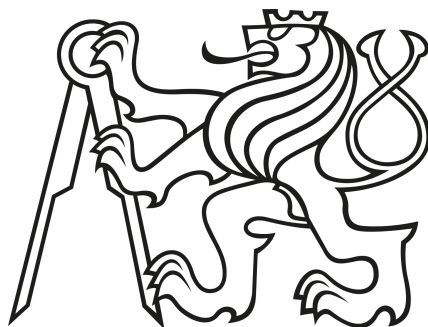


**České Vysoké Učení Technické v Praze**

**Strojní fakulta**

**Ústav letadlové techniky**



# **Trendy ve vývoji akrobatických letadel**

Trends in Aerobatic Aircraft Evolution

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

**Jan Kaplan**

Vedoucí práce: Ing. Jiří Brabec Ph.D.

2018



# ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Kaplan** Jméno: **Jan** Osobní číslo: **437705**  
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**  
Studijní program: **Teoretický základ strojínského inženýrství**  
Studijní obor: **bez oboru**

## II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

**Trendy ve vývoji akrobatických letadel**

Název bakalářské práce anglicky:

**Trends in Aerobatic Aircraft Evolution**

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Rešerši současného stavu v dané kategorii letadel
- 2) Vyhodnoťte trendy v parametrech letounů dané kategorie
- 3) Navrhněte parametry pro nový letoun dané kategorie

Seznam doporučené literatury:

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

**Ing. Jiří Brabec, Ph.D., ústav letadlové techniky FS**

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) bakalářské práce:

Datum zadání bakalářské práce: **31.10.2017**

Termín odevzdání bakalářské práce: **05.01.2018**

Platnost zadání bakalářské práce: \_\_\_\_\_

Ing. Jiří Brabec, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) práce

Ing. Robert Theiner, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.  
podpis děkana(ky)

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Student bere na vědomí, že je povinen vypracovat bakalářskou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v bakalářské práci.

\_\_\_\_\_  
Datum převzetí zadání

\_\_\_\_\_  
Podpis studenta

## Abstrakt

Tato bakalářská práce se zabývá kategorií akrobatických letadel. Úvodní část práce obsahuje rešerši vybrané skupiny akrobatických letadel. Dále jsou v práci vyhodnoceny a vysvětleny jednotlivé parametry akrobatických letadel. Z vyhodnocení parametrů akrobatických letadel vychází druhá část práce, která obsahuje výpočty sloužící k návrhu základních parametrů pro nový letoun kategorie akrobatických letadel. Konkrétně se jedná o návrh plochy a štihlosti křídla, maximální vzletové hmotnosti letadla a výkonu motoru.

**Klíčová slova:** akrobatické letadlo, plocha křídla, štihlost křídla, maximální vzletová hmotnost letadla, výkonové požadavky letadla, návrh parametrů

## Abstract

This bachelor thesis deals with category of aerobatic aircrafts. The first part contains research of chosen group of aerobatic aircrafts. There is also evaluation and explanation of individual parameters of aerobatic aircrafts. Second part of the thesis contains calculations based on the evaluation for suggesting basic parameters for a brand-new aerobatic aircraft. Specifically, it is about wing area, aspect ratio, maximal take-off weight and engine power, which are designed.

**Key words:** aerobatic aircraft, wing area, aspect ratio, maximal aircraft take-off weight, power requirements of aircraft, parameters design

## Prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto práci vypracoval samostatně s použitím literárních pramenů a informací, které cituji a uvádím v seznamu použité literatury a zdrojů informací.

Datum: .....

.....

podpis

## **Poděkování**

Děkuji Ing. Jiřímu Brabcovi, Ph.D. za jeho odbornou pomoc, cenné rady, poskytnuté materiály, čas a trpělivost při vedení bakalářské práce.

# OBSAH

<b>1. ÚVOD</b> .....	<b>7</b>
<b>2. REŠERŠE AKROBATICKÝCH LETADEL</b> .....	<b>8</b>
2.1 GEOMETRICKÉ CHARAKTERISTIKY .....	8
2.1.1 <i>Geometrické charakteristiky křídla</i> .....	8
2.1.2 <i>Štíhlost křídla</i> .....	9
2.1.3 <i>Uspořádání ocasních ploch</i> .....	9
2.1.4 <i>Mohutnost ocasních ploch</i> .....	11
2.2 HMOTNOSTNÍ CHARAKTERISTIKY .....	11
2.2.1 <i>Prázdňá a maximální vzletová hmotnost</i> .....	11
2.2.2 <i>Zatížení křídla</i> .....	13
2.2.3 <i>Výkonové zatížení</i> .....	13
2.2.4 <i>Provozní násobky</i> .....	14
2.2.5 <i>Maximální a pádová rychlost</i> .....	18
2.3 LETADLA UVEDENÁ V REŠERŠI.....	21
<b>3. NÁVRH PARAMETRŮ PRO NOVÝ LETOUN</b> .....	<b>41</b>
3.1 OPTIMALIZACE VÝKONOVÉHO A PLOŠNÉHO ZATÍŽENÍ .....	43
3.1.1 <i>Omezení pádovou rychlostí</i> .....	43
3.1.2 <i>Omezení v zatáčce</i> .....	44
3.1.3 <i>Požadavek na cestovní rychlost</i> .....	44
3.1.4 <i>Požadavek na stoupavost</i> .....	44
3.1.5 <i>Výsledný graf</i> .....	45
3.2 VÝPOČET A VOLBA PARAMETRŮ.....	46
<b>4. ZÁVĚR</b> .....	<b>48</b>
<b>SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY</b> .....	<b>49</b>
<b>SEZNAM OBRÁZKŮ</b> .....	<b>51</b>
<b>SEZNAM TABULEK</b> .....	<b>52</b>
<b>SEZNAM GRAFŮ</b> .....	<b>52</b>
<b>SEZNAM PŘÍLOH</b> .....	<b>52</b>
<b>PŘÍLOHA 1</b> .....	<b>53</b>

# 1. Úvod

Předmětem této bakalářské práce je rešerše současného stavu v kategorii akrobatických letadel, vyhodnocení jednotlivých parametrů a návrh základních parametrů pro nový letoun dané kategorie. Konkrétně se tato bakalářská práce zaměřuje až na výjimky na akrobatická letadla od roku 1970 s provozními násobky okolo  $+6/-3$ . Jsou zde ale uvedeny pro ukázkou i stroje výkonnější. Kategorii akrobatického létání je několik a liší se podle obtížnosti předvedených obrátů. Nejobtížnější je kategorie Unlimited, která je současně nejprestižnější, finančně nejnáročnější a letadla nejsou omezována žádným výkonovým limitem. Letadla soutěžící v této kategorii musí zvládnout nejsložitější obraty. Další kategorií je Advanced a Intermediate, ve kterých závodí stroje nižšího výkonu a letecké obraty jsou jednodušší než v nejvyšší kategorii Unlimited. Nejnižší kategorií je Sportsman, která se považuje za vstupní kategorii. Oproti těmto standardním kategoriím se vymezují speciální soutěže jako je např. Red Bull Air Race World Championship, což je mistrovství světa leteckých závodů akreditované mezinárodní federací. Po zjištění všech důležitých parametrů u jednotlivých letadel následuje vyhodnocení parametrů a vybrání vstupních parametrů do třetí, výpočtové části, ze které vzejde návrh základních parametrů, které budou dále sloužit pro detailní návrh geometrie nového akrobatického letadla. [3]





### 2.1.2 Štíhlost křídla

První, kdo se začal zabývat štíhlostí křídla byli bratři Wrightové, kteří studovali vlastnosti křídel v jejich vybudovaném větrném tunelu. Zjistili, že dlouhé a štíhlé křídlo má menší aerodynamický odpor než krátké tlusté křídlo. Štíhlost křídla  $\lambda$  je dána vzorcem:

$$\lambda = \frac{l^2}{S}, \quad (1)$$

kde  $S$  je plocha křídla a  $l$  rozpětí.

Při generování vztlaku křídla dochází k podtlaku nad křídlem a jistému přetlaku vznikajícímu pod křídlem. Vzduch má ale tendenci „uniknout“ zespodu křídla na horní plochu. Vzduch uniká kolem konce křídla a snižuje tak rozdíl tlaků mezi horní a dolní plochou křídla. Snižuje tak vztlak v oblasti u konce křídla. Proudící vzduch kolem špičky proudí ve „vírech“ a tlačí tak na křídlo směrem dolů. Z toho vyplývá, že tento jev snižuje efektivní úhel náběhu profilu křídla. Křídla s vyšší štíhlostí mají špičky dále od sebe než křídla o stejné ploše s nižší štíhlostí. U křídel s vyšší štíhlostí tedy „víry“ u špičky zasáhnou menší plochu křídla než u křídel s nižší štíhlostí. Navíc také u křídel s vyšší štíhlostí nedochází k takovým ztrátám vztlaku a zvýšení odporu kvůli vírům u špičky křídel. Dalším aspektem určujícím štíhlost křídel je pádová rychlost. Kvůli sníženému efektivnímu úhlu náběhu u špičky křídla se hlavně u křídel s nižší štíhlostí efektivní úhel náběhu snižuje a zvyšuje se tím pádová rychlost. [4]

