



Středoškolská technika 2013

Setkání a prezentace prací středoškolských studentů na ČVUT

Digitální prototyp modelu letadla

Hrabal Zdenek

Střední průmyslová škola strojnická

tř. 17. listopadu 49, Olomouc

Olomouc 2013

Prohlašuji, že jsem práci vypracoval samostatně a použil jen uvedené prameny a literaturu.

Datum:

Podpis

Děkuji tímto svému konzultantovi práce ing. B. Šmárikovi za čas a pomoc při realizaci tohoto projektu. Dále také děkuji Ing. Vladimíru Houšťovi za cenné rady a poskytnuté materiály. Na závěr patří můj dík Mgr. Renátě Havelkové za pomoc s formálními náležitostmi.

Obsah

1	Návrh a výpočet základních rozměrů letadla	5
1.1	Křídlo	5
1.2	Vodorovná ocasní plocha (VOP).....	6
1.3	Svislá ocasní plocha (SOP).....	7
2	Výpočet výkonů letadla.....	8
2.1	Aerodynamická polára	8
2.1.1	Aerodynamická polára profilu	8
2.1.2	Aerodynamická polára křídla.....	8
2.1.3	Aerodynamická polára celého letounu.....	10
2.2	Rychlostní polára v klouzavém letu.....	13
3	Konstrukční návrh	16
3.1	Stabilita	16
3.2	Návrh křídla	18
3.3	Návrh Trupu.....	21
3.4	Pohon	22
3.4.1	Motor.....	22
3.4.2	Volba vrtule.....	27
3.4.3	Výpočet rychlostní poláry ve stoupavém letu.....	29
4	Finanční výpočet	31
5	Závěr.....	32
	Seznam obrázků.....	35
	Seznam literatury a dalších zdrojů.....	38
	Přílohy.....	40

Úvod

Digitální prototypování je moderní způsob navrhování a vývoje nových produktů. Umožňuje bez vytvoření fyzického výrobku posuzovat a optimalizovat návrh. Je možno analyzovat vlastnosti modelu (mechanické, aerodynamické vlastnosti atd.), nebo sledovat pohyblivé části a mechanismy a zaznamenávat případné kolize. Dále zefektivňuje a zlevňuje proces konstrukce. Vytvořený model je možno dále využít ve výrobním procesu. Mezi přední výrobce 2D i 3D programů pro digitální prototypování patří například společnost Autodesk (Autocad, Inventor), nebo Dassault Systèmes (SolidWorks, Catia).

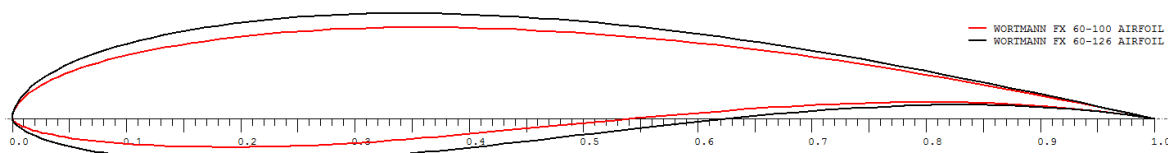
Cílem této práce bude kompletní návrh modelu letadla. Jedná se o kluzák s možností přimontování motoru. Při návrhu bude nejdůležitější dosáhnout co největší klouzavosti. Proto bude nutné navrhnout křídlo s velkým rozpětím a štíhlostí. Dále mezi hlavní požadavky vytvořeného modelu bude patřit jednoduchost konstrukce, aby byla výroba pokud možno co nejjednodušší, nejlevnější a nepříliš časově náročná.

V návrhu bude zahrnut výpočet výkonu letadla a samotné konstrukční řešení jednotlivých prvků letadla. Ve výpočtu se sestrojí aerodynamická a rychlostní polára v klouzavém letu. Dále bude řešena stabilita, pevnostní kontrola křídla, výpočet leteckého modelářského motoru mvvs, návrh vrtule a nakonec sestrojení rychlostní poláry ve stoupavém letu. Na závěr vznikne kompletní 3D model a výkresová dokumentace letadla i motoru v programu Autodesk Inventor 2013.

1 Návrh a výpočet základních rozměrů letadla

1.1 Křídlo

Pro dosažení dobré klouzavosti je nutné navrhnout křídlo s velkou štíhlostí. Kvůli jednoduchosti konstrukce jsem se rozhodl udělat křídlo z balsy, která má však značně omezenou pevnost (třeba od kompozitových materiálů). Proto si také nemohu dovolit udělat křídlo s malou hloubkou profilu po celé délce a velkým rozpětím, jako je tomu u moderních větroňů, ale zvolím křídlo s větším zúžením (s větší hloubkou profilu u kořene a menší na konci). Tímto dosáhnou mnohem větší pevnosti. Profil křídla volím Wortmann fx 60-123 u kořene a Wortmann fx 60-100 na konci křídla(1). Zvolil jsem tyto profily, protože vykazují dobré aerodynamické vlastnosti i při nižších Reynoldsových číslech.



Obrázek 1: Profil Fx 60-123 a Fx 60-100

zdroj:vlastní

Na základě těchto skutečností volím následující rozměry křídla:

Rozpětí křídla $b = 3450 \text{ mm}$

Hloubka profilu u kořene křídla $C_0 = 320 \text{ mm}$

Hloubka profilu na konci křídla $C_k = 120 \text{ mm}$

Úhel nastavení křídla $\varphi_{kř.} = 3^\circ$

Dále vypočtu tyto hodnoty, které později použiji při výpočtech výkonů letadla.

Nosná Plocha:

$$S = \frac{C_0 + C_k}{2} b = \frac{320 + 120}{2} 3450 = 741750 \text{ mm}^2$$

Štíhlost křídla:

$$A = \frac{b^2}{S} = \frac{3450^2}{741750} = 16$$

Zúžení křídla:

$$\lambda = \frac{C_k}{C_0} = \frac{120}{320} = 0,34$$

Hloubka střední aerodynamické tětíva křídla:

$$C_{SAT} = \frac{2}{3} C_0 \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) = \frac{2}{3} 320 \left(\frac{1 + 0,34 + 0,34^2}{1 + 0,34} \right) = 232,1mm$$

Poloha střední aerodynamické tětivy křídla:

$$y_{SAT} = \frac{b}{6} \left(\frac{C_0 + 2C_k}{C_0 + C_k} \right) = \frac{3450}{6} \left(\frac{320 + 2 \cdot 120}{320 + 120} \right) = 722mm$$

1.2 Vodorovná ocasní plocha (VOP)

Úkolem VOP je zajištění příčné stability a při vyšších úhlech náběhu přispívá i k celkovému vztlaku letounu, proto musí mít dostatečnou mohutnost. Se zvětšováním VOP však samozřejmě roste i jeho odpor, proto by neměla být mohutnost příliš velká, aby VOP moc nenarušovala aerodynamiku letounu. Jako Profil VOP volím souměrný profil NACA 0010.

Dále volím tyto hodnoty:

Rozpětí VOP	$b_{VOP} = 720 \text{ mm}$
Hloubka profilu u kořene VOP	$C_{0VOP} = 322 \text{ mm}$
Hloubka profilu na konci VOP	$C_{kVOP} = 135 \text{ mm}$
Vzdálenost VOP od křídla	$\tilde{l}_{VOP} = 1055 \text{ mm}$
Úhel nastavení VOP	$\varphi_{VOP} = 0^\circ$

Výpočet:

Plocha VOP:

$$S_{VOP} = \frac{C_{0VOP} + C_{kVOP}}{2} b = \frac{322 + 135}{2} 720 = 164520mm^2$$

Štíhlost VOP:

$$A_{VOP} = \frac{b_{VOP}^2}{S_{VOP}} = \frac{720^2}{164520} = 3,2$$

Zúžení VOP:

$$\lambda_{VOP} = \frac{C_{kVOP}}{C_{0VOP}} = \frac{135}{322} = 0,42$$

Mohutnost VOP

$$\tilde{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot \tilde{I}_{VOP}}{S \cdot C_{SAT}} = \frac{164520 \cdot 1055}{741750 \cdot 232,1} = 1$$

Úhel seřízení

$$\varphi_S = \varphi_{kf} - \varphi_{VOP} = 3 - 0 = 3^\circ$$

1.3 Svislá ocasní plocha (SOP)

Úkolem SOP je zajištění stranové stability letounu. Jako profil SOP volím souměrný profil NACA 0015 u kořene a NACA 0010 na konci SOP. Dále volím tyto hodnoty

Délka SOP $b_{SOP} = 330 \text{ mm}$

Hloubka profilu u kořene SOP $C_{0SOP} = 322 \text{ mm}$

Hloubka profilu na konci SOP $C_{kSOP} = 135 \text{ mm}$

Výpočet:

Plocha SOP

$$S_{SOP} = \frac{C_{0SOP} + C_{kSOP}}{2} b = \frac{322 + 135}{2} 330 = 75405 \text{ mm}^2$$

2 Výpočet výkonů letadla

2.1 Aerodynamická polára

2.1.1 Aerodynamická polára profilu

Aerodynamická polára je graf závislosti vzlaku a odporu při určitém úhlu náběhu a Reynoldsově číslu. Při výpočtu budu vycházet z aerodynamické poláry profilu, kterou vytvořím v programu Xflr5 a následně převedu do Excelu.

