1,33. Motorové lôžko a konštrukcia, na ktorú je uchytené, musia byť navrhnuté na dopredné sily odpovedajúce zrýchleniu 9 g v prípade, že sa motor nachádza za, alebo nad priestorom pre posádku.

563. Kotviace body

Kotviace body lietadla musia byť projektované na sily od zvolenej rýchlosti vetra, do ktorej môže byť lietadlo kotvené na otvorenom priestranstve.

Kapitola D - návrh a konštrukcia

601. Všeobecne

Spôľahlivosť každého nového alebo neobvyklého konštrukčného riešenia, majúceho závažný dôsledok na bezpečnosť, musí byť overená skúškou.

603. Materiály a výrobné spracovanie

Používané materiály musia byť vhodné a trvanlivé na zamýšľané použitie a ich pevnostné hodnoty musia byť volené tak, aby bolo vylúčené akékoľvek podhodnotenie pevnosti z dôvodov rozptylu vlastností materiálov. Úroveň výrobného spracovania musí byť zodpovedajúca leteckému štandardu.

605. Výrobné metódy

- (a) Spracovanie vyrobených častí, zostáv a celého lietadla musí mať vysoký štandard.
- (b) Metódy výroby musia byť také, aby zaručili dosiahnutie parametrov konštrukcie uvažovaných v návrhu.
- (c) Pracovné postupy musia byť dodržiavané všade tam, kde to môže ovplyvniť dôležité vlastnosti konštrukcie.

607. Samoistné matice

Na žiadnom čape, spájajúcom otáčajúcu sa časť konštrukcie, nesmie byť použitá samoistná matica, okrem prípadu, keď je súčasne použité aj iné zaistenie, ktoré nie je založené na princípe trenia.

609. Ochrana konštrukcie

Konštrukcia musí byť chránená proti poveternostným vplyvom, korózii a oteru a musí mať vhodné vetranie a odvodnenie.

611. Prístupnosť

Musí byť zabezpečená primeraná prístupnosť k základným prvkom konštrukcie a riadiaceho systému, u ktorých sa predpokladá kontrola, nastavovanie, údržba a opravy počas prevádzky.

629. Trepotanie (flutter)

U žiadnej časti lietadla a v celom rozsahu rýchlostí až do $1,1 V_{NE}$ nesmie dochádzať k silnému trepotaniu, nadmerným vibráciám, samobudenému trepotaniu ani reverzii riadenia alebo divergencii plôch.

641. Skúšky pevnosti krídla

Skúšky pevnosti krídla musia byť vykonané v súlade s odsekom 307.

683. Funkčná skúška systému riadenia

Funkčnou skúškou musí byť preukázané, že riadenie sa v celom rozsahu výchyliek neblokuje, nemá nadmerné trenie a nadmerné deformácie pri pôsobení síl od pilota podľa odseku 395.

771. Pilotný priestor

Pilotný priestor musí byť navrhnutý podľa požiadaviek odseku 561 a tak, aby v maximálnej nožnej miere chránil pilota počas prevádzky, ako aj v prípade núdzového pristátia.

Musí byť zaistená možnosť rýchleho a bezpečného opustenia pilotného priestoru v núdzovej situácii. Požaduje sa dobrý výhľad z lietadla na zemi a za letu, dobrá viditeľnosť a dosiahnuteľnosť ovládačov, prístrojov a štítkov, ako aj primerané pohodlie pre pilota.

Kapitola E - Pohonná jednotka

901. Inštalácia

Pohonná jednotka musí byť inštalovaná tak, aby bola zaistená jej bezpečná prevádzka a jednoduchý prístup pri kontrole a údržbe. Inštalácia musí byť vykonaná v súlade s odporučeniami a obmedzeniami výrobcu pohonnej jednotky.

903. Motor

Pokiaľ nie sú k dispozícii spoľahlivé a intenzívnou prevádzkou overené skúsenosti, požiadavky pre pohonné jednotky (motor, reduktor, vrtuľa, výfuková sústava a ďalšie príslušenstvo) sú stanovené v príslušných častiach predpisov letovej spôsobilosti JAR-VLA, JAR-22. Doporučuje sa, aby bolo možné spustiť motor pomocou štartéra.

965. Skúšky palivových nádrží

Palivové nádrže s nepodopretými stenami musia byť skúšané na tlak 15 kPa a zabudované s ohľadom na predpísané prípady zaťaženia. Palivové nádrže s podopretými stenami musia byť skúšané na tlak 10 kPa a zabudované s ohľadom na predpísané prípady zaťaženia.

967. Palivová sústava

- a) Každá palivová sústava musí byť navrhnutá a usporiadaná tak, aby bezpečne zaistovala taký prietok paliva a pri takom tlaku, ako je stanovené na správnu činnosť motora pri všetkých normálnych prevádzkových podmienkach.
- b) V každej palivovej sústave musí byť zabudované také zariadenie, ktoré pilotovi umožní rýchle uzavretie prívodu paliva k motoru počas letu.

975. Odvzdušnenie a odkalovanie palivových nádrží

- (a) Odvzdušnenie palivových nádrží nesmie spôsobovať vysávanie paliva za letu.
- (b) Musí byť zabezpečená možnosť odpustenia vodného kondenzátu z palivovej sústavy.

997. Palivový filter

V palivovej sústave musí byť zaradený filter, ktorý je možné vyčistiť alebo vymeniť.