### 2.1.3 Uspořádání ocasních ploch

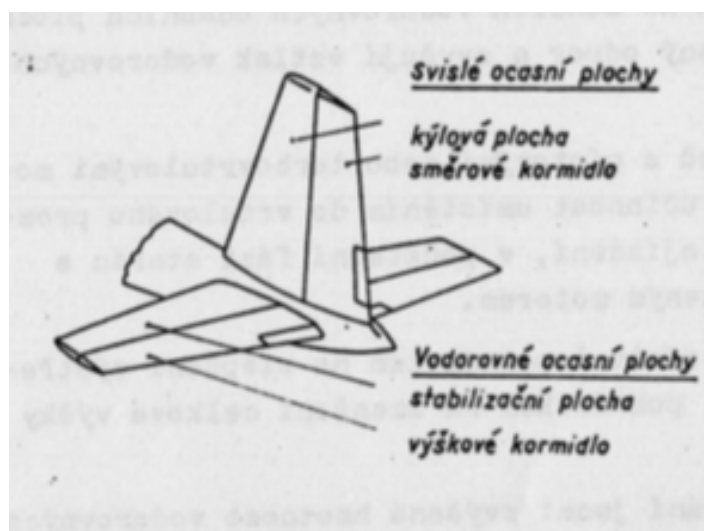
Pro ovládání letadla jsou ocasní plochy nezbytnou součástí. Jsou to svislé (SOP) a vodorovné (VOP) plochy (Obr. 2), které pomocí vychylování zajišťují dosažení stability a říditelnosti letadla. I při velkých posuvech těžiště letadla a výsledné aerodynamické síly jsou schopné splnit přísné požadavky na ovladatelnost letadla. Nevýhody takového řešení jsou ovšem zvýšený odpor, hmotnost letadla a skutečnost, že vodorovné ani svislé ocasní plochy nebrání přetažení letadla. Přetažení letadla je velmi nebezpečný, a kromě některých akrobatických obrátů nežádoucí jev vyznačující se náhlou ztrátou vztlaku z důvodu velkého úhlu náběhu křídla. Následkem může být pád letadla. Z důvodu zvýšeného odporu a hmotnosti letadla se v počátcích konstruovala letadla, která vodorovné a svislé ocasní plochy postrádala. Problém s přetažením letadla se konstruktéři snažili vyřešit stabilizační plochou nacházející se před nosnou plochou. Takováto konstrukce letadla se nazývá letadlo typu kachna. Letadla typu kachna se ale kvůli horším letovým a aerodynamickým vlastnostem ve srovnání s konvenčním uspořádáním ocasních ploch velmi nerozšířila. Výjimku tvoří pouze letadlo s trojúhelníkovým tvarem křídla, které vodorovné ocasní plochy nepotřebuje.

Svislé (SOP) a vodorovné (VOP) plochy jsou zpravidla umístěny na konci trupu. Na Obr. 2 lze vidět jejich tradiční uspořádání. Jak svislé, tak vodorovné ocasní plochy tvoří pevná část (kýlová a stabilizační plocha) a pohyblivá část (směrové a výškové kormidlo). VOP se starají o podélnou stabilitu a ovládání výšky letadla, naopak SOP zajišťují stranovou stabilitu.

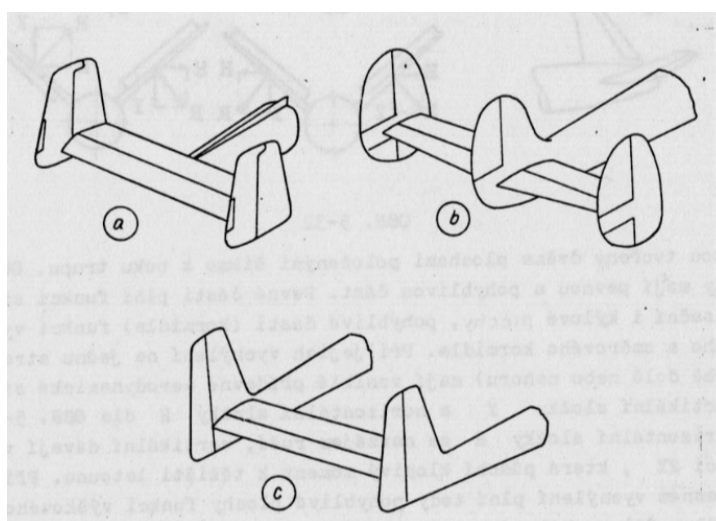
Kromě klasických svislých ocasních ploch se využívají i dvojité nebo trojité (Obr. 3 a, b). V případě dvoutrupých letadel se využívá také dvojitých svislých ocasních ploch (Obr. 3c). Tato konstrukce ocasních ploch je výhodná, protože:

- a) „brání vyrovnávání tlaků na koncích vodorovných ocasních ploch a tím zmenšují indukovaný odpor a zvyšují vztlak vodorovných ocasních ploch,
- b) u vícemotorových letounů s pístovými nebo turbovrtulovými motory lze zvýšit jejich účinnost umístěním do vrtulového proudu. To je výhodné při pojiždění, v počáteční fázi startu, a hlavně při letu s vysazeným motorem.“ [34]

Toto konstrukční řešení ovšem s sebou nese nevýhody v podobě zvýšené hmotnosti, nebezpečí vibrací a zvětšení odporu letadla. U akrobatických letadel se používá výhradně konfigurace s jednou svislou ocasní plochou (Obr. 2).



Obr. 2 Svislé a vodorovné ocasní plochy [34]



Obr. 3 Varianty svislých ocasních ploch [34]

## 2.1.4 Mohutnost ocasních ploch

*Mohutnost ocasních ploch* je zásadní charakteristika, co se týče říditelnosti letadla. Obecně se dá říci, že čím vyšší je hodnota mohutnosti, tím je letadlo lépe říditelné a lépe reaguje na zásahy pilota do řízení. Vzorec pro výpočet mohutnosti ocasních ploch se nepatrně liší pro svislé a vodorovné ocasní plochy. V případě vodorovných ocasních ploch se počítá podle následujícího vzorce:

$$A_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot l_{VOP}}{S \cdot b_{SAT}} \quad (2)$$

Závisí tedy na velikosti obsahu plochy křídla ( $S$ ), ocasních ploch ( $S_{VOP}$ ), střední aerodynamické těživě křídla ( $b_{SAT}$ ) a vzdálenosti působíště vztlaku na vodorovných ocasních plochách od těžiště letounu ( $l_{VOP}$ ). Hodnoty mohutnosti VOP se u letadel zahrnutých do této bakalářské práce pohybují okolo 0,42, u dopravních letadel se může hodnota vyšplhat až na 1,1. U svislých vodorovných ploch se mohutnost počítá dle vzorce:

$$A_{SOP} = \frac{S_{SOP} \cdot L_{SOP}}{S \cdot l}, \quad (3)$$

který kombinuje velikost obsahu plochy křídla ( $S$ ), svislých ocasních ploch ( $S_{SOP}$ ), rozpětí nosné soustavy ( $l$ ) a vzdálenosti působíště vztlaku na svislých ocasních plochách od těžiště letadla ( $L_{SOP}$ ). Hodnoty mohutnosti SOP se u zvolených letadel pohybují mezi 0,04 a 0,08. [34]

## 2.2 Hmotnostní charakteristiky

### 2.2.1 Prázdná a maximální vzletová hmotnost

Hmotnost letadla je jedním z kritických aspektů při navrhování a výrobě letadla. Tím spíše, jde-li o letadlo akrobatické. Hmotnostní výpočty se zpracovávají souběžně s navrhováním jednotlivých dílů letadla a postupně se zpřesňují. Během provádění koncepčních studií je potřeba si uvědomit, že chyby odhadů dosahují 10 až 15 %. V následující části, ověřování a proveditelnosti projektu by chyby v propočtech neměly být vyšší než 3 až 5 %. V poslední části, kterou je projektování a vývoj by chyba ve výpočtech neměla přesahovat 1 až 1,5 %.

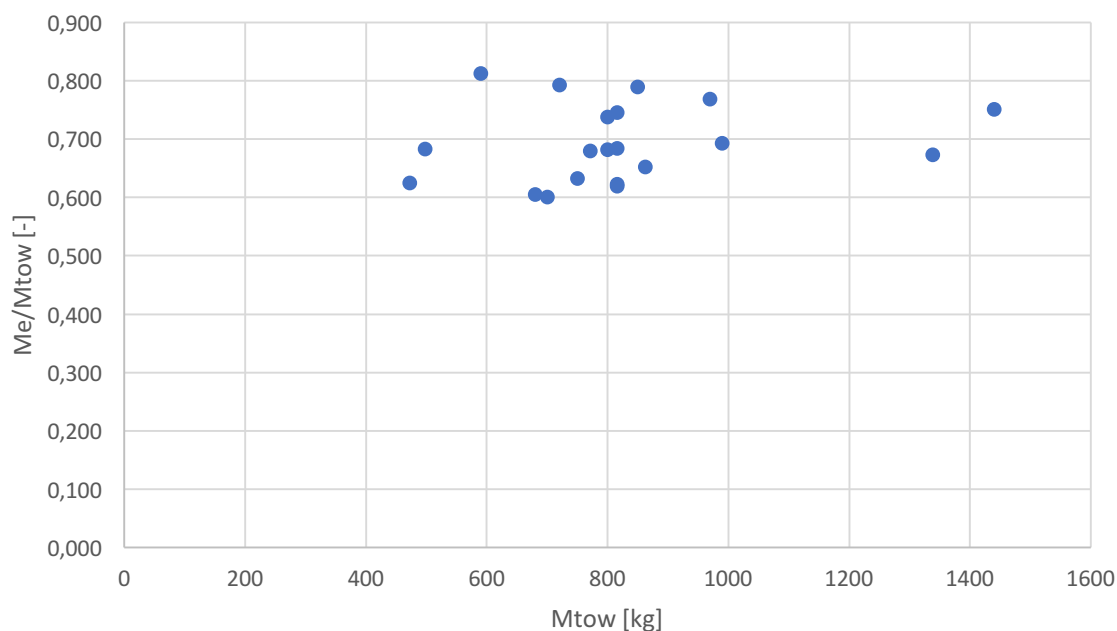
Ve druhé části vývoje už odhady bývají nahrazeny hmotnostními výpočty zkonstruovaných částí, údaji od výrobců a přibližnými propočty hmotnosti energetických rozvodů a spojovacího materiálu.

Ve třetí části vývoje se vypočtené údaje společně s údaji od výrobců zpřesňují díky vážení vyrobených detailů a nakoupených částí, protože výrobci často udávají nepřesné údaje u jednotlivých specifikací kompletace dodávaných komponent.