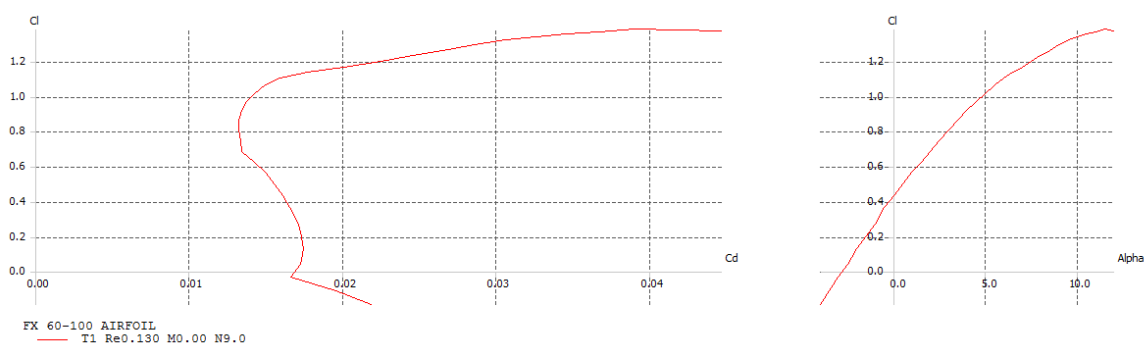
Reynoldsovo číslo vypočtu ze vztahu:

$$Re = \frac{v \cdot C_{SAT}}{\nu}$$

Z rovnice je jasné, že se v průběhu letu bude měnit. Jelikož se kluzák pohybuje menší rychlostí, volím rychlost letu $v = 10 \text{ m s}^{-1}$. ν je kinematická viskozita vzduchu $\doteq 1,8 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2 \text{ s}^{-1}$

$$Re = \frac{10,0,232}{1,8 \cdot 10^{-5}} = 129660$$

Pro tuto hodnotu Reynoldsova čísla následně vygeneruji aerodynamickou poláru profilu křídla.



Obrázek 2: Aerodynamická polára profilu křídla

Zdroj: vlastní

2.1.2 Aerodynamická polára křídla

Profil křídla je definován jako křídlo nekonečného rozpětí. Skutečný letoun má samozřejmě křídlo konečného rozpětí, na které působí kromě profilového odporu také indukovaný odpor, který vzniká kvůli rozdílným tlakům nad a pod křídlem a projevuje se nejvíce při nižších rychlostech. Velikost tohoto odporu závisí hlavně na tvaru křídla.

Zejména na štíhlosti. Dále se dá do jisté míry eliminovat zakončením křídla. Často se u větroňů, ale i dopravních letadel používají takzvané winglety. Protože v mém případě dbám na jednoduchost konstrukce, a navíc se u winglet udává zmenšení indukovaného odporu asi jen o 15 %, zvolím jednodušší zakončení.

Velikost součinitele indukovaného odporu je definován vztahem: (2)

$$c_{Di} = \frac{c_{Lk}^2}{\pi \cdot A} (1 + \delta)$$

c_{Lk} je součinitel vztlaku křídla a δ opravný součinitel pro výpočet indukovaného součinitele odporu, který určím z tabulky:

$$\delta = 0,04$$

Celkový součinitel odporu křídla potom bude

$$c_{Dk} = c_{Dp} + c_{Di}$$

Úhel náběhu se navíc změní o indukovaný úhel náběhu, který je definován vztahem:(2)

$$\alpha_{ik} = \frac{c_{Lk}}{\pi \cdot A} (1 + \tau) = [rad]$$

kde τ je součinitel pro výpočet indukovaného úhlu náběhu, který určím z tabulky

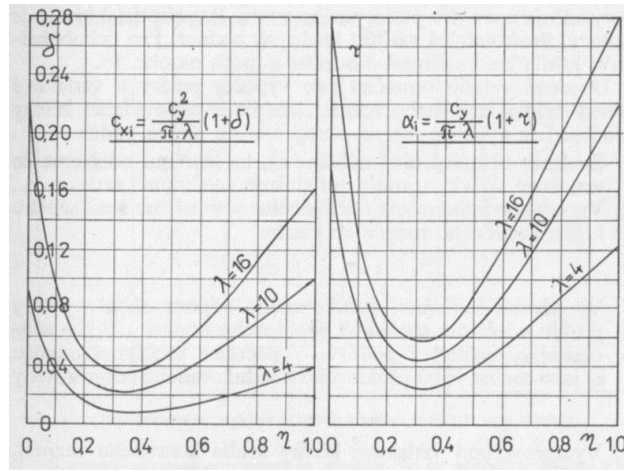
$$\tau = 0,05$$

úhel náběhu křídla potom bude

$$\alpha_k = \alpha_p + \alpha_{ik}$$

Křídlo tedy bude ofukováno pod jiným úhlem, než jsem původně předpokládal, a proto se změní i součinitel vztlaku křídla. Tuto skutečnost však zanedbám a budu předpokládat, že se součinitel vztlaku nezmění (tzn.: bude stejný jako u profilu)

Hodnoty odporu nakonec vypočítám pro všechny úhly náběhu



Obrázek 3 tabulka opravných součinitelů indukovaného úhlu náběhu a odporu¹

Zdroj:(2)

2.1.3 Aerodynamická polára celého letounu

Do poláry letounu musím kromě odporu a vztlaku křídla započítat také odpor a vztlak VOP a škodlivý odpor.

VOP

Při vyšších úhlech náběhu VOP přispívá ke vztlaku, při nižších právě naopak. Navíc VOP není ofukována pod stejným úhlem jako křídlo. Změní se samozřejmě jednak o úhel seřízení, ale také o úhel, který je zapříčiněn křídlem, které zakříví proud nabíhajícího vzduchu. Jedná se o úhel zešikmení a dá se odhadnout vztahem

$$\varepsilon = \alpha_{ik} \left[2 + \frac{1}{16} \left(\frac{b}{\tilde{l}_{VOP}} \right)^2 \right] = [rad]$$

úhel náběhu VOP potom bude

$$\alpha_{VOP} = \alpha_k - \varphi_s - \varepsilon$$

Tento úhel vypočítám pro všechny úhly α_k . Potom pro všechny vypočtené úhly α_{VOP} vygeneruji v programu Xflr5 součinitele vztlaku a odporu c'_{LVOP} a c'_{DVOP} pro profil VOP. Součinitel vztlaku vzhledem ke křídlu potom bude

¹ Platí pouze pro křídlo lichoběžníkového půdorysu (písmeno λ zde představuje štíhlost křídla λ , písmeno η zúžení křídla λ)

$$c_{LVOP} = c'_{LVOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S}$$

a odporu

$$c_{DVOP} = c'_{DVOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S}$$

SOP

Součinitel odporu profilu SOP při nulovém vztlaku

$$c'_{DSOP} = 0,01$$

vzhledem ke křídlu bude

$$c_{DSOP} = c'_{DSOP} \cdot \frac{S_{SOP}}{S} = 0,01 \cdot \frac{75405}{741750} = 0,001$$

Trup, gondola motoru a vrtule

pro zjednodušení výpočtu nahradím jednotlivé části rovnou deskou. Plochy součástí jsem odhadl.

Plocha trupu $S_T = 200000 \text{ mm}^2$

Plocha nezakryté části motorové gondoly $S_M = 600 \text{ mm}^2$

Plocha vrtule $S_V = 1500 \text{ mm}^2$

Součinitel odporu rovné desky postavené:

rovnoběžně s proudem $c_{Drrd} = 0,015$

kolmo k proudu $c_{Dkrd} = 1$

Součinitele odporu vzhledem ke křídlu:

Trupu $c_{DT} = c_{Drrd} \cdot \frac{S_T}{S} = 0,015 \cdot \frac{200000}{741750} = 0,004$

gondoly motoru $c_{DM} = c_{Dkrd} \cdot \frac{S_T}{S} = \frac{600}{741750} = 0,001$

Vrtule $c_{DV} = c_{Dkrd} \cdot \frac{S_T}{S} = \frac{1500}{741750} = 0,002$

Škodlivý odpor

Jako škodlivý odpor označím součet odporů jednotlivých součástí, jejichž odpor se s různým úhlem náběhu nemění (SOP, trup, motor, vrtule). Dále, protože jsem nezapočítal některé součásti (podvozek, přechod mezi křídlem a trupem...), zavedu opravný koeficient, který volím 1,6. Součinitel škodlivého odporu potom bude:

$$c_{D\delta} = (c_{DSOP} + c_{DT} + c_{DM} + c_{DV}).K_i = (0,001 + 0,004 + 0,001 + 0,002).1,6 = 0,013$$

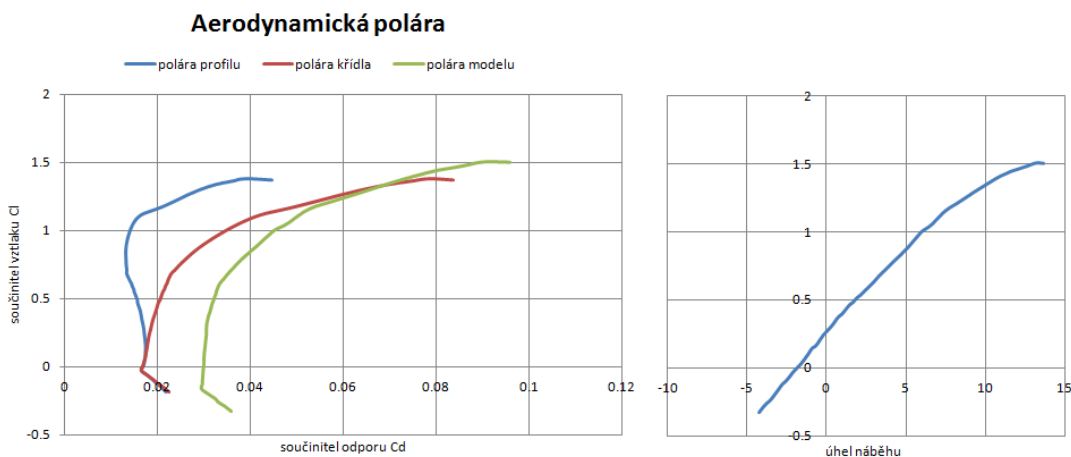
Nakonec výpočtu celkový součinitel odporu

$$c_D = c_{Dk} + c_{DVOP} + c_{D\delta}$$

a vztlaku

$$c_L = c_{Lk} + c_{LVOP}$$

Na základě těchto výpočtů vytvořím v Excelu aerodynamickou poláru letounu:



Obrázek 4: Aerodynamická polára profilu křídla, křídla a celého letadla

zdroj:vlastní

V grafu lze vidět srovnání aerodynamické poláry samotného profilu křídla, křídla a celého letounu. Nyní již můžu z vypočtené aerodynamické poláry vypočíst maximální hodnotu klouzavosti. V grafu je to bod, který by vznikl vynesemím tečné čáry ke křivce s počátkem v nulovém bodu souřadnicového systému.