1093. Ochrana sacieho potrubia pred zamrznutím

Ak to vyžaduje dokumentácia motora, musí byť inštalované zariadenie chrániace karburátor pred zamrznutím.

Kapitola F - Vybavenie

1303. Letové a navigačné prístroje

Požaduje sa :

- (1) rýchlomer s označením podľa predpisu JAR-VLA,
- (2) výškomer a
- (3) magnetický kompas.

1305. Prístroje pre pohonnú jednotku

Požadujú sa :

- (1) vypínač na zastavenie motora,
- (2) indikátor množstva paliva,
- (3) otáčkomer,
- (4) prístroje, ktoré vyžaduje výrobca motora.

1306. Spojovacie zariadenie

Požaduje sa rádiostanica s platným povolením.

1307. Ďalšie zariadenia

V prípade zástavby elektrického rozvodu, musí byť tento vybavený hlavným vypínačom a poistkami. Upevnenie batérie musí vyhovovať predpísaným zaťaženiam podľa odsekov 339, 473 a 561 tejto smernice. Inštalácia batérie nesmie ohrozovať príslušnú konštrukciu lietadla koróziou a výparmi posádku lietadla.

1413. Bezpečnostné pásy

Bezpečnostné pásy a ich ukotvenie musia vyhovovať podmienkam podľa odseku 561 a svojím usporiadaním zaisťovať maximálnu možnú ochranu posádky. Upevnenie batožiny musí byť taktiež v súlade s odsekom 561.

Kapitola G - Prevádzkové obmedzenia a informácie

1501. Všeobecne

Pilot musí mať k dispozícii informácie o prevádzkových obmedzeniach a ďalšie informácie pre bezpečnú prevádzku tak, ako to popisujú odseky 1519 až 1585.

1519. Hmotnosť a poloha ťažiska

Musia byť k dispozícii informácie o obmedzeniach hmotnosti a polohy ťažiska, vrátane všetkých vstupných hodnôt na stanovenie aktuálnych hodnôt hmotnosti a centráže lietadla.

1521. Obmedzenia pohonnej sústavy

Musia byť k dispozícii informácie o obmedzeniach pohonnej sústavy.

1529. Inštrukcie na udržanie letuschopného stavu lietadla

Musia byť k dispozícii potrebné inštrukcie na kontrolu stavu a údržbu lietadla vo forme návodu na údržbu a obsluhu.

1555. Označenie ovládačov

Každý ovládač v kabíne, okrem hlavného riadenia, musí byť vhodne označený.

1557. Rôzne štítky a popisky

Priestor na batožinu, umiestnenie záťaže a plniace otvory prevádzkových kvapalín musia byť zreteľne označené.

Na viditeľnom mieste musí byť k pevnej časti konštrukcie pripevnený štítok s výrobným číslom letúna vyhotovený tak, aby bol odolný opotrebovaniu a zničeniu.

1581. Letová príručka

Každé lietadlo musí byť vybavené Letovou príručkou s údajmi potrebnými na bezpečnú prevádzku.

1583. Prevádzkové obmedzenia

- (a) Musia byť k dispozícii hodnoty prevádzkových obmedzení rýchlostí v IAS :
- (1) pádová rýchlosť v letovej konfigurácii - V_S ,
 - (2) rozsah rýchlostí pre použitie vztlačkových klapiek - V_{SO} až V_{FE} ,
 - (3) návrhová obratová rýchlosť - V_A
 - (4) maximálna prípustná rýchlosť - V_{NE} .
- (b) Musia byť k dispozícii údaje o prevádzkových násobkoch, obmedzení obratov, povolených rýchlostiach vetra na rolovanie, vzlet, pristátie a o iných prevádzkových obmedzeniach.
- (c) Letové a prevádzkové obmedzenia lietadla musia byť uvedené v letovej príručke a na štítku umiestnenom v kabíne na viditeľnom mieste.

1585. Prevádzkové inštrukcie, informácie a postupy

Musia byť k dispozícii v písomnej forme (postupy, grafy, schémy a obrázky)

- (a) Inštrukcie :
- (1) na nakladanie (posádka, doplnková vyvažovacia záťaž, batožina, palivo),
 - (2) na kotvenie lietadla,
 - (3) na montáž a demontáž a
 - (4) na manipuláciu lietadlom na zemi (ťahanie, doprava, skladovanie).
- (b) Informácie :
- (1) o letových výkonoch vo vzťahu k letovej hmotnosti,
 - (2) o dĺžke vzletu a pristátia,
 - (3) o režimoch práce motora, spotrebe paliva atď. a
 - (4) o letových vlastnostiach lietadla.
- (c) Postupy :
- (1) predletová kontrola,
 - (2) štartovanie motora a motorová skúška,
 - (3) rolovanie,
 - (4) vzlet,
 - (5) stúpanie,
 - (6) horizontálny let,
 - (7) priblíženie,
 - (8) pristátie,
 - (9) prerušené pristátie,
 - (10) vyberanie pádov a vývrtiek a
 - (11) núdzové postupy.

Kapitola H - Záverečné ustanovenia

Táto smernica je platná v rozsahu poverenia č.3/1999 - P LÚ SR.

Výnimky z tejto smernice môže v jednotlivých odôvodnených prípadoch povoliť LÚ SR na základe podanej žiadosti.