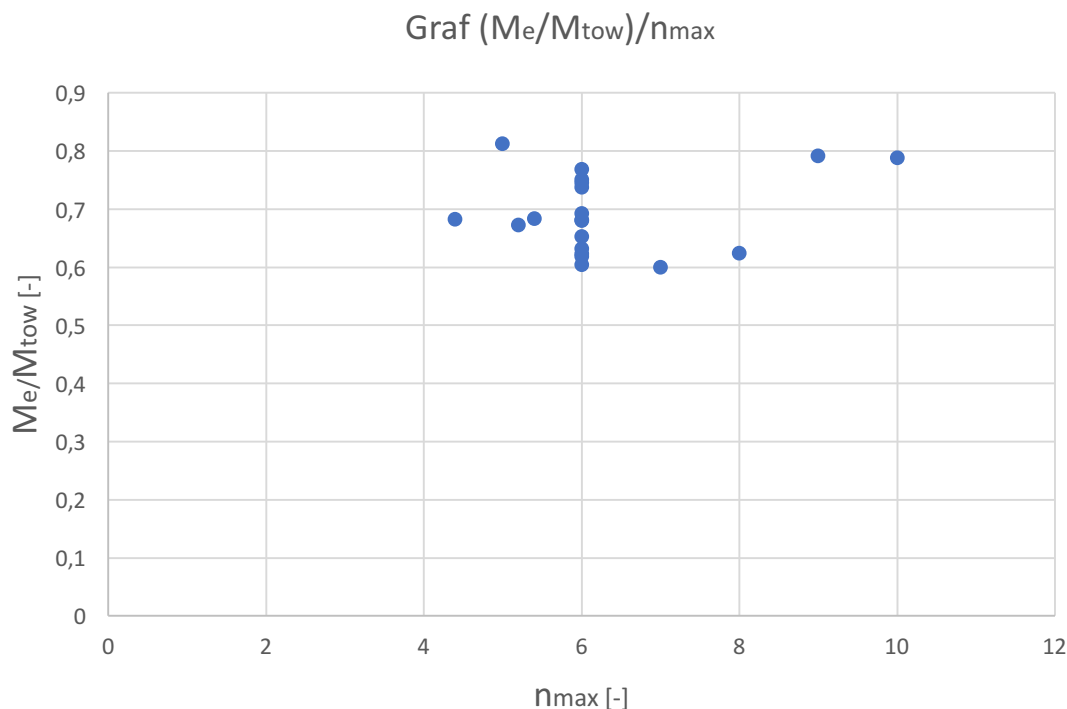
Výpočetní technika v dnešní době velmi ulehčuje hmotnostní výpočty konstruovaných dílů i díky tomu, že nejnovější konstrukční programy obsahují modul pro výpočet hmotnosti konstruovaného komponentu. Liší-li se ale skutečně zjištěná hmotnost hotového letadla od návrhové hmotnosti méně než 3 %, je to považováno za velmi dobrý výsledek. [36]

Prázdná hmotnost  $M_e$  je jednou z uvažovaných specifikací letadel v této bakalářské práci. Vyjadřuje hmotnost, kterou má letadlo, když vychází z výrobní linky doplněnou o standardně montované snímatelné položky bez nevyčerpatelného množství paliva. Naopak maximální vzletová hmotnost  $M_{tow}$  je maximální hmotnost, se kterou letadlo dokáže vzlétnout ze vzletové dráhy a je tvořena prázdnou hmotností včetně provozních kapalin, posádky, nákladu a paliva. Závislost poměru prázdné a maximální vzletové hmotnosti vůči maximální vzletové hmotnosti letadel zvolených do statistiky je vyjádřen v grafu 1. Zajímavý je také vytvořený graf závislosti poměru prázdné a maximální vzletové hmotnosti, oproti maximálnímu kladnému násobku letadla  $n_{max}$  (Graf 2). Hodnoty maximálního násobku se u zahrnutých letadel pohybují mezi +4,4 a +10 a poměry prázdné a maximální vzletové hmotnosti mezi 0,604 a 0,812.

Graf  $(M_e/M_{tow})/M_{tow}$



Graf 1 Závislost poměru  $(M_e/M_{tow})$  na  $M_{tow}$  zvolených letadel



Graf 2 Závislost  $(M_e/M_{tow})$  na  $n_{max}$

### 2.2.2 Zatížení křídla

Na nosnou konstrukci křídla letadla působí při letu, přistání a vzletu různá zatížení. Při správném určení a vyčíslení těchto zatížení lze správně navrhnout nosné části křídla tak, aby byla dosažena co největší pevnost a tuhost, a přitom co nejmenší hmotnost. Spojité zatížení, které působí na křídlo a je způsobeno aerodynamickými silami lze rozdělit takto:

- a) spojité zatížení způsobené vlastní tíhou křídla  $q_k$ ,
- b) zatížení od tíhy motorů, paliva a výzbroje umístěných v křídlech nebo na křídlech letadla,
- c) zatížení způsobené jinými vlivy, např. tah motoru, reakce působící od podvozku při přistání apod.
- d) při vzletu, přistání a obratech na křídlech působí ještě síly setrvačné v jednotlivých hmotách.

Jednotlivá zatížení se určují v pevnostním výpočtu křídla podle odpovídajících pevnostních předpisů. Velikost, směr působení a působiště se určuje u soustředěných zatížení. U spojitých zatížení se určuje velikost a rozložení po rozpětí a hloubce křídel. [34]

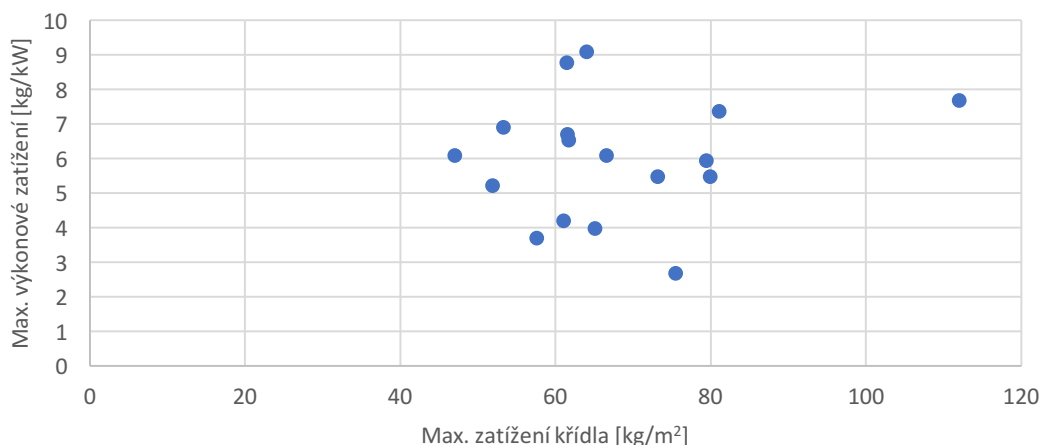
### 2.2.3 Výkonové zatížení

Výkonové zatížení je jedním z nejdůležitějších parametrů ovlivňujících výkony letadla. Udává podle vzorce  $\frac{W}{T}$  poměr mezi hmotností letadla ( $W =$  „weight“) a tahem pohonné jednotky ( $T =$  „thrust“). Z toho vyplývá, že vysoké výkonové zatížení indikuje méně výkonný motor. Je nutné, aby co nejpřesnější odhady potřebného výkonového zatížení a plošného zatížení byly

vyhotoveny před začátkem navrhování designu letadla. Většina civilních letadel se nachází v rozmezí výkonového zatížení mezi 10 a 15  $\frac{\text{kg}}{\text{kW}}$ . Akrobatická letadla jsou v tomto směru výjimkou, protože ty, kterými se tato bakalářská práce zabývá mají výkonové zatížení mezi 4 a 9  $\frac{\text{kg}}{\text{kW}}$ . To je dáno potřebou výkonové rezervy např. při provádění složitých akrobatických manévřů. [4]

Níže v grafu 3 je porovnání poměru plošného/výkonového zatížení u zvolených letadel. Z grafu vyplývá, že v dané kategorii jsou mezi letadly v tomto porovnání výrazné rozdíly, nejvíce se ovšem odlišují 2 letadla. Prvním z nich je XtremeAir XA 42, což je letadlo kategorie Unlimited s maximálním výkonovým zatížením 2,69  $\frac{\text{kg}}{\text{kW}}$  je opravdu ve vyšší výkonnostní kategorii. Tím druhým je letadlo Grob G 120A, které dosahuje maximálního plošného zatížení až 112  $\frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$ .