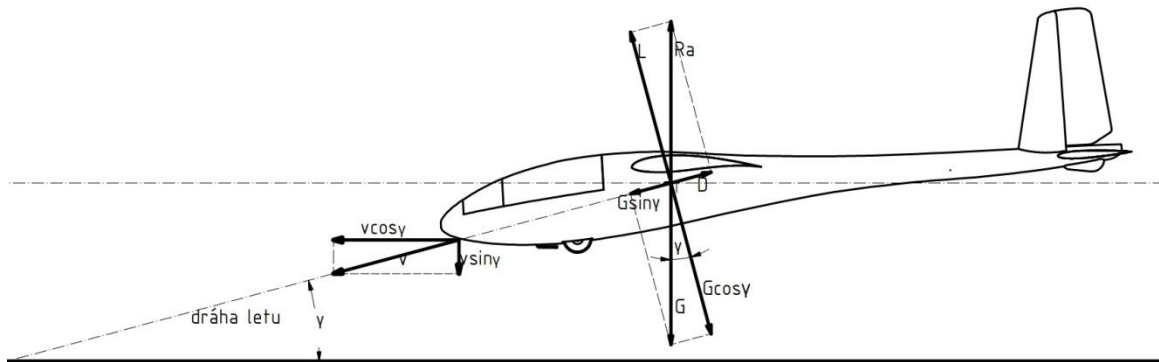
$$K = \left(\frac{c_L}{c_D} \right)_{\max} = \frac{1,136}{0,056} = 20,3$$

Nejmenší úhel největší hodnoty klouzání

$$\bar{\gamma}_{\min.} = \arctg\left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{\max.}^{-1} = \arctg\left(\frac{0,056}{1,136}\right) = 2,8^\circ$$

$\left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{\max.}$ určím z aerodynamické poláry

2.2 Rychlostní polára v klouzavém letu



Obrázek 5 Znázornění sil působících na letadlo v klouzavém letu

Zdroj:vlastní

Rychlostní polára je graf závislosti klesací rychlosti a dopředné rychlosti na úhlu klouzání. Na aerodynamickou poláru neměla hmotnost letounu žádný vliv, tzn.: že těžší letoun dosáhne stejné klouzavosti jen při vyšší rychlosti (pokud zanedbám vliv Reynoldsova čísla). Na rychlostní poláru již má hmotnost vliv zásadní, proto budu muset nejdříve provést alespoň hrubý odhad hmotnosti.

součást	m (g)
Trup + SOP	1000
křídlo 2X	640
VOP 2X	200
Motor + motorova gondola	200
palivo	20
přijímač	50
baterka	50
serva 4X	240
celková hmotnost:	2400

Již při předchozím výpočtu maximální klouzavosti a jejího úhlu klouzání bylo zřejmé, že úhel klouzání je závislý na úhlu náběhu (součiniteli vztlaku a k němu vztaženému odporu). Proto i mezi aerodynamickou polárou a rychlostní polárou je jednoznačná souvislost. Když tedy mám vypočtenou aerodynamickou poláru, mohu jednoduše vypočíst úhel klouzání i pro ostatní režimy letu (různé úhly náběhu). Úhel klouzání tedy je:

$$\bar{\gamma} = \arctg\left(\frac{c_D}{c_L}\right)$$

Rychlost v klouzavém letu se potom vypočítá

$$V = \sqrt{\frac{1}{\sqrt{c_L^2 + c_D^2}} \frac{2mg}{\rho S}}$$

m je odhadnutá hmotnost letounu, g gravitační zrychlení = $9.823ms^{-2}$ a ρ hustota vzduchu = $1.196 \text{ Kg}m^{-3}$.

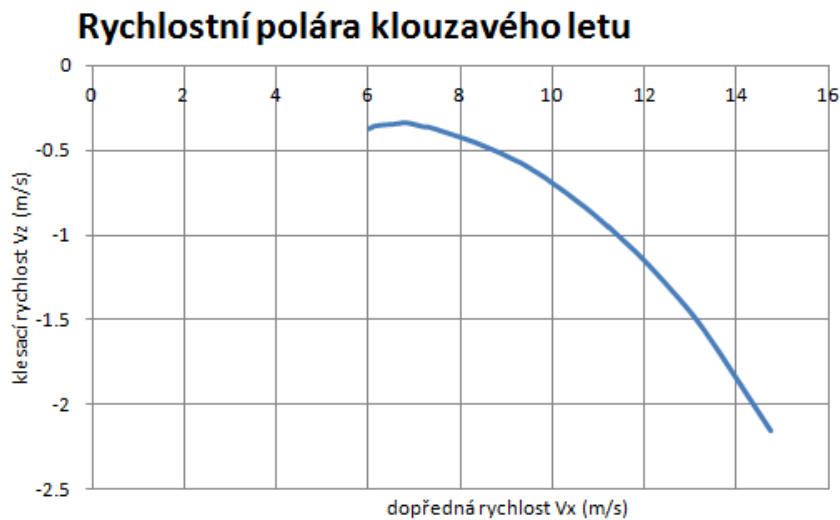
Vypočtenou rychlost potom rozložím na dopřednou rychlost

$$V_x = V \cos \bar{\gamma}$$

a klesací rychlost

$$V_z = -V \sin \bar{\gamma}$$

Z vypočtených hodnot potom vytvořím graf



Obrázek 6: Rychlostní polára klouzavého letu

Zdroj:vlastní

Samozřejmě z měnící se rychlostí se též mění Reynoldsovo číslo, a s tím související aerodynamické vlastnosti. Jelikož se však kluzák nebude pohybovat ve velkých rychlostních rozmezech, jako to může být u jiných typů letadel, vliv Reynoldsova čísla zanedbám.

Dále vypočítám další hodnoty charakterizující výkon letadla:

Nejmenší klesací rychlost: V grafu je to bod, který vznikne rovnoběžnou přímkou s osou x, která je tečnou křivky.

$$V_{z \min} = \left(\frac{c_D}{\sqrt{c_L^3}} \right)_{\min} \sqrt{\frac{2mg}{\rho S}} = 0,046 \sqrt{\frac{2 \cdot 2,4 \cdot 9,823}{1,196 \cdot 0,74}} = 0,3 \text{ms}^{-1}$$

pádová rychlost

$$V = \sqrt{\frac{1}{\sqrt{c_{L\max}^2 + c_D^2}} \frac{2mg}{\rho S}} = \sqrt{\frac{1}{\sqrt{1,504^2 + 0,096^2}} \frac{2 \cdot 1,4 \cdot 9,823}{1,196 \cdot 0,74}} = 6 \text{ms}^{-1}$$

rychlost maximální hodnoty klouzání

$$V = \sqrt{\frac{1}{\sqrt{c_L^2 + c_D^2}} \frac{2mg}{\rho S}} = \sqrt{\frac{1}{\sqrt{0,999^2 + 0,049^2}} \frac{2 \cdot 1,4 \cdot 9,823}{1,196 \cdot 0,74}} = 7,4 \text{ms}^{-1} \left(\text{pro } \left(\frac{c_L}{c_D} \right)_{\max} \right)$$

$$\left(\frac{c_D}{\sqrt{c_L^3}} \right)_{\min} \text{ určím z aerodynamické poláry}$$

$c_{L\max}$ a $\bar{\gamma}$ určím rovněž z aerodynamické poláry

Nakonec shrnutí základních charakteristik výkonu mého návrhu:

Maximální klouzavost	20
Nejmenší klesavost	0,3m/s
Pádová rychlost	6m/s=21,6Km/h

Jelikož pro modely letadel platí mnohem menší Reynoldsova čísla, nikdy nemohou v naší atmosféře dosáhnout takových výkonů jako skutečné letouny. A protože výkonnostní hodnoty k modelům letadel, se kterými bych mohl svůj návrh porovnávat, prakticky nelze sehnat, pokusím se ho porovnat alespoň se skutečnými kluzáky. L-13 Blaník(1956)(klouzavost:28, nejmenší klesavost: 0,82m/s), VSB-62 Vega(1962) (klouzavost:43, nejmenší klesavost: 0,57m/s) , Schempp-Hirth Discus(1984) (klouzavost:43, nejmenší klesavost: 0,58m/s). DG Flugzeugbau LS10 (2003) (klouzavost:48, nejmenší klesavost: 0,5m/s). Lze vidět, že model letadla má oproti skutečným letounům velmi malou klouzavost (v bezvětří nedoletí tak daleko), avšak kvůli relativně malé hmotnosti má menší klesavost (tzn.: dokáže se udržet ve vzduchu déle).