Táto smernica nadobúda účinnosť dňom schválenia.

Túto smernicu schválil LÚ SR dňa 23.mája 2000.

Dodatok A

Zaťaženie radiacích plôch

A.1. Súmerné zaťaženie VCHP a ZCHP

Uvažuje sa

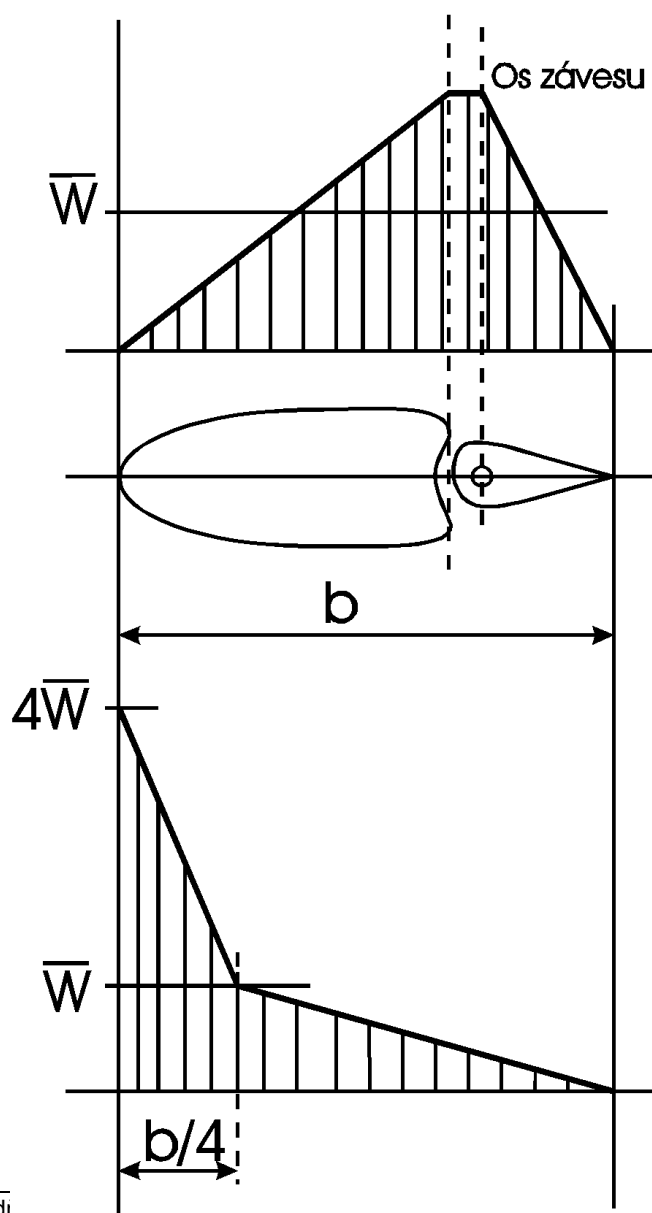
$$c_n = 0,7 \text{ pri } V_A$$

$$\bar{W} = 230 + c_n n_1 g m_{\text{vzlet max}} / (c_{y \text{ max}} S) \text{ [Pa]} \quad \text{ale najmenej } 580 \text{ Pa}$$

Pre $c_{y \text{ max}} = 1,35$ a $n_1 = 4$ dostaneme

$$\bar{W} = 230 + 20,5 m_{\text{vzlet max}} / S \text{ [Pa]} \quad \text{ale najmenej } 580 \text{ Pa}$$

Poznámka: VCHP musí preniesť predpísané zaťaženie tak v orientácii hore (+), ako aj dole (-). Rovnako ZCHP musí preniesť predpísané zaťaženie tak sprava, ako aj zľava.



A.2. Nesúmerné aerodynamické zaťaženie VCHP

100% zaťaženie podľa A.1. na jednej polovici a 70% zaťaženia podľa A.1. na druhej polovici.

Poznámka: VCHP musí preniesť predpísané zaťaženie tak v orientácii hore (+), ako aj dole (-).

A.3. Zaťaženie krídeliek

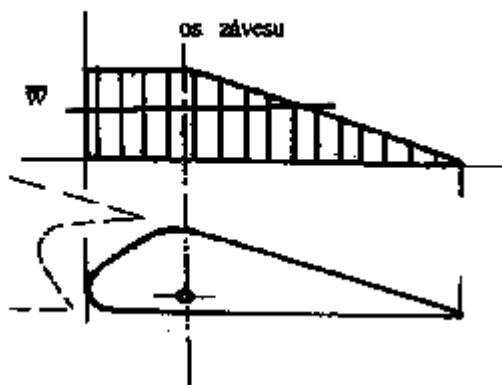
Uvažuje sa

$$c_n = 0,6 \text{ pri } V_A$$

$$\bar{W} = c_n n_1 g m_{\text{vzlet max}} / (c_{y \text{ max}} S) \text{ [Pa]} \quad \text{ale najmenej } 580 \text{ Pa}$$

Pre $c_{y \text{ max}} = 1,35$ a $n_1 = 4$ dostaneme

$$\bar{W} = 17,44 m_{\text{vzlet max}} / S \text{ [Pa]} \quad \text{ale najmenej } 580 \text{ Pa}$$



Poznámka: Krídelko musí preniesť predpísané zaťaženie tak v orientácii hore (+), ako aj dole (-).