Graf plošného/výkonového zatížení



Graf 3 Graf plošného/výkonového zatížení zvolených letadel

## 2.2.4 Provozní násobky

„Násobek je definován jako poměr výsledné vnější síly k velikosti tíhy, udává tedy vnější sílu jako násobek tíhy“. [1] V případě letectví jde tedy o aerodynamické síly ( $\vec{R}_A$ ) a tah pohonné jednotky ( $\vec{T}$ ), které spolu tvoří vnější síly ( $\vec{R}_v$ ).

$$\vec{R}_v = \vec{R}_A + \vec{T} \quad (4)$$

Hmotové síly ( $\vec{R}_m$ ) tvoří setrvačné síly ( $\vec{S}$ ) a tíha ( $\vec{G}$ ).

$$\vec{R}_m = \vec{S} + \vec{G} \quad (5)$$

Podle d'Alembertova dynamického principu nastane rovnováha, sečtou-li se vnější síly k hmotovým.

$$\vec{R}_v + \vec{R}_m = 0 \quad (6)$$

$$\vec{R}_v = -\vec{R}_m \quad (7)$$

Násobek je vektor a velikost složek násobku je závislá na volbě souřadného systému. Dle výchozí definice tedy platí, že:

$$\vec{n} = \frac{\vec{R}_v}{|\vec{g}|} = \frac{-\vec{R}_m}{|\vec{g}|} \quad (8)$$

Potřeba zavést násobky jako prostředek vyjádření vnějšího zatížení a hmotových sil vznikla z praxe. [1]

### a) Symetrický let

V Obr. 4. jsou v souřadnicové soustavě zakresleny síly, které působí na letadlo. V tomto případě jde o symetrický let, tzn. jde o let, ve kterém na letadlo nepůsobí síla v ose z, ani klonivý, nebo zatačivý moment. Díky takto zvolené ose y letadla je možné jednoduše vyjádřit aerodynamickou sílu (vztlak a odpor) a rozložit setrvačnou sílu na normálovou (osa y) a tečnou složku (osa x). Za předpokladu, že vektor tahu je ve směru letu, dají se složky násobku vyjádřit následovně: Násobek je dán vztahem:

$$n_y = \frac{Y}{G} = \frac{\frac{1}{2}\rho V^2 c_y S}{\frac{1}{2}\rho V^2 c_{y(vod)} S} = \frac{c_y}{c_{y(vod)}}, \quad (9)$$

kde  $c_y$  je součinitel vztlaku v daném letovém režimu a  $c_{y(vod)}$  je součinitel vztlaku vodorovného letu, kde součinitel vztlaku  $Y = G$ . Vyjádření násobku pomocí hmotových sil je následovné:

$$n_y = \frac{-ma_n - G \cos \gamma}{G} = \frac{a_n}{g} + \cos \gamma = \frac{v^2}{rg} + \cos \gamma. \quad (10)$$

Když pilot prudce mění součinitel vztlaku ve vysokých rychlostech, dochází k extrémním násobkům, protože změny letových režimů probíhají mnohem rychleji než změny rychlosti. Na Obr. 5 lze vidět, jakého maximálního násobku může pilot teoreticky dosáhnout v určité rychlosti.

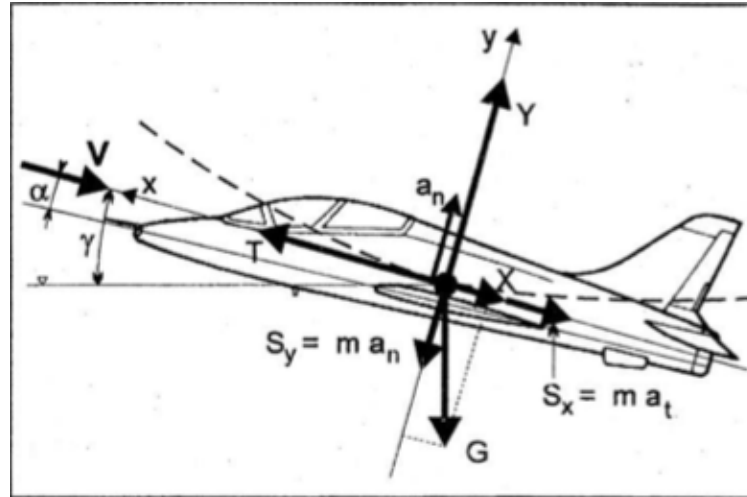
Vodorovný let je jedním z případů symetrického letu, kdy  $\gamma = 0$  a poloměr zatačení  $r = \infty$ . Této situaci odpovídá logicky hodnota násobku  $n_y = 1$ . To potvrzuje i další vztah, ve kterém se vztlak vyrovná tíze  $Y = G$ . Násobek ve směru osy x se dá pomocí vnějších sil vyjádřit:

$$n_x = \frac{T-X}{G} = \frac{T - \frac{1}{2}\rho V^2 c_x S}{G} \quad (11)$$

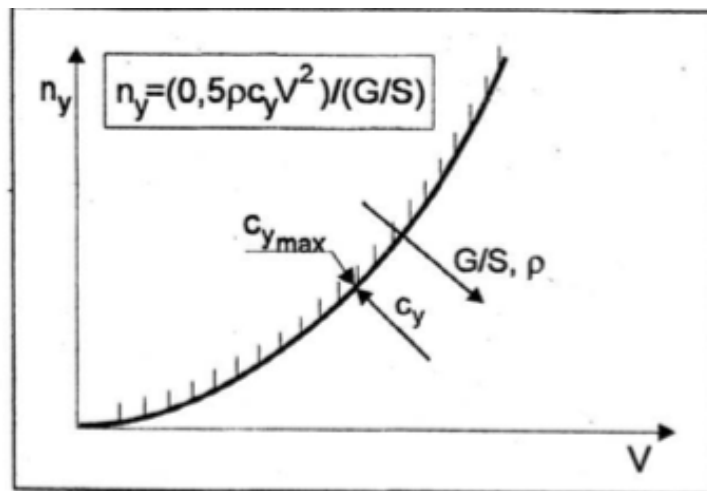
nebo pomocí hmotových sil:

$$n_x = \frac{-ma_t - G \sin \gamma}{G} = \frac{a_t}{g} + \sin \gamma = \frac{dv}{dt} \frac{1}{g} + \sin \gamma. \quad (12)$$

Dle vyjádření pomocí vnějších sil jsou kladné násobky vzniklé přebytkem tahu pohonných jednotek a dosahují až +0,8. Naopak při vypnutí motoru, reverzi a vysunutí brzdících klapek a štítů jsou násobky záporné. [1]



Obr. 4 Síly působící na letadlo při symetrickém letu [1]



Obr. 5 Závislost max. dosažitelného násobku na rychlosti [1]

### b) Horizontální ustálená zatáčka

V této situaci letadlo letí v náklonu, který dostává letadlo v normálovém směru do dynamické rovnováhy a průmět vztlaku se rovná odstředivé síle (Obr. 6). Protože vztlaková složka stačí na vyrovnání odstředivé síly, jedná se o správnou zatáčku. O zatáčky se skluzem nebo výkluzem se jedná v případě, že úhel náklonu pilot neodhadne správně a odstředivá síla musí být vyrovnána dodatečně složkou bočné síly. O skluz se jedná v případě, že úhel náklonu překročil správnou hodnotu. V opačném případě se jedná o výkluz. V obou případech ale letadlo letí vybočené. Při rozboru násobku správné zatáčky zjistíme, že je velmi podobná symetrickému letu, kromě toho, že normálové zrychlení a setrvačná síla neleží v aerodynamické ose. Násobek  $n_y$  má stejný tvar jako v případě symetrického letu, protože ve směru osy  $y$  působí jen vztlaková síla, tedy:



$$n_y = \frac{Y}{G} = \frac{\frac{1}{2}\rho V^2 c_y S}{\frac{1}{2}\rho V^2 c_{y(vod)} S} = \frac{c_y}{c_{y(vod)}} \quad (13)$$

a pomocí hmotového vyjádření:

$$n_y = \frac{-ma_n \sin\varphi - G \cos\varphi}{G} = \frac{a_n}{g} \sin\varphi + \cos\varphi = \frac{V^2}{rg} \sin\varphi + \cos\varphi. \quad (14)$$

Ze vzorce po dosazení  $Y \cos\varphi - G = 0 \rightarrow G = Y \cos\varphi$  do vyjádření pomocí vnějších sil vychází vztah pro násobek

$$n_y = \frac{1}{\cos\varphi}. \quad (15)$$

S rostoucím úhlem náběhu tedy roste i násobek  $n_y$ .

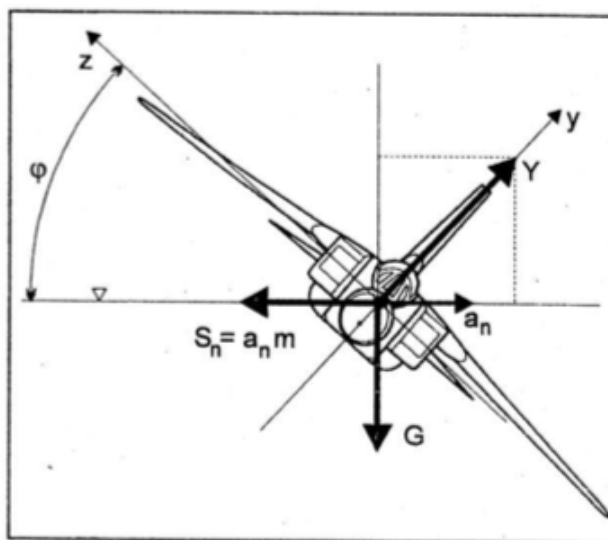
Násobek  $n_x$  vyjádřený pomocí vnějších i hmotových sil je totožný jako pro symetrické lety:

$$n_x = \frac{T-X}{G} = \frac{T - \frac{1}{2}\rho V^2 c_x S}{G} \quad (16)$$

a

$$n_x = \frac{-ma_t - G \sin\gamma}{G} = \frac{a_t}{g} + \sin\gamma = \frac{dV}{dt} \frac{1}{g} + \sin\gamma, \quad (17)$$

avšak pro vyjádření pomocí hmotových sil je nutné uvažovat úhel stoupání/klesání  $\gamma = 0$ . [1]



Obr. 6 Síly působící na letadlo při letu v náklonu [1]

### c) Provozní a početní zatížení

Při letu působí na letadlo různě velké zatížení. To závisí na režimu letu, atmosférických podmínkách, váze letadla nebo dalších náhodných vlivech. Při konstruování je důležité vědět, jaké mezní zatížení na letadlo působí. „*Provozní zatížení je zatížení, které se v daném režimu na konstrukci reálně vyskytuje a pouze s malou pravděpodobností může být překročeno*“. [1] K omezení provozních zatížení slouží obálky obrátových a poryvových násobků.