3 Konstrukční návrh

3.1 Stabilita

Pokud má být letoun stabilní musí se po vychýlení letu vrátit samovolně do původního režimu letu. Počítá se s stranovou a podélnou stabilitou. Dále se dělí na statickou a dynamickou. Já se budu ve svých výpočtech věnovat pouze statické podélné stabilitě. Zásadní vliv na stabilitu má poloha těžiště letounu, profil křídla (zejména jeho klopivý moment) a mohutnost VOP respektive SOP .Dále také trup a gondola motoru. Vliv těchto součástí však zanedbám.

Letadlo je v rovnováze pokud součet všech momentů v určeném režimu letu vztažených k těžišti je roven 0(2)

$$c_{mk} + c_{Lk}(\bar{x}_T - \bar{x}_{AK}) - c'_{LVOP}\tilde{V}_{VOP} + c'_{LVOP}\frac{S_{VOP}}{S}(\bar{x}_T - \bar{x}_{AK}) = 0$$

kde c_{mk} je součinitel klopivého momentu křídla, který vygeneruji v programu xflr5. \bar{x}_T je poloha těžiště vzhledem k SAT (tzn. když vynásobím 100 dostanu hodnotu, která mi říká, v kolika procentech délky tětivy kořenového profilu se nachází těžiště). \bar{x}_{AK} je aerodynamický střed profilu. U většiny profilů bývá v 25 % délky tětivy profilu. Tato rovnováha by měla platit v režimu letu největší klouzavosti, tzn.: při konkrétním úhlu náběhu (konkrétním součiniteli vztlaku, odporu a klopivého momentu), který určím z aerodynamické poláry.

Po vyjádření \bar{x}_T dostanu vztah pro určení polohy těžiště

$$\bar{x}_T = \left(\bar{x}_{AK} + \frac{c'_{LVOP}\tilde{V}_{VOP} - c_{mk}}{c_{Lk} + c'_{LVOP}\frac{S_{VOP}}{S}} \right) 100 = \left(0,25 + \frac{0,007 + 0,107}{0,998 + 0,007\frac{0,16}{0,74}} \right) 100 = 36,4\%$$

Jak moc bude letoun podélně staticky stabilní, určuje takzvaná statická zásoba δ_A , což je rozdíl neutrálního bodu letounu od těžiště. Čím je větší, tím je letadlo stabilnější, ale méně manévrovatelné. Pokud by statická zásoba vyšla záporně, tzn.: těžiště by překročilo neutrální bod, letadlo by bylo nestabilní. Je definován jako $\delta_A = \bar{x}_A - \bar{x}_T$, kde \bar{x}_A je neutrální bod letounu (aerodynamický střed). Pro jeho určení jsem použil postup z literatury(3) a uvažoval pouze s přispěním křídla a VOP. Vliv trupu a motoru jsem zanedbal. Poloha neutrálního bodu pouze s přispěním křídla a VOP je definována jako

$$\bar{x}_A = \bar{x}_{AK} + \frac{a_{VOP}}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) k_{VOP} \tilde{V}_{VOP}$$

k_{VOP} je součinitel snížení kinetického tlaku v místě VOP, který jsem určil z tabulky:

$$k_{VOP} = 0,87$$

a_{VOP} je sklon vztlakové čáry VOP, kterou jsem určil z tabulky $a_{VOP} = 2,8 \text{ rad}^{-1}$

$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ je derivace úhlu zešikmení proudu vzduchu podle úhlu náběhu v místě VOP a

určí se vztahem (s předpokladem že VOP bude v jedné ose s křídlem): $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 1,75 \frac{a_{kř}}{\pi A^4 \sqrt{l'_{VOP} \cdot \lambda}}$

$a_{kř}$ je sklon vztlakové čáry křídla, který jsem určil z tabulky $a_{kř} = 6,5 \text{ rad}^{-1}$

$$a \ l'_{VOP} = \frac{2 \tilde{l}_{VOP}}{b} = \frac{2 \cdot 1055}{3450} = 0,61$$

$$\text{potom } \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 1,75 \frac{6,5}{\pi 16^4 \sqrt{0,61 \cdot 0,34}} = 0,33$$

a je sklon vztlakové čáry letounu a určí se:

$$a = a_{kř} + a_{VOP} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) = 6,5 + 2,8 \cdot 0,87 \frac{0,16}{0,74} (1 - 0,33) = 6,86$$

potom:

$$\bar{x}_A = \left(0,25 + \frac{2,8}{6,86} (1 - 0,33) 0,87 \right) \cdot 100 = 48,8\%$$

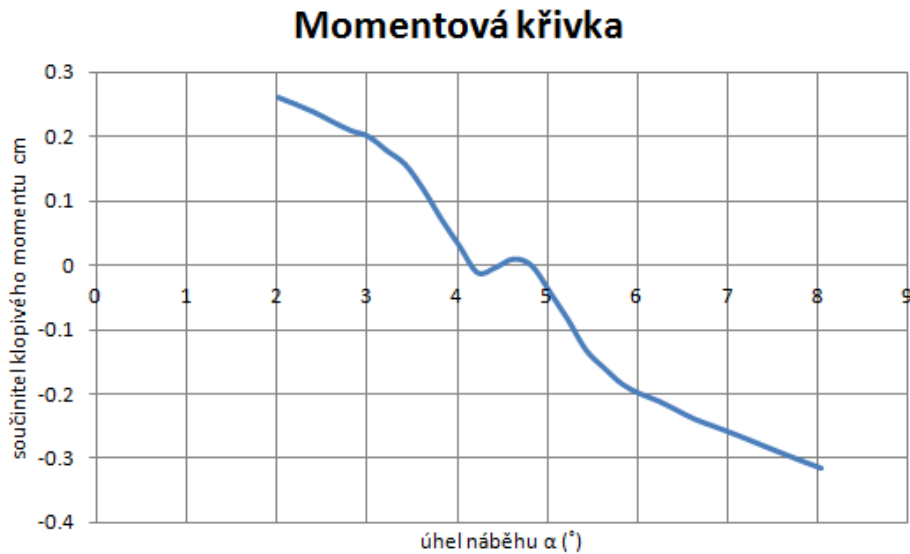
Statickou zásobu nakonec vypočtu jako

$$\delta_A = \bar{x}_A - \bar{x}_T = 48,8 - 36,4 = 12,4\%$$

Statická zásoba modelů kluzáků by se měla pohybovat v rozmezí 10 až 15 %. Menší (kolem 5 %) se používá spíše pro akrobatické letouny. Takže 12,4 % se tedy pro můj model jeví jako dosti příznivá.

Pro názornost nakonec vytvořím momentovou křivku tím, že vypočtu pro několik úhlů náběhů součinitel klopivého momentu vzhledem k již vypočtenému těžišti.

$$c_m = c_{mk} + c_{Lk}(\bar{x}_T - \bar{x}_{AK}) - c'_{LVOP}\tilde{V}_{VOP} + c'_{LVOP}\frac{S_{VOP}}{S}(\bar{x}_T - \bar{x}_{AK})$$



Obrázek 7: momentová křivka

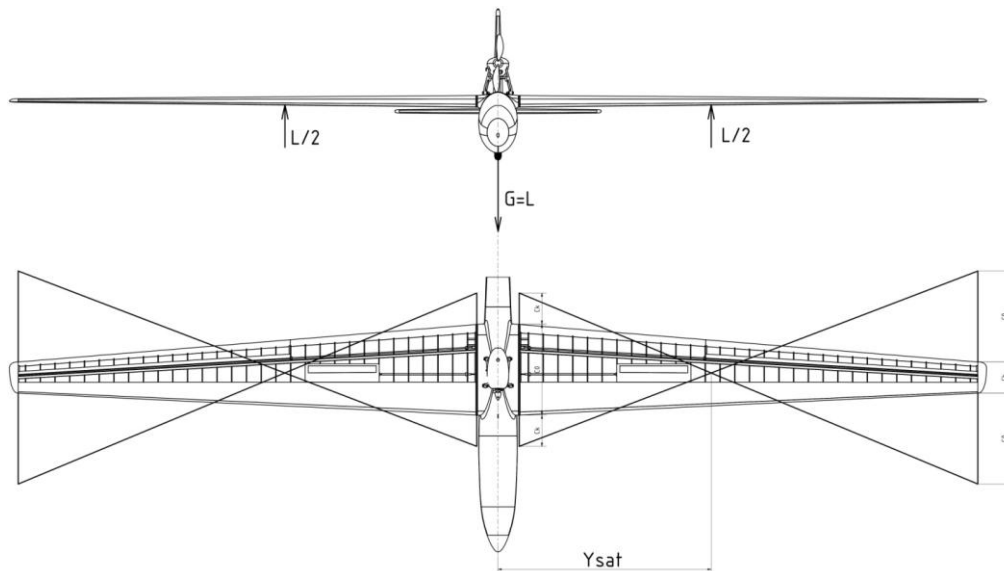
zdroj:vlastní

Na momentové křivce lze vidět, že u letounu existují tři režimy letu, u kterých jsou momenty v rovnováze. Dva jsou stabilní a jeden nestabilní. Je to jev, který se projevuje u letadel s nižším Reynoldsovým číslem a je zapříčiněn náhlými výkyvy aerodynamických veličin právě kvůli nízkému Reynoldsovému číslu.