A.4. Zat'azenie klapiiek

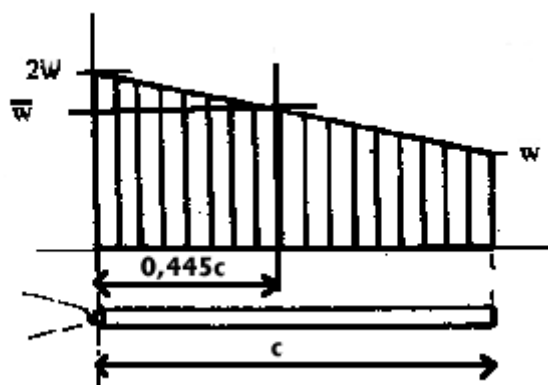
a) Zat'azenie nahor:

Uvažuje sa pre konvenčné klapy
 $c_n = 1$ pri $V_{FE}^2 = 2 V_S^2$

$$\bar{W} = 2c_n g m_{vzlet\ max} / (c_{y\ max} S) \text{ [Pa]} \quad \text{ale najmenej 580 Pa}$$

Pre $c_{y\ max} = 1,6$ a pre konvenčné klapy $c_n = 1,6$ dostaneme

$$\bar{W} = 23,25 m_{vzlet\ max} / S \text{ [Pa]} \quad \text{ale najmenej 580 Pa}$$



b) Zat'azenie nadol:

$$\bar{W}_d = -0,25 \bar{W}$$

A.5. Vyvažovacie plôšky

Uvažuje sa

$$c_n = 1,35 \text{ pri } V_A$$

$$\bar{W} = c_n n_1 g m_{\text{vzlet max}} / (c_{y \text{ max}} S) \text{ [Pa]} \quad \text{ale najmenej 580 Pa}$$

Pre $n_1 = 4$, $c_n = 1,35$ a $c_{y \text{ max}} = 1,35$ dostaneme

$$\bar{W} = 39,27 m_{\text{vzlet max}} / S \text{ [Pa]} \quad \text{ale najmenej 580 Pa}$$

A.6. Brzdy a spojery ($c_n = 1,35$ pri V_A používané do V_{SP})

Uvažuje sa

$$c_n = 1,35 \text{ do maximálnej rýchlosti používania spojlerov } V_{SP}.$$

Keď vyjadríme V_{SP} pomerom V_{SP} / V_A potom

$$\bar{W} = c_n n_1 g m_{\text{vzlet max}} V_{SP}^2 / (c_{y \text{ max}} S V_A^2) \text{ [Pa]} \quad \text{ale najmenej 580 Pa}$$

Pre $n_1 = 4$, $c_n = 1,35$ a $c_{y \text{ max}} = 1,35$ a dostaneme

$$\bar{W} = 39,27 m_{\text{vzlet max}} V_{SP}^2 / (S V_A^2) \text{ [Pa]} \quad \text{ale najmenej 580 Pa}$$

Obdĺžnikové rozloženie tlaku po hĺbke.

Dodatok B**Zaťaženie pristávacieho zariadenia****B1 Základné výpočtové prípady pristátia**

Usporiadanie podvozku	Klasické		S predným kolesom		
Pristátie	vodorovné	s veľkým uhlom nábehu	vodorovné na tri body	vodorovné s odľahčeným predným kolesom	s veľkým uhlom nábehu
Zodpovedá výpočt. prípadu	JAR-VLA 479(a)(1)	JAR-VLA 481(a)(1)	JAR-VLA 479(a)(2)(i)	JAR-VLA 479(a)(2)(ii)	JAR-VLA 481(a)(2)(b)
Zvislá zložka sily v ťažisku	$n_{\text{prist}} G$	$n_{\text{prist}} G$	$n_{\text{prist}} G$	$n_{\text{prist}} G$	$n_{\text{prist}} G$
Vodorovná zložka sily v ťažisku	$0,25 n_{\text{prist}} G$	0	$0,25 n_{\text{prist}} G$	$0,25 n_{\text{prist}} G$	0
Zvislá zložka sily na kolesá hlavného podvozku	$(n_{\text{prist}} - L) G$	$(n_{\text{prist}} - L) G b / d$	$(n_{\text{prist}} - L) G a' / d'$	$(n_{\text{prist}} - L) G$	$(n_{\text{prist}} - L) G$
Vodorovná zložka sily na kolesá hlavného podvozku	$0,25 n_{\text{prist}} G$	0	$0,25 n_{\text{prist}} G a' / d'$	$0,25 n_{\text{prist}} G$	0
Zvislá zložka sily na zadné alebo predné koleso	0	$(n_{\text{prist}} - L) G a / d$	$(n_{\text{prist}} - L) G b' / d'$	0	0
Vodorovná zložka sily na zadné alebo predné koleso	0	0	$0,25 n_{\text{prist}} G b' / d'$	0	0
Poznámky	(1)(2)	(1)	(1)	(1)(2)	(1)(2)

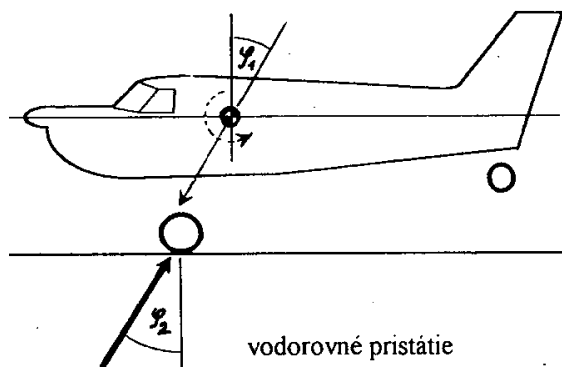
Poznámky : (1) Na účely návrhu sa predpokladá statické stlačenie pneumatík zodpovedajúce klúdovej polohe lietadla na zemi.