Početní zatížení je provozní zatížení s uvážením bezpečnostních rizik. Ve vzorci pro početní zatížení je bezpečností vynásobeno provozní zatížení. To by mělo v praxi pokrýt naprostou většinu náhodných vlivů. Provozní i početní zatížení jsou podle typu letadla stanoveny leteckými stavebními předpisy. Tato bakalářská práce se zaměřuje hlavně na letadla s provozními násobky +6/-3. Výjimku tvoří stroj Zlín Z50, který má provozní násobky +9/-6. Další výjimkou je XtremeAir XA 42, které používá skupina The Flying Bulls, která se zabývá skupinovou akrobacií a dosahuje provozních násobků +10/-10. [1]

## 2.2.5 Maximální a pádová rychlost

### a) Maximální rychlost

Jako maximální rychlost se v této bakalářské práci označuje *maximální rychlost vodorovného ustáleného letu*  $V_H$ . U naprosté většiny letadel to není maximální rychlost, kterou dané letadlo může dosáhnout. Např. když pilot letí střemhlavým letem rychleji, srovná letadlo do vodorovného letu a letí na plný výkon, po chvíli se rychlost sníží na maximální rychlost vodorovného letu a setrvá v ní. Maximální rychlosti vodorovného ustáleného letu zvolených letadel se pohybovaly mezi 193 a 416 km/h. Mezi zvolenými letadly jsou ale velké výkonnostní rozdíly, např. Air Res (Bücker) T-131 Jungmann, který má maximální rychlost 193 km/h, je letadlo pocházející z doby před 2. světovou válkou. Zatímco ale XtremeAir XA 42 je moderní akrobatické letadlo, které je schopné dosáhnout maximální rychlosti až 416 km/h a splňuje standardy mistrovství světa leteckých závodů Red Bull Air Race World Championship. [5]

Maximální rychlost vodorovného ustáleného letu není jedinou maximální rychlostí, která se u letadel zjišťuje. Mezi další druhy maximální rychlostí patří:

- 1) *Maximální přípustná rychlost letu s vysunutými vztlakovými lapkami (v přistávací konfiguraci)*  $V_{FE}$  – to je rychlost, na které končí na rychloměru bílý oblouk značící provozní rozsah s vysunutými klapkami.
- 2) *Maximální normálně dovolená rychlost při cestovním letu*  $V_{NO}$  – někdy bývá stejná jako  $V_C$  (základní návrhová rychlost), tvoří horní hranici normálního provozního rozsahu a současně dolní hranici režimu zvýšení pozornosti.
- 3) *Maximální přípustná rychlost letu*  $V_{NE}$  – rychlost, kterou je možno dosáhnout jen ve výjimečných případech a je vyznačena na rychloměru červenou čarou. [35]

### b) Pádová rychlost

*Pádová rychlost* je hraniční rychlost letadla, při které má letadlo dostatek vztlaku k vyrovnání nebo překonání své tíhové síly. V praxi je důležité si uvědomit fakt, že pádová rychlost letadla se mění s podmínkami, ale kritický úhel náběhu je pro letadlo stejný. Pádová rychlost je závislá na mnoha okolnostech:

- 1) *Hmotnost letadla* – změna hmotnosti nezmění kritický úhel náběhu, ale změní rychlost, při které se letadlo dostane do pádu. Platí, že čím vyšší je hmotnost letadla, tím vyšší je pádová rychlost. Pro výpočet změněné pádové rychlosti lze použít vzorec:

$$V_{s\ new} = V_{s\ old} \cdot \sqrt{\frac{W_{new}}{W_{old}}}, \quad (18)$$

kde  $W_{new}$  je změněná hmotnost letadla,

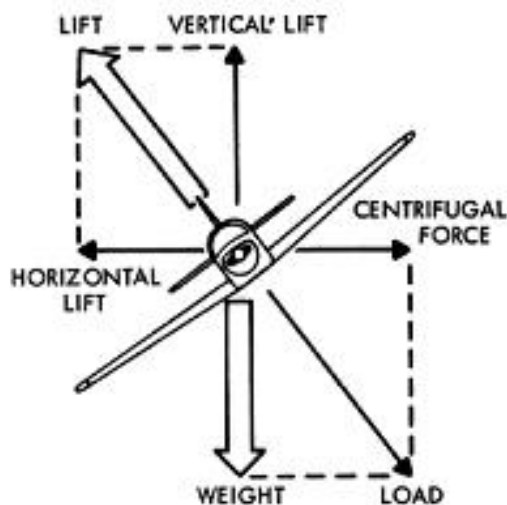
$W_{old}$  původní hmotnost letadla

a  $V_{s\ old}$  původní pádová rychlost.

- 2) *Násobek zatížení* – platí, že pro vodorovný ustálený let je násobek zatížení roven 1. Vztlak křídel má stejnou velikost jako hmotnost letadla. Ale v případě, že letadlo zatočí a nakloní se, je situace jiná, protože nakloněním ztratí část vztlaku (viz Obr. 7). Na Obr. 7 lze vidět, jaké síly působí na letadlo v náklonu. Zmiňovanou ztrátu vztlaku lze získat z Obr. 7 odečtením složky „Vertical lift“ od složky „Lift“. V tab. 1 jsou znázorněné 4 různé náklony, např. když  $\varphi = 30^\circ$ , zvýší se pádová rychlost o 7 %.

$\phi$ [°]	Násobek zatížení [G]	Násobek pádové rychlosti [Vs]
30	1,15	1,07
45	1,41	1,19
60	2	1,41
75,5	4	2

Tab. 1 Závislost pádové rychlosti na naklonění letadla [6]

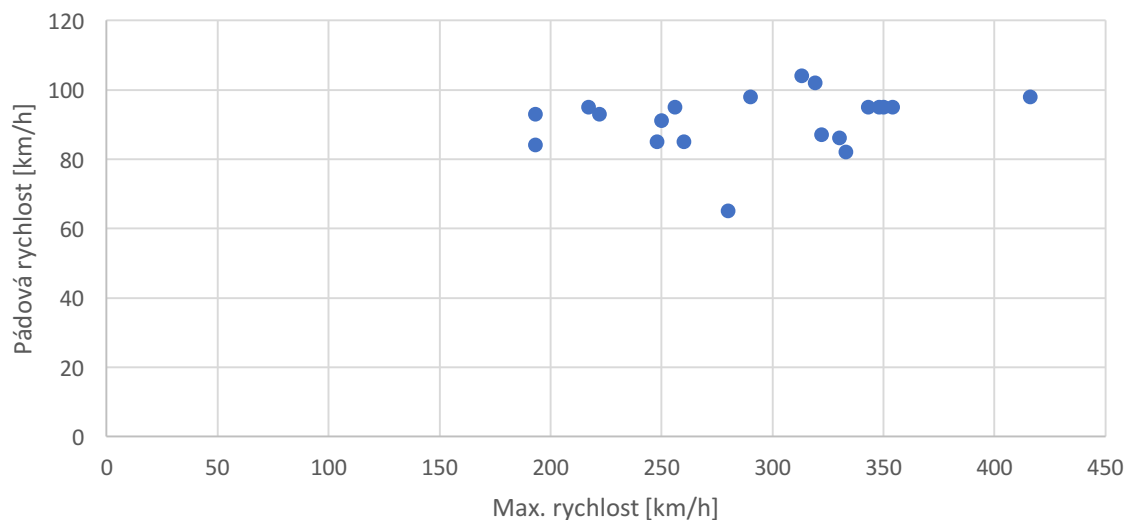


Obr. 7 Síly působící na letadlo při náklonu [37]

- 3) Vysunutí vztlakových klapek – vysunuté klapky zvýší hodnotu součinitele vztlaku a tím sníží pádovou rychlost. Vysunutí vztlakových klapek také způsobí zvýšení aerodynamického odporu, a to umožní lepší stabilitu letadla např. při přistání.
- 4) Znečištění křídla – pokrytí ledem, jinovatkou, zbytky krupobití, hmyzu a nadměrné nečistoty způsobí dřívější odtržení vrstvy proudícího vzduchu a zvýší tím pádovou rychlost. Toto zvýšení může být až 4 %. [6]

Zajímavé je také porovnání poměru maximální rychlosti/pádové rychlosti u zvolených letadel v grafu 4, kde se hodnoty maximální rychlosti pohybují mezi 193 a 416  $\frac{km}{h}$  a hodnoty pádové rychlosti mezi 65 a 104  $\frac{km}{h}$ , přičemž hodnoty 65  $\frac{km}{h}$  dosahuje letadlo ScaleWings SW-51 Mustang.

Graf maximální/pádové rychlosti



Graf 4 Graf maximální/pádové rychlosti

## 2.3 Letadla uvedená v rešerši

Následující část obsahuje krátký popis jednotlivých letadel spolu s obrázkem a tabulkou parametrů, kterými dané letadlo disponuje.

### Alpha 120T



Obr. 8 Alpha 120T [17]

Alpha 120T je dvoumístný dolnoplošník z dílny Novozélandské společnosti Alpha. Jedná se o nejslabší letadlo z trojice nabízených verzí. Využívá se hlavně pro výcvik pilotů, protože je velmi lehce ovladatelné a nabízí nadstandardní výhled z kabiny a vysokou úroveň komfortu v kokpitu. [17]

Rok výroby	2001 (Robin R2120)
Rozpětí křídel	8,33 m
Hloubka křídel	1,555 m
Zúžení křídel	1
Štíhlost křídel	5,6
Plocha křídla	13,01 m <sup>2</sup>
Prázdná hmotnost	545 kg
Max. vzletová hmotnost	800 kg
Max. výkonové zatížení	9,09 kg/kW
Max. zatížení křídla	64 kg/m <sup>2</sup>
Stoupavost	192 m/min
Cestovní rychlost (75 % výkonu)	100 kt (185 km/h)
Pádová rychlost (klapky dolů)	48 kt (89 km/h)
Provozní násobky	+6/-3,5

Tab. 2 Základní charakteristiky letadla Alpha 120T [7]

**Zlin Z242L Guru (akrobatická verze)**



Obr. 9 Zlin Z242 Guru [18]

Zlin Z242L Guru je dvoumístné letadlo české výroby a využívá se jak pro akrobatický výcvik, tak pro akrobatické lety. Z242L je způsobilý k akrobatickým manévřům v rozsahu násobků +6/-3,5. Disponuje celokovovou konstrukcí, která je více odolná oproti vnějším vlivům. Díky menšímu rozpětí křídel, které činí 9,34m je ovládání letadla jednoduché a přesné. [18]