3.2 Návrh křídla

Křídlo budu řešit konstrukčně. Bude tvořeno žebry, jedním hlavním a druhým menším skříňovým nosníkem, tuhým balsovým potahem a samozřejmě nátokovou a odtokovou hranou. Celé křídlo nakonec potáhnu teplem vypínací potahovací fólií. Budou na něm umístěny brzdící klapky (aerodynamické brzdy), které budou ovládány jedním servem umístěným v trupu. Dále se osadí křídélky, které budou ovládány taktéž jedním servem umístěným v trupu. Bude oddělitelné od trupu a spojení zajistí jeden hlavní nosník z duralu a dva jazýčky na kraji křídla.

Pevnostní výpočet křídla



Obrázek 8: zobrazení polohy střední aerodynamické těživy a rovnováhy sil

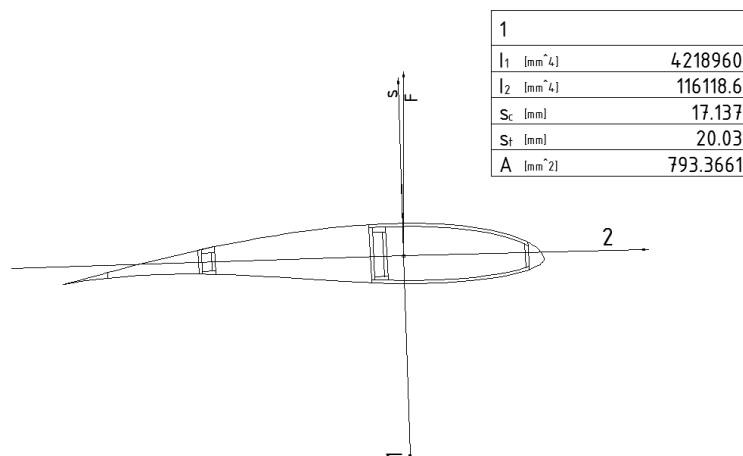
zdroj:vlastní

Křídlo budu kontrolovat jako nosník pouze na ohyb. Vycházím z podmínky

$$\delta_o = \frac{M_o}{W_o} \leq \delta_{OD}$$

δ_{OD} je v mém případě dovolené napětí v ohybu balsy $\delta_{OD} = 10MPa$

W_o je modul průřezu v ohybu nosníku (v mém případě je tvořen dvěma nosníky, potahem a nátokovou a odtokovou hranou) a vypočtu ho v programu autodesk mechanical.



Obrázek 9: Výsledky výpočtu v programu autodesk mechanical

Zdroj:vlastní

Na obrázku lze vidět vypočtené hodnoty. Zatížení bude působit proti ose 2. Vypočtený kvadratický moment $I_2 = 116118,6 \text{ mm}^4$ a vzdálenost nejzevnějšího vlákna $S_i = 20,03 \text{ mm}$. Modul průřezu v ohybu tedy bude

$$W_o = \frac{I_2}{S_i} = \frac{116118,6}{20,03} = 5797,2 \text{ mm}^3$$

M_o je ohybový moment. Křídlo zatěžuje trup, na který v určitých režimech letu působí přetížení n . Toto přetížení potom musí překonat vztlak L , který působí na rameni polohy střední aerodynamické tětiny na každém křídle silou $\frac{L}{2}$.

$$M_o = \frac{y_{SAT} \cdot m_T \cdot g \cdot n}{2}$$

$$m_T = m - m_{kř.} = 2400 - 640 = 1740 \text{ g}$$

m_T je hmotnost trupu a $m_{kř.}$ je hmotnost křídel

Dostávám tedy vztah

$$\frac{y_{SAT} m_T g n}{2W_o} \leq \delta_{OD}$$

Z něho vyjádřím a vypočítám maximální dovolené přetížení

$$n_{\max.} = \frac{2\delta_{OD} W_o}{y_{SAT} m_T g} = \frac{2 \cdot 10 \cdot 5797,2}{722 \cdot 1,74 \cdot 9,823} = 9,4$$

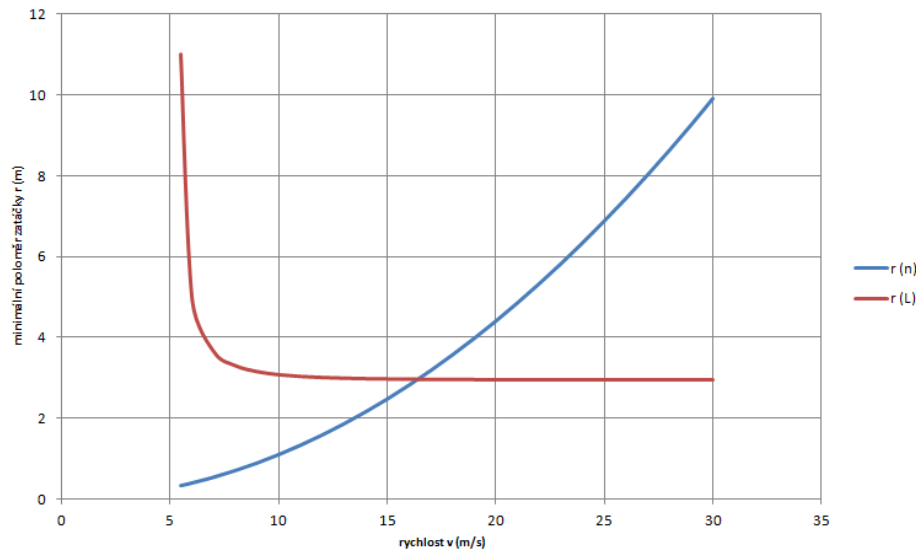
Dále budu předpokládat, že největší přetížení bude na trup působit v zatáčce. Nejmenší poloměr zatáčky, při které přetížení nepřekročí dovolenou mez, vypočtu ze vztahu(2)

$$r_{\min(n)} = \frac{v^2}{g \sqrt{n_{\max}^2 - 1}}$$

Z uvedeného vztahu vyplývá, že výrazně závisí na rychlosti letu. Avšak při malé rychlosti křídla nedokážou vytvořit dostatečný vztlak pro tak malý poloměr zatáčky, proto musím vypočíst ještě minimální poloměr zatáčky, který dovolí vztlak křídel. Vypočtu ho ze vztahu:

$$r_{\min(L)} = \frac{v^2}{g \sqrt{\left(\frac{v}{v_S}\right)^4 - 1}}$$

Pro různé rychlosti potom vytvořím graf



Obrázek 10 : graf závislosti min. poloměru zatáčení na rychlosti

Zdroj: vlastní

Z grafu lze vidět, že do určité rychlosti nedokáží křídla vytvořit dost velký vztlak na to, aby ohrozila svojí pevnost. Nad tuto rychlost již existuje teoretická šance, že by přetížení působící na letoun mohlo překročit dovolenou mez. Tuto rychlost označím jako bezpečná a vypočtu ji ze vztahu

$$v_D = \sqrt{n_{\max.}} \cdot v_{\min} = \sqrt{9,4.5,4} = 16,4 \text{ms}^{-1}$$

Vzhledem k tomu, že se model kluzáku v takových rychlostech většinou nepohybuje a do určité míry je nad tuto rychlost nebezpečí opravdu pouze teoretické, mohu konstatovat, že křídlo pevnostně vyhovuje.

3.3 Návrh Trupu

Trup je jedna z nedůležitějších částí letounu. Jednak tvoří ze všech nosných a stabilizujících částí jeden celek, ale navíc nese řídicí prvky letounu (serva, přijímač, baterku ...). Bude řešen převážně balsově, částečně z polystyrenu a kousek bude s laminátu. Pevnostní výpočet trupu provádět nebudu, jelikož aerodynamickými silami není až tak

namáhán. Při konstrukci je důležitější vyztužit ho ve spodní části aby vydržel i tvrdší přistání.

3.4 Pohon

3.4.1 Motor

Součástí mé práce je i výpočet modelářského detonačního dvojtaktního motoru mvvs o objemu $2,5\text{cm}^3$. Tyto motory se však již nevyrábí a palivo prakticky nejde sehnat. Lze ho však namíchat směsí petroleje éteru a ricinového oleje.