U pružinového alebo gumového tlmiča bude uvažované plné stlačenie.

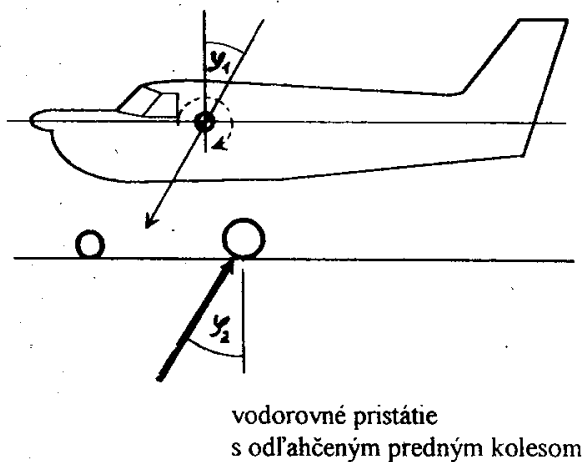
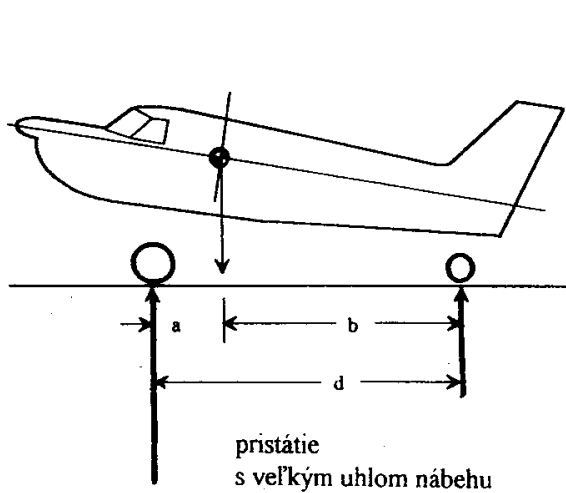
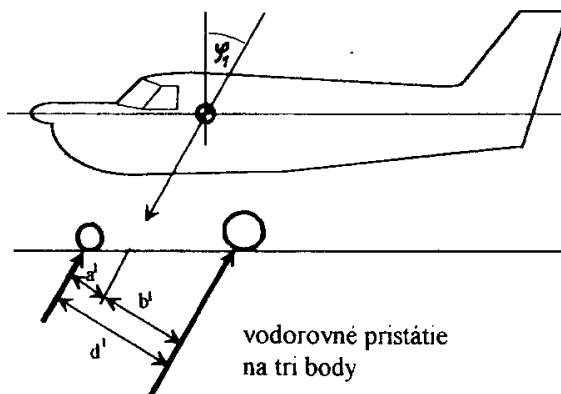
Ak je použitý hydraulický tlmič, predpokladá sa pôsobenie maximálneho násobku zaťaženia počas zdvihu tlmiča od 25% do 100 % a výpočet musí byť vykonaný vo všetkých polohách, ktoré sú najnepriaznivejšie pre jednotlivé časti pristávacieho zariadenia (pokiaľ nie je aplikovaná iná presnejšia výpočtová analýza).

(2) Pri riešení výpočtových prípadov pristátia nebudú uvažované prípadné nevyvážené momenty k ťažisku lietadla.

klasický podvozok



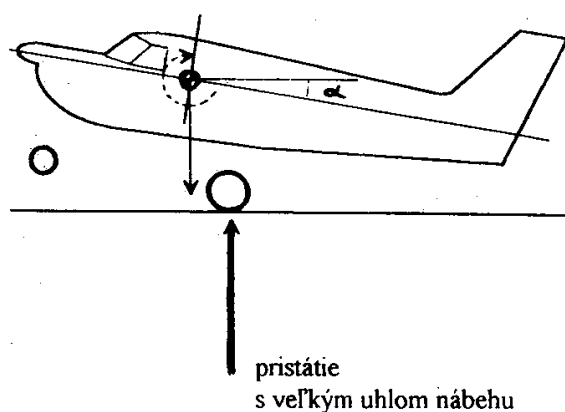
podvozok s predným kolesom



$$\operatorname{tg} \varphi_1 = 0,25$$

$$\operatorname{tg} \varphi_2 = \frac{0,25 n_{\text{prist}}}{n_{\text{prist}} - 0,667}$$