Rok výroby	1970
Rozpětí křídel	9,34
Plocha křídla	13,86 m <sup>2</sup>
Prázdná hmotnost	745 kg
Max. vzletová hmotnost	970 kg
Stoupavost	329 m/min
Max. rychlost	127 kt (227 km/h)
Cestovní rychlost (75 % výkonu)	227 km/h
Provozní násobky	+6/-3,5

Tab. 3 Základní charakteristiky letadla Zlin Z242 Guru [18]

## Alpha 160A



Obr. 10 Alpha 160A [19]

Alpha 160A je, stejně jako Alpha 120T, dolnoplošník od novozélandského výrobce. Je vhodný k základnímu výcviku i pro leteckou akrobacii v rámci letových násobků +6/-3. Mezi výhody tohoto letadla patří spolehlivost, poměrně nízké provozní náklady a dostupnost náhradních dílů. Ve srovnání s modelem Alpha 120T má vyšší pádovou i cestovní rychlost. [19]

Rok výroby	1978 (Robin R2160)
Rozpětí křídel	8,33 m
Hloubka křídel	1,56 m
Zúžení křídel	1
Štíhlost křídel	5,8
Plocha křídla	13,01 m <sup>2</sup>
Prázdná hmotnost	590 kg
Max. vzletová hmotnost	800 kg
Max. zatížení křídla	61,5 kg/m <sup>2</sup>
Max. výkonové zatížení	6,71 kg/kW
Stoupavost	314 m/min
Max. rychlost	138 kt (256 km/h)
Cestovní rychlost (75 % výkonu)	120 kt (222 km/h)
Pádová rychlost (klapky dolů)	51 kt (95 km/h)
Provozní násobky	+6/-3

Tab. 4 Základní charakteristiky letadla Alpha 160A [7]

## Grob G 115E



Obr. 11 Grob G115E [20]

Grob G115E je dvoumístné letadlo německé výroby, které je hlavně používáno pro pilotní výcvik. Jedná se o dolnoplošník, který disponuje poměrně nízkou prázdnou hmotností a zvládá letové násobky +6/-3, což z něj dělá letadlo schopné zvládat akrobatické manévry. [20]

Rok výroby	1999
Rozpětí křídel	10,00 m
Hloubka křídel u kořene/konce	1,43 m/ 0,94 m
Štíhlost křídel	8,2
Plocha křídla	12,21 m <sup>2</sup>
Prázdná hmotnost	685 kg
Max. vzletová hmotnost	990 kg
Max. zatížení křídla	81,08 kg/m <sup>2</sup>
Max. výkonové zatížení	7,38 kg/kW
Stoupavost	320 m/min
Max. rychlost	135 kt (250 km/h)
Cestovní rychlost (75 % výkonu)	124 kt (230 km/h)
Pádová rychlost (klapky 60°)	49 kt (91 km/h)
Provozní násobky	+6/-3

Tab. 5 Základní charakteristiky letadla Grob G 115E [7]



## Grob G120A



Obr. 12 Grob G120A [22]

Grob G120A je dvoumístný dolnoplošník z dílny německého výrobce Grob Aircraft se sedadly umístěnými vedle sebe. V provozu se vyznačuje nízkými provozními náklady a vysokou spolehlivostí, což jsou jedny ze základních požadavků pro letadlo sloužící k výcviku pilotů. Grob G120A je i díky své karbonové konstrukci velmi moderní letadlo. Obdivuhodný je u tohoto stroje údaj o maximálním zatížení křídla, který činí  $112 \text{ kg/m}^2$ . [21]

Rok výroby	1999
Rozpětí křidel	10,18 m
Štíhlost křidel	7,8
Plocha křídla	13,30 m <sup>2</sup>
Prázdná hmotnost	1080 kg
Max. vzletová hmotnost	1440 kg
Max. zatížení křídla	112 kg/m <sup>2</sup>
Max. výkonové zatížení	7,68 kg/kW
Stoupavost	390 m/min
Max. rychlost	172 kt (319 km/h)
Cestovní rychlost (75 % výkonu)	166 kt (307 km/h)
Pádová rychlost (klapky dolů)	55 kt (102 km/h)
Provozní násobky	+6/-4

Tab. 6 Základní charakteristiky letadla Grob G120A [7]

## Laros-100



Obr. 13 Laros-100 [23]

Laros-100 je dvoumístný hornoplošník ruské výroby optimalizovaný pro akrobatické létání. Sedadla jsou umístěna za sebou v tandemu. Letadlo se zatím nevyrábí sériově, ale je k dispozici pouze ve formě prototypu. Poprvé vzletlo 13. června 2013 a veřejnosti se oficiálně představilo 1. září 2013. [7]

Rok výroby	2013
Rozpětí křídel	7,75 m
Hloubka křídel	1,5 m
Zúžení křídel	1
Štíhlost křídel	5
Plocha křídla	10,7 m <sup>2</sup>
Prázdná hmotnost	420 kg
Max. vzletová hmotnost	700 kg
Max. zatížení křídla	65,42 kg/m <sup>2</sup>
Stoupavost	420 m/min
Max. rychlost	140 kt (260 km/h)
Pádová rychlost (klapky dolů)	46 kt (85 km/h)
Provozní násobky	+7/-4

Tab. 7 Základní charakteristiky letadla Laros-100 [7]

### ScaleWings SW-51 Mustang



Obr. 14 ScaleWings SW-51 Mustang [24]

ScaleWings SW-51 Mustang je dvoumístný dolnoplošník rakouské výroby, který je inspirován legendárním strojem North American P-51 Mustang. Sedadla jsou umístěna v tandemovém uspořádání. Toto letadlo je navrženo pro vysoké rychlosti a akrobacii v rámci letových násobků +6/-3.

Rok výroby	2011
Rozpětí křídel	7,90 m
Prázdná hmotnost	295 kg
Max. vzletová hmotnost	472,5 kg
Max. zatížení křídla (model Experimental)	7,11 kg/kW
Max. rychlost	151 kt (280 km/h)
Pádová rychlost (klapky dolů)	36 kt (65 km/h)
Provozní násobky	+8/-4

Tab. 8 Základní charakteristiky letadla ScaleWings SW-51 Mustang [7]

Swift II VLA 100



Obr. 15 Swift II [25]

Swift II VLA 100 je akrobatický hornoplošník britské výroby. Letadlo je vyrobeno převážně z kompozitních materiálů, proto jeho prázdná hmotnost činí pouze 474 kg. Letadlo je dvoumístné se sedadly v konfiguraci vedle sebe. Akrobatické schopnosti tohoto stroje jsou definovány provozními násobky  $\pm 6$ , což zaručuje spolehlivé zvládnutí akrobatických manévru. [7]

Rok výroby	2014
Rozpětí křídel	9,3 m
Hloubka křídel (u kořene)	1,52 m
Plocha křídla	12,4 m <sup>2</sup>
Prázdná hmotnost	474 kg
Max. vzletová hmotnost	750 kg
Max. výkonové zatížení	8,78 kg/kW
Max. zatížení křídla	61,43 kg/m <sup>2</sup>
Stoupavost	272 m/min
Max. rychlost	120 kt (222 km/h)
Cestovní rychlost (75 % výkonu)	106 kt (196 km/h)
Pádová rychlost (klapky nahoru/dolů)	50/53 kt (93/99 km/h)
Provozní násobky	+6/-6

Tab. 9 Základní charakteristiky letadla Swift II VLA 100 [7]

## Zlín Z50



Obr. 16 Zlin Z50 [26]

Zlín Z50 je legendární celokovový dolnoplošník československé výroby. Jedná se o první akrobatické letadlo, které bylo vyráběno sériově. Díky jeho nadčasovosti byla obliba tohoto letounu obrovská, proto se postupně objevilo více variant. Do této bakalářské práce byl zařazen, přestože díky vyššímu výkonu úplně nesplňuje upřesněné zadání, ale jedná se o opravdu významné letadlo, které navíc vzešlo z dílny českého výrobce Moravan Otrokovice. [33]

Rok výroby	1975
Rozpětí křídel	8,58 m
Štíhlost křídel	5,89
Plocha křídla	12,5 m <sup>2</sup>
Prázdná hmotnost	570 kg
Max. vzletová hmotnost	720 kg
Max. výkonové zatížení	3,71 kg/kW
Max. zatížení křídla	57,6 kg/m <sup>2</sup>
Stoupavost	720 m/min
Max. rychlost	157 kt (290 km/h)
Cestovní rychlost (75 % výkonu)	129 kt (240 km/h)
Pádová rychlost (dělená křídélka)	53 kt (98 km/h)
Provozní násobky	+9/-6

Tab. 10 Základní charakteristiky letadla Zlín Z50 [7]

### Van's RV-3



Obr. 17 Van's RV-3 [8]

Van's RV-3 je jednomístné akrobatické letadlo americké výroby. Vyniká svojí lehkostí, jeho prázdná hmotnost činí pouze 340 kg. To s sebou nese velké výhody v tom, že k maximální rychlosti 333 km/h mu stačí motor Lycoming o výkonu pouze 111 kW. Jeho výroba byla v roce 1996 pozastavena, nicméně díky velkému zájmu je opět v prodeji s drobnými změnami. [7]

Rok výroby	1971
Rozpětí křídel	6,12 m
Plocha křídla	8,35 m <sup>2</sup>
Prázdná hmotnost	340 kg
Max. vzletová hmotnost	498 kg
Max. výkonové zatížení	4,20 kg/kW
Max. zatížení křídla	61 kg/m <sup>2</sup>
Stoupavost	625 m/min
Max. rychlost	180 kt (333 km/h)
Cestovní rychlost (75 % výkonu)	170 kt (315 km/h)
Pádová rychlost (klapky dolů)	44 kt (82 km/h)
Provozní násobky	±4,4

Tab. 11 Základní charakteristiky letadla Van's RV-3 [7]

### Van's RV-4



Obr. 18 Van's RV-4 [9]