Základní hodnoty motoru:

Vrtání pístu $D = 15\text{mm}$

Zdvih pístu $L = 14\text{mm}$

Maximální otáčky $n = 12000\text{min}^{-1}$

Střední efektivní tlak $p_e = 0,6\text{Mpa}$

Kompresní poměr $\varepsilon = 7$

Výška výfukového kanálu $v_v = 6,3\text{mm}$

Zdvihový objem $V_z = \frac{\pi D^2}{4} L = \frac{\pi \cdot 15^2}{4} \cdot 14 = 2474\text{mm}^3$

Objem spalovacího prostoru $V_k = \frac{V_z}{\varepsilon - 1} = \frac{2474}{7 - 1} = 412,3\text{mm}^3$

Skutečný kompresní poměr

$$\varepsilon_{sk} = \frac{V_z + V_k - \frac{\pi D^2}{4} \cdot v_v}{V_k} = \frac{2474 + 412,3 - \frac{\pi \cdot 15^2}{4} \cdot 6,3}{412,3} = 4,3$$

Výpočet maximálního výkonu a kroutícího momentu

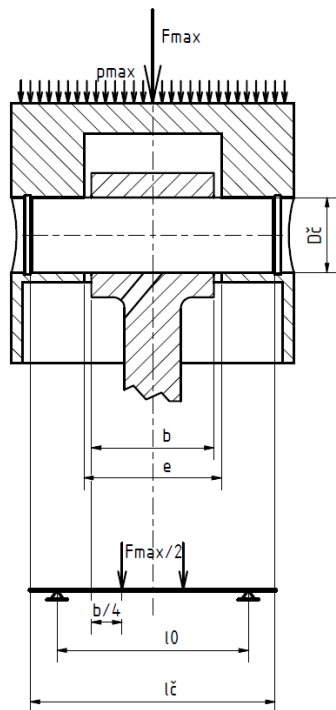
Maximální výkon

$$P = \frac{V_z \cdot p_e \cdot n}{60} = \frac{2,474 \cdot 0,6 \cdot 12000}{60} = 296,7\text{W}$$

Maximální krouticí moment

$$M_k = \frac{P}{2\pi \frac{n}{60}} = \frac{60.296,7}{2\pi \cdot 12000} = 0,24 N.m$$

pístní čep



Obrázek 11: zakreslení rozměrů a polohy pístního čepu

Zdroj: vlastní

$$l_{\check{c}} = 13 \text{ mm}$$

$$D_{\check{c}} = 4 \text{ mm}$$

$$b = 6,5 \text{ mm}$$

$$e = 7,5 \text{ mm}$$

$$l_0 = \frac{l_{\check{c}} + e}{2} = \frac{13 + 7,5}{2} = 10,25 \text{ mm}$$

kontrola pístního čepu na ohyb a otačení

Maximální tlak na píst

$$p_{\max} = 6,5 \cdot (\varepsilon_{sk} - 1) = 6,5 \cdot (4,3 - 1) = 2,15 \text{ Mpa}$$

Maximální síla na píst

$$F_{\max} = \frac{\pi D^2}{4} \cdot p_{\max} = \frac{\pi \cdot 15^2}{4} \cdot 2,15 = 379N$$

Ohybový moment

$$M_o = F_{\max} \cdot \left(\frac{l_o}{2} - \frac{b}{4} \right) = 379 \cdot \left(\frac{10,25}{2} - \frac{6,5}{4} \right) = 663Nmm$$

Modul průřezu v ohybu

$$M_o = F_{\max} \cdot \left(\frac{l_o}{2} - \frac{b}{4} \right) = 379 \cdot \left(\frac{10,25}{2} - \frac{6,5}{4} \right) = 663Nmm$$

Napětí v ohybu

$$\delta_o = \frac{M_o}{W_o} = \frac{663}{6,3} = 105,2Mpa \leq \delta_{oD}$$

Dovolené napětí materiálu 11 600

$$\delta_{oD} = 120 Mpa \geq 105,2 Mpa$$

podmínka je splněna čep na ohyb vyhovuje

na otláčení v pístním oku

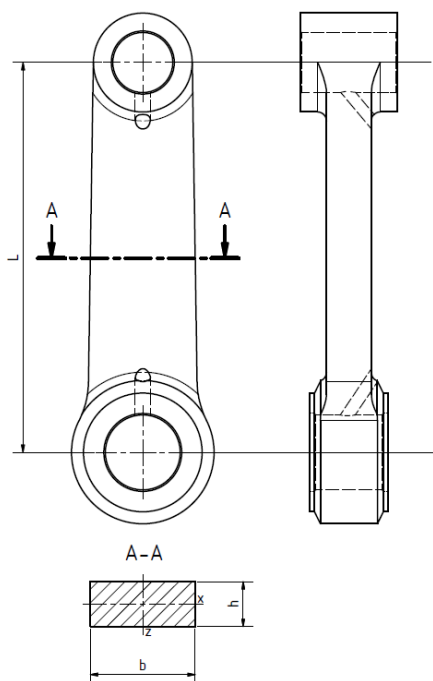
$$p = \frac{F_{\max}}{(l_c - e) \cdot D_c} = \frac{379}{(13 - 7,5)4} = 17,2Mpa$$

Dovolený tlak mat 11 600

$$p_D = 30Mpa \geq 17,2Mpa$$

Podmínka je splněna, čep na otláčení vyhovuje

Ojnice



Obrázek 12: Zakreslení rozměrů ojnice

Zdroj: vlastní

$$L_o = 26 \text{ mm}$$

$$b = 7 \text{ mm}$$

$$h = 3 \text{ mm}$$

Kontrola ojnice na vzpěr

Kvadratický moment

$$I_z = \frac{hb^3}{12} = \frac{3.7^3}{12} = 85,75 \text{ mm}^4$$

Poloměr setrvačnosti

$$i = \sqrt{\frac{I_z}{hb}} = \sqrt{\frac{85,75}{7.3}} = 2$$

Štíhlostní poměr

$$\lambda = \frac{L}{i} = \frac{26}{2} = 13$$

$\lambda < 60$ proto kontrolují pouze na prostý tlak

$$\delta_d = \frac{F_{\max}}{hb} = \frac{379}{7,3} = 18 \text{ Mpa}$$

Dovolené napětí v tlaku materiálu 11 600

$$\delta_{dD} = 100 \text{ Mpa} \geq 18 \text{ Mpa}$$

Podmínka je, splněna ojnice vyhovuje

Kinematika klikového mechanismu

Dráha pístu

$$x = r \left[(1 - \cos \alpha) + \frac{1}{2} \lambda \sin 2\alpha \right]$$

Kde

Poloměr kliky

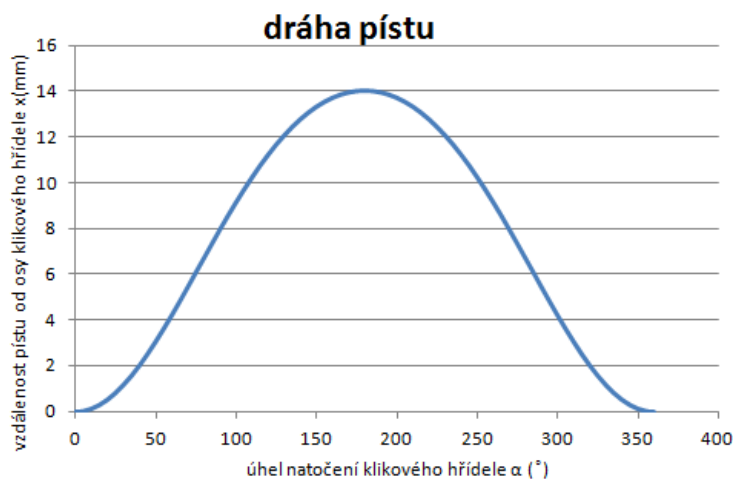
$$r = \frac{L}{2} = \frac{14}{2} = 7 \text{ mm}$$

Klikový poměr

$$\lambda = \frac{r}{L_o} = \frac{7}{26} = 0,27$$

A α je úhel natočení kliky

V Excelu vytvořím graf průběhu polohy pístu při jednom otočení klikové hřídele



Obrázek 13: graf průběhu polohy pístu při jednom otočení klikové hřídele

Zdroj: vlastní

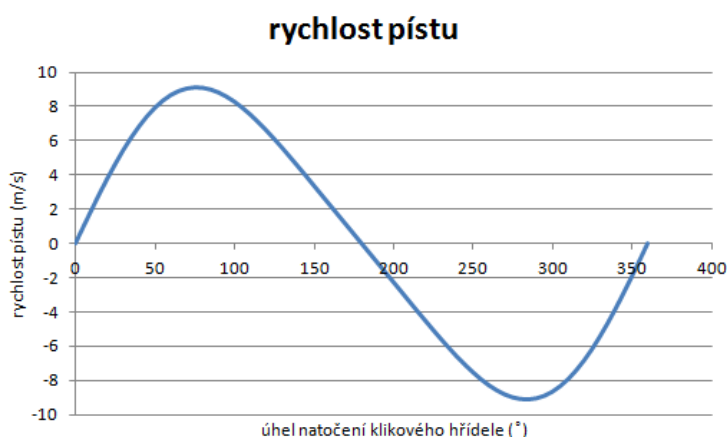
Rychlost pístu

$$v = r \cdot \omega \left(\sin \alpha + \frac{\lambda}{2} \sin 2\alpha \right)$$

Úhlová rychlost klikového hřídele

$$\omega = 2\pi \cdot \frac{n}{60} = 2\pi \cdot \frac{12000}{60} = 1256,3s^{-1}$$

V Excelu vytvořím graf průběhu rychlosti pístu při jednom otočení klikové hřídele



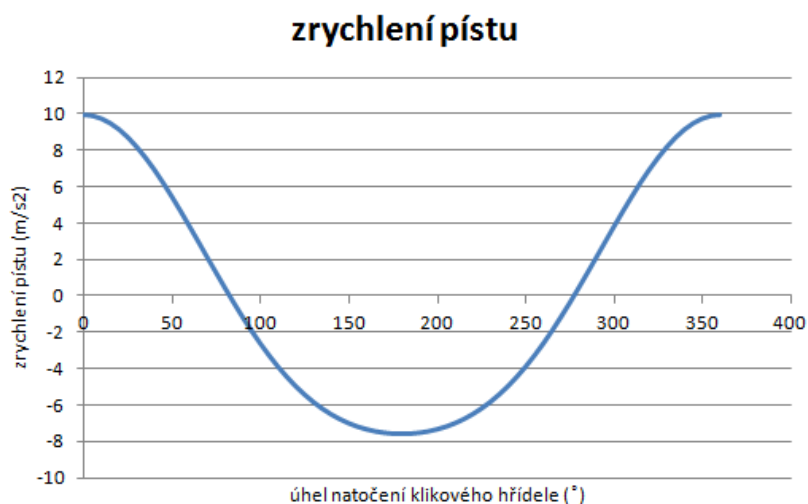
Obrázek 14: graf průběhu rychlosti pístu při jednom otočení klikové hřídele

Zdroj:vlastní

Zrychlení pístu

$$a = r \cdot \omega^2 \cdot (\cos \alpha + \lambda \sin 2\alpha)$$

V Excelu vytvořím graf průběhu zrychlení pístu při jednom otočení klikové hřídele



Obrázek 15: graf průběhu zrychlení pístu při jednom otočení klikové hřídele

zdroj:vlastní

3.4.2 Volba vrtule

Úkolem vrtule je převést mechanickou energii motoru na tah. Čím větší je její průměr a stoupání, tím dokáže vyvinout větší tah. Její velikost je však omezena výkonností motoru.