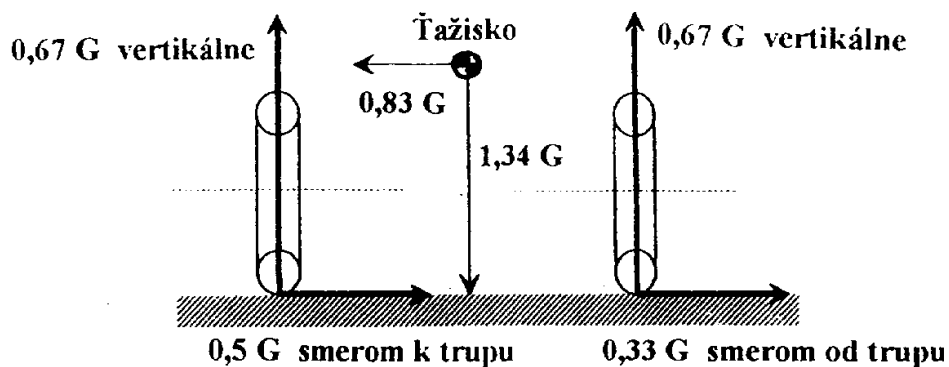
viz. tabuľka základných
výpočtových prípadov pristátia



B2 Ostatné prípady zaťaženia podvozku

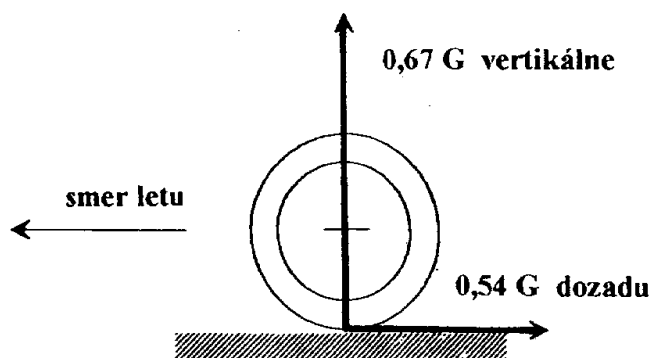
- (a) Bočné zaťaženie kolies hlavného podvozku
(Zodpovedá výpočtovému prípadu JAR-VLA 485)

Predpokladá sa dosadenie lietadla vo vodorovnej polohe na kolesá hlavného podvozku s reakciami, ktorých veľkosť je na nákrese. Pneumatiky a tlmiče sú v polohe zodpovedajúcej statickému zaťaženiu.



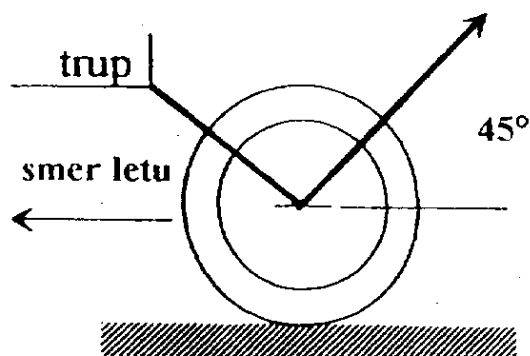
- (b) Zaťaženie kolies pri brzdení
(Zodpovedá výpočtovému prípadu JAR-VLA 493)

Podmienky brzdenia hlavných kolies podvozku sú zohľadnené predpísanými reakciami podľa nákresu. Pneumatiky a tlmiče sú v polohe zodpovedajúcej statickému zaťaženiu.

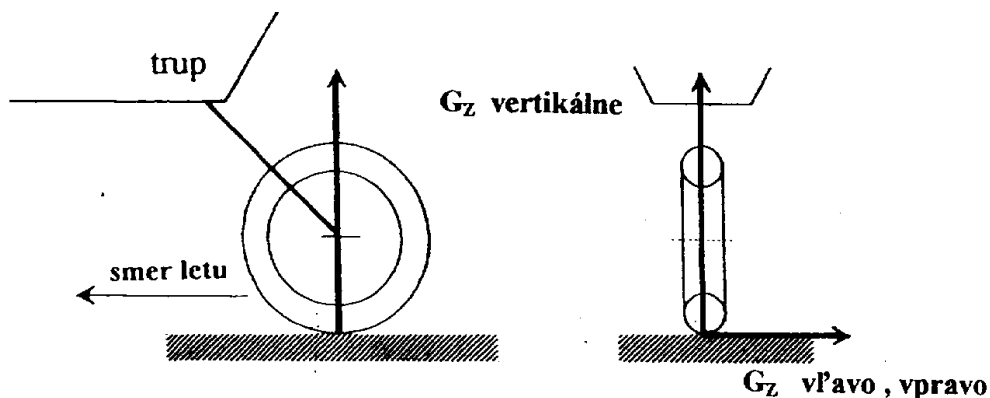


(c) Dodatočné zaťaženie zadného kola klasického podvozku
(Zodpovedá výpočtovému prípadu JAR-VLA 497)

- (1) Zvislá reakcia od prevádzkového zaťaženia zadného kola, zodpovedajúca pristátiu s veľkým uhlom nábehu, je na tento prípad uvažovaná pod uhlom 45° podľa nákresu. Tým je vyjadrené dodatočné zaťaženie od nerovností povrchu. Pneumatiky a tlmiče sú v polohe zodpovedajúcej statickému zaťaženiu.