Van's RV-4 je na rozdíl od RV-3 dvoumístné letadlo. Toto letadlo vzniklo z potřeby zákazníků, kteří chtěli RV-3, ale se 2 místy. Van's tedy vyhověl požadavkům zákazníků a postavil RV-4, nicméně design tohoto letadla byl zcela nový. RV-4 si ale zachoval téměř identické řízení a maximální rychlost klesla o pouhých 16 km/h. S provozními násobky +6/-3 je toto letadlo vhodné pro akrobacii. [9]

Rok výroby	1979
Rozpětí křídel	7,01 m
Zúžení křídel	1
Štíhlost křídel	4,8
Plocha křídla	10,2 m <sup>2</sup>
Mohutnost VOP	0,42
Mohutnost SOP	0,053
Prázdná hmotnost	411 kg
Max. vzletová hmotnost	680 kg
Max. výkonové zatížení	6,09 kg/kW
Max. zatížení křídla	66,6 kg/m <sup>2</sup>
Stoupavost	457 m/min
Max. rychlost	174 kt (322 km/h)
Cestovní rychlost (75 % výkonu)	163 kt (302 km/h)
Pádová rychlost (klapky dolů)	47 kt (87 km/h)
Provozní násobky	+6/-3

Tab. 12 Základní charakteristiky letadla Van's RV-4 [7]

### Van's RV-7/7A



Obr. 19 Van's RV-7 [10]



Obr. 20 Van's RV-7A [10]

Van's RV-7 nebo RV-7A jsou 2 letadla lišící se pouze typem podvozku. RV-7 má podvozek s ocasním kolem, zatímco RV-7A s nosovým kolem. Od modelu RV-4 se liší hlavně tím, že má sedadla uspořádaná vedle sebe. S provozními násobky +6/-3 je vhodné pro leteckou akrobacii. Letadla Van's se vyznačují krátkými vzletovými a přistávacími dráhami a RV-7/7A není výjimkou. Pro vzlet a přistání potřebuje pouhých 153 m dráhy. [10]

Rok výroby	2001
Rozpětí křídel	7,62 m
Hloubka křídel	1,52 m
Zúžení křídel	1
Štíhlost křídel	5,2
Plocha křídla	11,1 m <sup>2</sup>
Prázdná hmotnost	505 kg
Max. vzletová hmotnost	816 kg
Max. výkonové zatížení	5,48 kg/kW
Max. zatížení křídla	73,2 kg/m <sup>2</sup>
Stoupavost RV-7/7A	579/564 m/min
Max. rychlost	RV-7: 188 kt (348 km/h)
	RV-7A: 185 kt (343 km/h)
Cestovní rychlost (75 % výkonu)	RV-7: 179 kt (332 km/h)
	RV-7A: 177 kt (328 km/h)
Pádová rychlost (klapky dolů)	51 kt (95 km/h)
Provozní násobky	+6/-3

Tab. 13 Základní charakteristiky letadla Van's RV-7/7A [7]



### Van's RV-8/8A



Obr. 21 Van's RV-8 [11]



Obr. 22 Van's RV-8A [11]

Van's RV-8 a RV-8A jsou stejně jako u předchozího modelu 2 stejná letadla lišící se pouze typem podvozku. Verze RV-8 má podvozek s ocasním kolem, na rozdíl od RV-8A, které má podvozek s nosovým kolem. Jedná se o dvoumístný dolnoplošník vhodný s provozními násobky +6/-3. Letadlo se vyznačuje dobrou viditelností z kabiny, snadným a přesným ovládním, což jsou při letecké akrobacii velmi důležité vlastnosti. [11]

Rok	1995
Rozpětí křídel	7,32 m
Hloubka křídel	1,47 m
Zúžení křídel	1
Štíhlost křídel	4,8
Plocha křídla	10,8 m <sup>2</sup>
Prázdná hmotnost	508 kg
Max. vzletová hmotnost	816 kg
Max. výkonové zatížení	5,48 kg/kW
Max. zatížení křídla	79,9 kg/m <sup>2</sup>
Stoupavost	RV-8: 579 m/min
	RV-8A: 549 m/min
Max. rychlost	RV-8: 191 kt (354 km/h)
	RV-8A: 189 kt (350 km/h)
Cestovní rychlost (55 % výkonu)	RV-8: 162 kt (300 km/h)
	RV-8A: 161 kt (298 km/h)
Pádová rychlost (klapky dolů)	51 kt (95 km/h)
Provozní násobky	+6/-3

Tab. 14 Základní charakteristiky letadla Van's RV-8/8A [7]

### Van's RV-14/14A



Obr. 23 Van's RV-14 [27]



Obr. 24 Van's RV-14A [28]

Stejně jako u modelů RV-7/7A a RV-8/8A se nabízí RV-14/14A se 2 konfiguracemi podvozku. RV-14/14A je nejnovější akrobatický letoun této značky a snaží se uchovat a ještě vylepšit dědictví neúspěšnějších dvoumístných akrobatických letadel s umístěním sedadel vedle sebe. Tento dolnoplošník díky prostorné kabině a velkému průhlednému krytu kabiny letadla nabízí skvělou viditelnost do všech směrů.

Rok	2012
Rozpětí křidel	8,23 m
Hloubka křidel	1,52 m
Zúžení křidel	1
Štíhlost křidel	5,8
Plocha křídla	11,7 m <sup>2</sup>
Prázdná hmotnost	562 kg
Max. vzletová hmotnost	862 kg
Max. výkonové zatížení	5,94 kg/kW
Max. zatížení křídla	79,4 kg/m <sup>2</sup>
Stoupavost	RV-14: 549 m/min
	RV-14A: 549 m/min
Max. rychlost	RV-14: 180 kt (333 km/h)
	RV-14A: 178 kt (330 km/h)
Cestovní rychlost (55 % výkonu)	RV-14: 151 kt (280 km/h)
	RV-14A: 149 kt (277 km/h)
Pádová rychlost (klapky dolů)	47 kt (86 km/h)
Provozní násobky	+6/-3

Tab. 15 Základní charakteristiky letadla Van's RV-14/14A [7]

**Air Res (Bücker) T-131PA Jungmann (akrobatická verze)**



Obr. 25 Air Res (Bücker) T-131PA Jungmann [29]

Air Res (Bücker) T-131PA Jungmann je dvoumístný dvouplošník polské výroby, který je podle posledních zpráv z roku 2001 v procesu certifikace, která mu nebyla podle všeho dosud udělena. Konstrukce letadla je založená na originálu Bücker Bü 131 Jungmann, které používala německá Luftwaffe v 2. světové válce. [7]

Rok výroby	2001 - certifikace probíhá
Rozpětí křídel	7,4 m
Hloubka křídel, konstantní	1,00 m
Štíhlost křídel	4,1
Plocha křídla	13,50 m <sup>2</sup>
Prázdná hmotnost	479 kg
Max. vzletová hmotnost	590 kg
Max. výkonové zatížení	6,90 kg/kW
Max. zatížení křídla	53,3 kg/m <sup>2</sup>
Stoupavost	201 m/min
Max. rychlost	104 kt (193 km/h)
Cestovní rychlost (75 % výkonu)	92 kt (170 km/h)
Pádová rychlost	45 kt (84 km/h)
Provozní násobky	+5/-3

Tab. 16 Základní charakteristiky letadla Air Res (Bücker) T-131PA Jungmann [7]

### Waco YMF-5D



Obr. 26 Waco YMF-5D [12]

Waco YMF-5D je dvouplošník, který je zkonstruován pro 2 cestující a pilota. Cestující sedí na lavici vedle sebe a vůči nim je pozice pilota v tandemu. Provozní násobky tohoto letadla jsou +5,2/-2,1, je tedy schopno akrobatických manévřů. [7]

Rok výroby	2009
Rozpětí křídel horní/dolní	9,14/8,18 m
Plocha křídla	21,7 m <sup>2</sup>
Prázdná hmotnost	900 kg
Max. vzletová hmotnost	1338 kg
Max. výkonové zatížení	6,53 kg/kW
Max. zatížení křídla	61,7 kg/m <sup>2</sup>
Stoupavost	235 m/min
Max. rychlost	117 kt (217 km/h)
Cestovní rychlost (75 % výkonu)	105 kt (194 km/h)
Pádová rychlost (vypnutý motor)	51 kt (95 km/h)
Provozní násobky	+5,2/-2,1

Tab. 17 Základní charakteristiky letadla Waco YMF-5D [7]

### Waco Great Lakes 2T-1A-2



Obr. 27 Waco Great Lakes 2T-1A-2 [13]

Waco Great Lakes 2T-1A-2 je dvoumístný dvouplošník od amerického výrobce Waco, který pochází z počátků 70. let 20. století. Sedadla jsou umístěna v tandemu a vzhled tohoto letadla je velmi podobný letadlu YMF-5D z produkce Waco. Konstrukce tohoto letadla pochází ze 30. let a v minulosti se dvakrát přerušila jeho produkce. V roce 2011 se po 31 letech opět začalo vyrábět. [7]

Rok výroby	1974 (certifikace)
Rozpětí křídel	8,13 m
Plocha křídla	17,4 m <sup>2</sup>
Prázdná hmotnost	558 kg
Max. vzletová hmotnost	816 kg
Max. výkonové zatížení	6,09 kg/kW
Max. zatížení křídla	47 kg/m <sup>2</sup>
Stoupavost	427 m/min
Max. rychlost	104 kt (193 km/h)
Cestovní rychlost (75 % výkonu)	91 kt (169 km/h)
Pádová rychlost	50 kt (93 km/h)
Provozní násobky	+5,4/-4

Tab. 18 Základní charakteristiky letadla Waco Great Lakes 2T-1A-2 [7]

### Aviat Pitts S-2C



Obr. 28 Aviat Pitts S-2C [30]