Charakterizujícími veličinami vrtule je její účinnost η , součinitel tahu C_T a výkonnosti C_P , které se stahují k rychlostnímu poměru, ten je definován:

$$J = \frac{v}{nD} \text{ kde } v \text{ je rychlost letu (m/s), } n \text{ otáčky (1/s) a } D \text{ průměr vrtule (m)}$$

Ze součinitele výkonnosti mohou vypočítat potřebný výkon motoru:

$$P = C_P \rho n^3 D^5$$

Vrtule	rychlostní poměr J	CT	CP	potřebný příkon P(W)
7x4	0,224971879	0,0641	0,0398	67,66483418
7x9	0,224971879	0,1062	0,1224	208,0948669
8x4	0,196850394	0,0856	0,0417	138,2215439
8x6	0,196850394	0,1115	0,08	265,1732257
8x8	0,196850394	0,1211	0,1131	374,8886479
9x4	0,174978128	0,0835	0,0412	246,093143
9x6	0,174978128	0,118	0,0807	482,0319573

Obrázek 16: porovnávací tabulka několik typů vrtulí

zdroj:vlastní

Z tabulky lze vidět, že největší tah z uvedených vrtulí dokáže vyvinout vrtule 8 x 8. Avšak pro tuto vrtuli bych potřeboval motor o výkonu alespoň 374,9W. Můj motor disponuje maximálním výkonem 296,7W. Do tohoto příkonu vyvine největší tah vrtule 8x6. Proto volím:

Průměr vrtule

$$D = 8" = 203,2mm$$

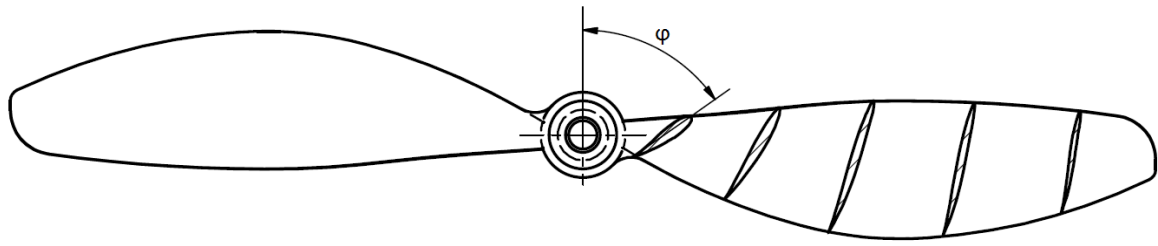
Stoupání vrtule

$$H = 6" = 152,4mm$$

Protože chci dále udělat návrh celého letounu, musím provést návrh celé vrtule. Jako profil vrtule volím Eppler E856 u kořene a Eppler E850 na konci. Úhel nastavení profilu se bude s rostoucí vzdáleností od osy vrtule zmenšovat a jeho velikost určuje stoupání. Vypočtu ho:

$$\varphi = \frac{P}{2\pi \cdot r}$$

r je vzdálenost od osy vrtule

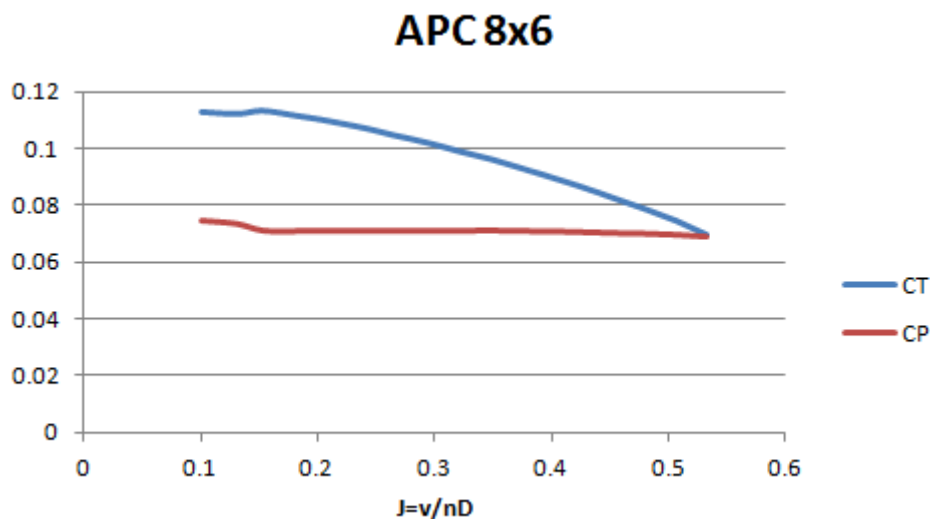


Obrázek 17: Vrtule

Zdroj:vlastní

3.4.3 Výpočet rychlostní poláry ve stoupavém letu

Rychlostní poláru ve stoupavém letu vytvořím proto, abych zjistil maximální možný úhel stoupání a největší stoupavost. Zase je to závislost dopředné rychlosti a stoupací rychlosti na úhlu stoupání. Ve výpočtech budu vycházet z charakteristik vrtule APC thin electric 8x6:(4)



Obrázek 18: Hodnoty CT a CP pro vrtuli APC thin electric 8x6

Zdroj:vlastní

Z rychlostního poměru mohu vyjádřit a vypočítat rychlost:

$$v = JnD$$

Pro všechny hodnoty rychlosti potom vypočítám odpor D:

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S c_D$$

Součinitel odporu c_D se bude ve skutečnosti měnit. Pro zjednodušení výpočtu však budu počítat s neměnným součinitelem $c_D = 0,04$

Dále vypočítám tah vrtule pro všechny rychlosti v

$$T = c_T \delta n^2 D^4$$

Úhel stoupání se potom dá vypočítat:

$$\gamma = \arcsin \frac{T - D}{mg}$$

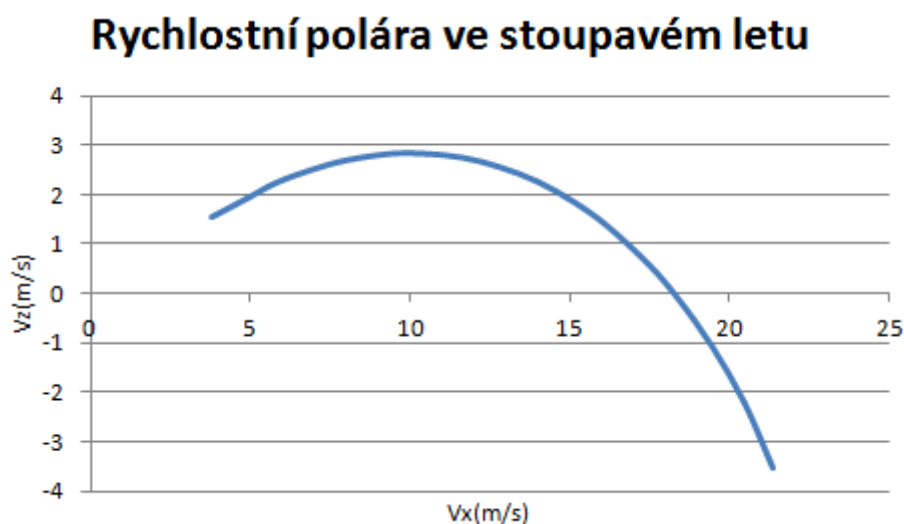
Rychlost potom rozložím na dopřednou rychlost

$$V_x = V \cos \bar{\gamma}$$

a rychlost stoupání

$$V_z = V \sin \bar{\gamma}$$

Následně vytvořím graf



Obrázek 19: Rychlostní polára ve stoupavém letu

Zdroj: vlastní

Z grafu můžu vyčíst maximální stoupavost:

$$V_z = 2,8 \text{ms}^{-1} \text{ při úhlu stoupání } \gamma = 15^\circ$$

Maximální úhel stoupání je:

$$\gamma_{\max} = 22^\circ$$

4 Finanční výpočet

Pro sražení nákladů co nejnižší je nutné využít koupený materiál co nejvíce. Hlavní surovinou pro stavbu bude balsa, která se nejčastěji prodává ve formě balsových prkének o rozměrech 100 x 1000mm a o příslušné tloušťce. Při stavbě se tedy tato plocha musí využít co nejefektivněji, aby bylo co nejméně odpadu. V následující tabulce jsou zapsány všechny materiály potřebné na samotnou výrobu.