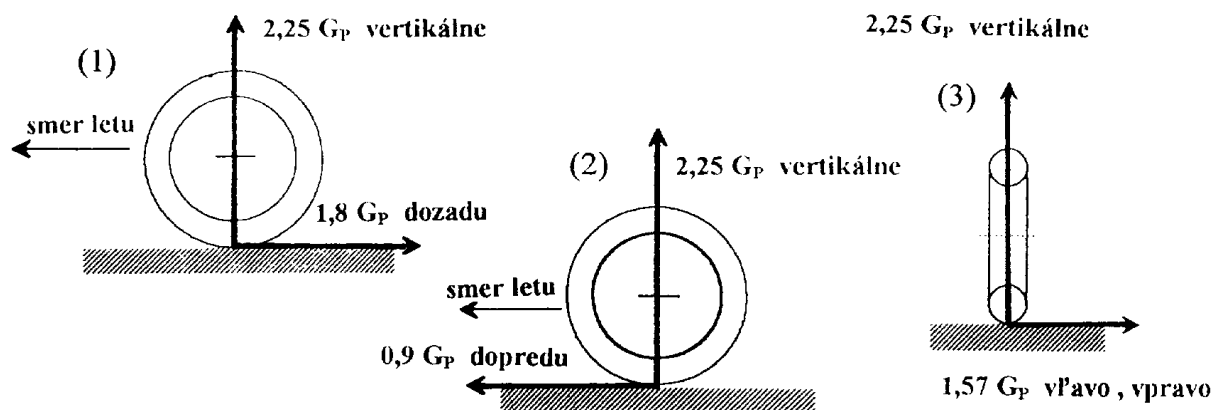


- (2) Bočné zaťaženie zadného kola je vyjadrené predpísanými reakciami podľa nákresu, kde G_z má veľkosť zvislej statickej reakcie na zadné koleso. Pneumatiky a tlmiče sú v polohe zodpovedajúcej statickému zaťaženiu.



(d) Dodatočné zaťaženie predného kolesa.
(Zodpovedá výpočtovému prípadu JAR-VLA 499)

Predné koleso a konštrukcia, na ktorú je zavesené, je nutné kontrolovať na tri dodatočné prípady s reakciami predpísanými podľa nákresu. Sila G_P má veľkosť zvislej statickej reakcie na predné koleso. Pneumatiky a tlmiče sú v polohe zodpovedajúcej statickému zaťaženiu.



SYMBOLY A SKRATKY

α	uhol nábehu k tetive profilu [deg] ,
α_a	uhol nábehu k smeru nulového vztlaku [deg] ,
α_0	uhol nulového vztlaku [deg] ,
δ	výchylka krídelka [deg] ,
λ	štíhlosť [1]
ρ_0	merná hmotnosť vzduchu v podmienkach $H = 0$ m ŠA ICAO [kg m ⁻³]
b	hĺbka krídla [m]
b_{SAT}	hĺbka strednej aerodynamickej tetivy [m]
b_{str}	stredná geometrická hĺbka [m]
CAS	kalibrovaná letová rýchlosť [km h ⁻¹]
C_m	súčiniteľ klopivého momentu krídla k 0,25b [1]
C_{mo}	súčiniteľ klopivého momentu [1]
$C_{m\ pr}$	súčiniteľ klopivého momentu profilu k 0,25b [1]
C_n	aerodynamický koeficient [1]
C_x	súčiniteľ odporu [1]
C_y	súčiniteľ vztlaku [1]
$C_{y\ max}$	maximálny kladný súčiniteľ vztlaku [1]
$C_{y\ min}$	maximálny záporný súčiniteľ vztlaku [1]
C_{yR}	súčiniteľ vztlaku spätného obtekania [1]
e	stlačenie [m]
e_f	efektívny tlmiaci zdvih podvozku [m]
f	súčiniteľ účinnosti tlmenia podvozku [m]
G	sila tiaže [N]
g	zemské gravitačné zrýchlenie [m s ⁻²]
h	padacia výška [m]
IAS	indikovaná letová rýchlosť [km h ⁻¹]
j	súčiniteľ bezpečnosti [1]
l	rozpätie krídla [m]
L	pomerná hodnota vztlaku pri pristátí [1]
LŠZ	lietajúce športové zariadenie
m	hmotnosť [kg]
m_u	užitočné zaťaženie [kg]
$\frac{m}{S}$	plošné zaťaženie krídla [kg m ⁻²]
$m_{vzlet\ max}$	maximálna vzletová hmotnosť [kg]
M	klopivý moment krídla k 0,25b [N m]
M_k	krútiaci moment [N m]
M_{zav}	závesový moment riadiacej plochy [N m]
ML	mikroľahký letún (angl. microlight aeroplane, microlight)
ŠA ICAO	štandardná atmosféra ICAO
n	násobok zaťaženia [1]
n_A	násobok zaťaženia výpočtového prípadu A [1]
n_b	bočný násobok zaťaženia [1]
n_j	prevádzkový násobok na kolese [1]
n_{prist}	násobok zaťaženia pri pristátí [1]
n_{vrt}	otáčky vrtule [min ⁻¹]
n_1	maximálny dovolený kladný prevádzkový násobok zaťaženia [1]
n_4	maximálny dovolený záporný prevádzkový násobok zaťaženia [1]
N	normálová zložka zaťaženia krídla [N]
N_{vzlet}	vzletový výkon motora [kW]