Název:	Cena (Kč)	Kusů	Celkem
balsové prkénko	33	19	627
balsové prkénko	41	4	146
balsové prkénko	49	1	49
balsové prkénko	52	2	104
balsové prkénko	66	1	66
překližka letecká 190x387x2	66	3	198
hliníková trubka 4/3.4	37	2	74
hliníková trubka 5/4.15	56	2	112
ocelový drát 2	18	2	36
duralový plech 40x1000x4	204	1	204
pěnový polystyren	10	1	10
nažehlovací fólie 600x1000	180	5	900
barva ve spreji	100	1	100
Vysílač+Přijímač	4500	1	4500
servo	351	4	1404
baterka	500	1	500

Celkem:	9048
---------	------

Z tabulky lze poznat, že stavba samotné konstrukce a mechanismů zahrnuje pouze 18,5 % z nákladů. Další 11,5 % zahrnuje potah a povrchová úprava a nejdražší na celém modelu je elektronika, která má podíl 70 % ze všech nákladů. Nejdražší je pak vysílač s přijímačem, které stojí polovinu všech nákladů na model.

5 Závěr

Hlavním cílem tohoto projektu bylo navrhnout kompletní model letadla, který by byl výkonný a také dobře ovladatelný. Dalším požadavkem potom byla levná a rychlá výroba. Celý model bude proto vyroben převážně z balsy, která je levná a práce s ní je i velice jednoduchá. Výsledným prototypem byl nakonec kluzák s možností přimontování motoru.

Dalším cílem bylo početně zjistit výkony tohoto kluzáku. V těchto výpočtech se vycházelo z aerodynamické poláry křídla, která byla vygenerována v programu xflr5. Následně se vypočítala tato aerodynamická charakteristika i pro celé křídlo a kompletní model. Dále byla vytvořena i rychlostní polára v klouzavém letu u které bylo nezbytné provést odhad hmotnosti. Proto tedy výsledné hodnoty závisí na kvalitě použitých materiálů. Zejména potom balsy, u které se může její hmotnost měnit.

Konstrukční část zahrnovala návrh celé konstrukce křídla a trupu. Pevnost křídla byla prověřena výpočtem, ve kterém byl vytvořen graf udávající závislost rychlosti a bezpečném poloměru zatačení. Dále byly navrženy všechny mechanismy, jejichž funkčnost se následně prověřila v konstrukčním programu. Také se prověřovala stabilita letadla, konkrétně podélná statická stabilita. Zde se tedy zjistilo požadované umístění těžiště i výsledná stabilita modelu. Jelikož se v projektu uvažuje i o verzi s motorem, byla vytvořena rychlostní polára i ve stoupavém letu. Pro její vytvoření bylo nezbytné zvolit konkrétní motor a vrtuli. Ve výpočtu byla nalezena vrtule s nejvyšší účinností a také byl proveden rozbor spalovacího motoru mvvs.

Anotace

Příjmení a jméno	Hrabal Zdenek
Název školy	SPŠ strojnická Olomouc tř.17.listopadu 49
Název maturitní práce	Digitální prototyp modelu letadla
Vedoucí práce	Ing. Boris Šmárik
Počet stran	39
Počet příloh	2
Počet použité literatury a zdrojů	7
Klíčová slova	Model letadla Kluzák Aerodynamika Stabilita Pohon

Cílem této práce bylo navrhnout kompletní digitální model letadla, včetně všech funkčních mechanismů a pohonu. Pomocí výpočtů dále dokázat výkony kluzáku vytvořením rychlostní poláry. Konkrétně spočítat klouzavost, klesavost a minimální rychlost. Bylo nutné prokázat dostatečnou stabilitu, říditelnost a pevnost celé konstrukce. Práce se také zabývala výpočtem výkonu a konstrukcí leteckého modelářského motoru. Nakonec byla vytvořena kompletní výkresová dokumentace.

Resumé

Main goal of this project was complete digital model of airplane, including all functional mechanisms and propulsions. The second goal was demonstration of plane's performances by speed polar line as well as stability, controllability, gliding and strength of the whole structure. Project was also focussed on performance calculations and construction of RC engine. The project documentation was made at least.

Seznam obrázků

Obrázek 1: Profil Fx 60-123 a Fx 60-100.....	5
Obrázek 2: Aerodynamická polára profilu křídla.....	8
Obrázek 3 tabulka opravných součinitelů indukovaného úhlu náběhu a odporu	10
Obrázek 4: Aerodynamická polára profilu křídla, křídla a celého letadla.....	12
Obrázek 5 Znárodnění sil působících na letadlo v klouzavém letu	13
Obrázek 6: Rychlostní polára klouzavého letu	14
Obrázek 7: momentová křivka.....	18
Obrázek 8: zobrazení polohy střední aerodynamické tětiny a rovnováhy sil.....	19
Obrázek 9: Výsledky výpočtu v programu autodesk mechanical	19
Obrázek 10 : graf závislosti min. poloměru zatáčení na rychlosti.....	21
Obrázek 11: zakreslení rozměrů a polohy pístního čepu	23
Obrázek 12: Zakreslení rozměrů ojnice.....	25
Obrázek 13: graf průběhu polohy pístu při jednom otočení klikové hřídele.....	26
Obrázek 14: graf průběhu rychlosti pístu při jednom otočení klikové hřídele	27
Obrázek 15: graf průběhu zrychlení pístu při jednom otočení klikové hřídele	27
Obrázek 16: porovnávací tabulka několik tipů vrtulí	28
Obrázek 17: Vrtule	29
Obrázek 18: Hodnoty CT a CP pro vrtuli APC thin electric 8x6	29
Obrázek 19: Rychlostní polára ve stoupavém letu	30

Cizojazyčný slovník

Tekutina	Liquid
Proudění	Flow
Profil křídla	Airfoil
Křídlo	Wing
Vztlak	Lift
Odpor	Drag
Letadlo	Aircraft
Kluzák	Glider
Výkony letounu	Plane performances
Klouzavý let	Gliding flight
Rychlostní polára	Speed polar line
Aerodynamická polára	Aerodynamic polar line
Přetížení	G-load factor
Letové vlastnosti	Flight properties
Podélná stabilita	Longitudinal stability
Pohon letounu	Plane propulsion
Vrtule	Propeller
Tah	Thrust
Rychlost	Velocity
Hustota	Density
Klopivý moment	Pitching moment
Klonivý moment	Rolling moment
Síla	Force
Atmosféra země	Earth atmosphere

Reynoldsovo číslo

Reynolds number

Seznam literatury a dalších zdrojů

1. www.ae.illinois.edu. [Online] [Citace: 1. Prosinec 2012.] <http://www.ae.illinois.edu/m-selig/props/propDB.html>.

2. **Hoření, Bohumír a Lněnička, Jaroslav.** *Letecké modelářství a aerodynamika*. Praha : Naše vojsko, 1977. str. 293. ISBN neuvedeno.

3. **Daněk, Vladimír.** *Projektování letadel*. Brno : Nakladatelství VUT Brno, 1992. ISBN neuvedeno.

4. [ae.illinois.edu](http://www.ae.illinois.edu). [Online] [Citace: 1. Listopad 2012.] http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html.

5. **Brož, Václav.** *Aerodynamika nízkých rychlostí*. Praha : Ediční středisko ČVUT, 1990. ISBN neuvedeno.

6. **Brůcha, Oldřich.** *Aeromechanika - Výkony letadel*. Praha : Státní nakladatelství technické literatury, 1957. str. 438. ISBN neuvedeno.

7. **Lněnička, Jaroslav.** *O dřívějších větroních a modelech*. Hradec Králové : Aeromodel, 1999. str. 110. ISBN neuvedeno.

Seznam symbolů

b	[m]	Rozpětí křídla
C_0	[m]	Hloubka profilu u kořene křídla
C_K	[m]	Hloubka profilu na konci křídla
$\varphi_{K\check{R}}$	[°]	Úhel nastavení křídla
S	[m ²]	Nosná plocha
A	[-]	Štíhlost křídla
λ	[-]	Zúžení křídla
C_{SAT}	[m]	Hloubka střední aerodynamické tětivy křídla
y_{SAT}	[m]	Poloha střední aerodynamické tětivy křídla
l_{VOP}	[m]	Vzdálenost VOP od křídla
φ_{VOP}	[°]	Úhel nastavení VOP
V_{VOP}	[-]	Mohutnost VOP
φ_S	[°]	Úhel seřízení
Re	[-]	Reynoldsovo číslo
L	[N]	Vztlak
D	[N]	Odpor
C_L	[-]	Součinitel vztlaku
C_D	[-]	Součinitel odporu
K	[-]	Klouzavost
γ	[°]	Úhel klouzání
V	[m/s]	Rychlost
V_X	[m/s]	Dopředná rychlost
V_Z	[m/s]	Rychlost klesání/stoupání
C_m	[-]	Součinitel klopievého momentu
x_T	[%]	Poloha těžiště
x_A	[%]	Poloha neutrálního bodu letadla
δ_A	[%]	Statická zásoba
δ_O	[Mpa]	Napětí v ohybu
I	[m ⁴]	Kvadratický modul průřezu
W_O	[m ³]	Modul průřezu v ohybu
M_O	[N.m]	Ohybový moment
$n_{max.}$	[-]	Největší dovolené přetížení
$r_{min.}$	[m]	Minimální poloměr zatáčky
J	[-]	Rychlostní poměr
T	[N]	Tah

Přílohy

Příloha 1: Výkresová dokumentace motoru MVVS

Příloha 2: Výkres trupu a křidel