R	výslednica aerodynamických síl [N]
q	dynamický tlak [Pa]
Q	aerodynamický odpor [N]
S	plocha krídla [m ²]
T	tangenciálna zložka zaťaženia krídla [N]
V _{θmax}	letová rýchlosť pri najväčšom uhle stúpania [km h ⁻¹]
V _A	návrhová obratová rýchlosť [km h ⁻¹]
V _C	návrhová rýchlosť cestovného letu [km h ⁻¹]
V _D	návrhová rýchlosť strmhlavého letu [km h ⁻¹]
V _{FE}	maximálna prípustná rýchlosť letu pri vysunutých klapkách [km h ⁻¹]
V _H	max. horizontálna rýchlosť letu pri maximálnom trvalom výkone [km h ⁻¹]
V _{NE}	maximálna prípustná rýchlosť letu [km h ⁻¹]
V _R	spätná rýchlosť prúdenia [m s ⁻¹]
V _S	pádová rýchlosť lietadla v letovej konfigurácii [km h ⁻¹]
V _{S0}	pádová rýchlosť lietadla v pristávacej konfigurácii [km h ⁻¹]
V _{SP}	max. rýchlosť používania spojlerov
V _y	stúpacia rýchlosť [m s ⁻¹]
VCHP	vodorovné chvostové plochy
$\bar{w}$	priemerné prevádzkové zaťaženie riadiacej plochy [Pa]
Y	vztlak [N]
Y _{prist}	vztlak v okamihu pristátia [N]
ZCHP	zvislé chvostové plochy

Obsah

Kapitola A - Všeobecne	2
1. Pôsobnosť	2
2. Definícia LŠZ druhu ML	2
3. Mikroľahký letún	2
5. Užitočné zaťaženie	3
7. Prázdna hmotnosť a maximálna hmotnosť lietadla	3
Kapitola B - Let	3
21. Preukazovanie letovej spôsobilosti	3
23. Obmedzenie rozsahu hmotností a polôh ťažiska	3
33. Otáčky a uhol nastavenia vrtule	4
45. Letové výkony - všeobecne	4
49. Pádové rýchlosti	4
51. Vzlet	4
65. Stúpanie	5
75. Pristátie	5
77. Prerušené pristátie	5
143. Riaditeľnosť	5
145. Pozdĺžne riadenie	5
147. Smerové a priečne riadenie	6
173. Pozdĺžna statická stabilita	6
177. Smerová a priečna statická stabilita	6
181. Dynamická stabilita	7
201. Pretiahnutie lietadla v priamočiarom lete	7
203. Pretiahnutie lietadla v zákrute	7
233. Vlastnosti pri pohybe lietadla po zemi	8
Kapitola C - Pevnosť konštrukcie	9
301. Zaťaženia	9
303. Súčiniteľ bezpečnosti	9
305. Pevnosť a deformácia	9
307. Preukazovanie pevnosti konštrukcie	10
321. Plošné zaťaženie krídla	10
333. Letová obálka	11
335. Návrhové rýchlosti	11
337. Limitné prevádzkové násobky	12
339. Symetrické prípady zaťaženia krídla	12
347. Nesymetrické prípady zaťaženia krídla	13
351. Zaťaženia zadnej časti trupu	15
361. Zaťaženia prednej časti trupu	15
391. Zaťaženia riadiacich plôch	15
395. Zaťaženie systému riadenia	16
473. Zaťaženie pri pristávaní	16
561. Podmienky zaťaženia pri núdzovom pristátí	17
563. Kotviace body	17
Kapitola D - Návrh a konštrukcia	18
601. Všeobecne	18
603. Materiály a výrobné spracovanie	18
605. Výrobné metódy	18
607. Samoistné matice	18
609. Ochrana konštrukcie	18
611. Prístupnosť	18

629. Trepotanie (flutter).....	19
641. Skúšky pevnosti krídla.....	19
683. Funkčná skúška systému riadenia	19
771. Pilotný priestor	19
Kapitola E - Pohonná jednotka	20
901. Inštalácia	20
903. Motor	20
965. Skúšky palivových nádrží	20
967. Palivová sústava	20
975. Odvzdušnenie a odkaľovanie palivových nádrží	20
997. Palivový filter	20
1093. Ochrana sacieho potrubia pred zamrznutím	20
Kapitola F - Vybavenie	21
1303. Letové a navigačné prístroje	21
1305. Prístroje pre pohonnú jednotku	21
1307. Ďalšie zariadenia	21
1413. Bezpečnostné pásy	21
Kapitola G - Prevádzkové obmedzenia a informácie	22
1501. Všeobecne	22
1519. Hmotnosť a poloha ťažiska	22
1521. Obmedzenia pohonnej sústavy	22
1529. Inštrukcie na udržanie letuschopného stavu lietadla	22
1555. Označenie ovládačov	22
1557. Rôzne štítky a popisky	22
1581. Letová príručka	22
1583. Prevádzkové obmedzenia	23
1585. Prevádzkové inštrukcie, informácie a postupy	23
Kapitola H - Záverečné ustanovenia	24
Dodatok A	25
Zaťaženie riadiacich plôch	25
A.1. Súmerné zaťaženie VCHP a ZCHP	25
A.2. Nesúmerné aerodynamické zaťaženie VCHP	26
A.3. Zaťaženie krídeliek	26
A.4. Zaťaženie klapiek	27
A.5. Vyvažovacie plošky	28
A.6. Brzdy a spojery ($c_n=1,35$ pri V_A používané do V_{SP})	28
Dodatok B	29
B1 Základné výpočtové prípady pristátia	29
B2 Ostatné prípady zaťaženia podvozku	31
SYMBOLY A SKRATKY	34