Aviat Pitts S-2C je americký dvoumístný dvouplošník, který má sedadla umístěná do tandemu. Provozní násobky tohoto letadla jsou +6/-5, což umožňuje provádět různé akrobatické manévry. Konstrukce pochází ze 40. let, ale letoun byl od té doby několikrát modernizován. [7]

Rok výroby	1998
Rozpětí křídla	6,10 m
Plocha křídla	11,8 m <sup>2</sup>
Prázdná hmotnost	524 kg
Max. vzletová hmotnost	771 kg
Max. výkonové zatížení	3,98 kg/kW
Max. zatížení křídla	65,1 kg/m <sup>2</sup>
Stoupavost	884 m/min
Max. rychlost	169 kt (313 km/h)
Cestovní rychlost (75 % výkonu)	150 kt (278 km/h)
Pádová rychlost	56 kt (104 km/h)
Provozní násobky	+6/-5

Tab. 19 Základní charakteristiky letadla Aviat Pitts S-2C [7]

### XtremeAir XA 42



Obr. 29 XtremeAir XA 42 [14]

XtremeAir XA 42 je akrobatické letadlo německé produkce, které ostatní letouny z této bakalářské práce převyšuje svými výkonovými parametry. Je využíváno pro akrobacii v nejvyšší kategorii Unlimited a také týmem zabývajícím se skupinovou akrobacií The Flying Bulls. Tomu také odpovídají jeho provozní násobky, které činí  $\pm 10$ . [15]

Rok výroby	2008
Rozpětí křidel	7,5 m
Štíhlost křidel	5
Plocha křídla	11,25 m <sup>2</sup>
Prázdná hmotnost	670 kg
Max. vzletová hmotnost	850 kg
Max. výkonové zatížení	2,69 kg/kW
Max. zatížení křídla	75,5 kg/m <sup>2</sup>
Stoupavost	979 m/min
Max. rychlost	225 kt (416 km/h)
Cestovní rychlost (75 % výkonu)	185 kt (343 km/h)
Pádová rychlost (klapky dolů)	53 kt (98 km/h)
Provozní násobky	+10/-10

Tab. 20 Základní charakteristiky letadla XtremeAir XA 42 [14]

### American Champion Super Decathlon, 8KCAB



Obr. 30 American Champion Super Decathlon, 8KCAB [31]

American Champion Super Decathlon, 8KCAB je dvoumístný hornoplošník, který byl v původní verzi představen roku 1970 a v této podobě vyrábí od 1998. Sedadla má v konfiguraci do tandemu a využívá se jak k letecké akrobacii, tak k výcviku pilotů.

Rok výroby	1998
Rozpětí křídel	9,8 m
Štíhlost křídel	6,1
Plocha křídla	15,71 m <sup>2</sup>
Prázdná hmotnost	608 kg
Max. vzletová hmotnost	816 kg
Max. výkonové zatížení	5,23 kg/kW
Max. zatížení křídla	51,9 kg/m <sup>2</sup>
Stoupavost	457 m/min
Max. rychlost	135 kt (248 km/h)
Cestovní rychlost (75 % výkonu)	123 kt (227 km/h)
Pádová rychlost	46 kt (85 km/h)
Provozní násobky	+6/-5

Tab. 21 Základní charakteristiky letadla A. Champion Super Decathlon, 8KCAB [31]



### 3. Návrh parametrů pro nový letoun

Cílem této kapitoly je po vyhodnocení parametrů z rešerše provést výpočtový návrh, ze kterého vyjde návrh základních parametrů plochy křídla, maximální vzletové hmotnosti a rozpětí, které jsou základním kamenem pro navrhování dalších částí letadla. Pro tento návrh musí být nejdříve vyhotoven graf výkonových požadavků pro jednotlivé požadované režimy letu. Mezi tyto režimy patří: let v zatáčce, stoupání nebo požadavek na cestovní rychlost. Tyto režimy jsou v grafu omezeny závislostí pádové rychlosti. Z tohoto grafu je následně zvolen požadovaný výkon motoru, odpovídající maximálnímu plošnému zatížení a maximální vzletové hmotnosti letadla. V tab.22 se nachází souhrnná tabulka údajů o jednotlivých letadlech, ze kterých byly zvoleny parametry pro návrh nového letadla.

# BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

## Návrh parametrů pro nový letoun

<b>Název letadla</b>	<b>Alpha 120T</b>	<b>Zlin Z 242L Guru</b>	<b>Alpha 160A</b>	<b>Grob G 115E</b>
<b>Cestovní rychlost</b>	100 kt (185 km/h)	227 km/h	120 kt (222 km/h)	124 kt (230 km/h)
<b>Pádová rychlost</b>	48 kt (89 km/h)	-	51 kt (95 km/h)	49 kt (91 km/h)
<b>Štíhlost křídel</b>	5,6	-	5,8	8,2
<b>Stoupavost</b>	192 m/min	329 m/min	314 m/min	320 m/min
<b>Název letadla</b>	<b>Grob G 120A</b>	<b>Laros-100</b>	<b>ScaleWings SW-51 M.</b>	<b>Swift II VLA 100</b>
<b>Cestovní rychlost</b>	166 kt (307 km/h)	-	-	106 kt (196 km/h)
<b>Pádová rychlost</b>	55 kt (102 km/h)	46 kt (85 km/h)	36 kt (65 km/h)	53 kt (99 km/h)
<b>Štíhlost křídel</b>	7,8	-	-	-
<b>Stoupavost</b>	390 m/min	420 m/min	-	272 m/min
<b>Název letadla</b>	<b>Zlín Z50</b>	<b>Van's RV-3</b>	<b>Van's RV-4</b>	<b>Van's RV-7</b>
<b>Cestovní rychlost</b>	129 kt (240 km/h)	170 kt (315 km/h)	163 kt (302 km/h)	179 kt (332 km/h)
<b>Pádová rychlost</b>	53 kt (98 km/h)	44 kt (82 km/h)	47 kt (87 km/h)	51 kt (95 km/h)
<b>Štíhlost křídel</b>	5,89	-	4,8	5,2
<b>Stoupavost</b>	720 m/min	625 m/min	457 m/min	579 m/min
<b>Název letadla</b>	<b>Van's RV-7A</b>	<b>Van's RV-8</b>	<b>Van's RV-8A</b>	<b>Van's RV 14</b>
<b>Cestovní rychlost</b>	177 kt (328 km/h)	162 kt (300 km/h)	161 kt (298 km/h)	151 kt (280 km/h)
<b>Pádová rychlost</b>	51 kt (95 km/h)	51 kt (95 km/h)	51 kt (95 km/h)	47 kt (86 km/h)
<b>Štíhlost křídel</b>	5,2	4,8	4,8	5,8
<b>Stoupavost</b>	564 m/min	579 m/min	549 m/min	549 m/min
<b>Název letadla</b>	<b>Van's RV 14A</b>	<b>Air Res T-131PA</b>	<b>Waco YMF-5D</b>	<b>Waco GL 2T-1A-2</b>
<b>Cestovní rychlost</b>	178 kt (330 km/h)	92 kt (170 km/h)	105 kt (194 km/h)	105 kt (194 km/h)
<b>Pádová rychlost</b>	47 kt (86 km/h)	45 kt (84 km/h)	51 kt (95 km/h)	51 kt (95 km/h)
<b>Štíhlost křídel</b>	5,8	4,1	-	-
<b>Stoupavost</b>	549 m/min	201 m/min	235 m/min	235 m/min
<b>Název letadla</b>	<b>Aviat Pitts S-2C</b>	<b>XtremeAir XA 42</b>	<b>A. Champion 8KCAB</b>	
<b>Cestovní rychlost</b>	150 kt (278 km/h)	185 kt (343 km/h)	123 kt (227 km/h)	
<b>Pádová rychlost</b>	56 kt (104 km/h)	53 kt (98 km/h)	46 kt (85 km/h)	
<b>Štíhlost křídel</b>	-	5	6,1	
<b>Stoupavost</b>	884 m/min	979 m/min	457 m/min	

Tab. 22 Souhrnná tabulka nejdůležitějších parametrů pro návrh

### 3.1 Optimalizace výkonového a plošného zatížení

V této kapitole je popsáno, jak vytvořit graf výkonových požadavků, který slouží k volbě ideálního poměru výkonového a plošného zatížení, resp. volbě optimálního výkonu motoru pro dané letadlo. Z důvodu množství výpočtu je u některých výpočtů pouze vyjádřen vztah pro výpočet, ale vlastní výpočty byly prováděny pomocí matematického programu Excel. K výpočtu jsou voleny na základě řešerše následující parametry:

provozní násobky:  $+6/-3$ ,

cestovní rychlost  $V_c = 300 \frac{km}{h} = 83,3 \frac{m}{s}$ ,

pádová rychlost  $V_s = 95 \frac{km}{h} = 26,4 \frac{m}{s}$ ,

štíhlost křídla  $\lambda = 5,6$ ,

součinitel vztlaku pro vodorovný let:  $C_{Lmax} = 1,7$ ,

stoupavost  $V_v = 455 \text{ m/min}$

a rychlost letu, při které letadlo stoupá  $V = 143 \frac{km}{h} = 39,72 \frac{m}{s}$ .

Dále jsou voleny parametry dle literárních zdrojů [2] a [32]:

Součinitel odporu  $C_{Dmin} = 0,025 - 0,04$ . Pro první přiblížení je zvolena spíše optimistická hodnota 0,026, protože se jedná o akrobatické letadlo, které by mělo mít hodnoty součinitele odporu  $C_{Dmin}$  na nižší hranici tohoto rozmezí. Hustota vzduchu u hladiny moře je rovna  $\rho = 1,225 \frac{kg}{m^3}$ .

Níže jsou rozepsány jednotlivé letové režimy, jejichž výkonové požadavky či omezení jsou pro tvorbu grafu výkonových požadavků zahrnuty ve výpočtech.

#### 3.1.1 Omezení pádovou rychlostí

Z výpočtu dynamického tlaku při pádové rychlosti vyjde pro daný  $C_{Lmax}$  kritické plošné zatížení, jehož překročení má za následek pád letadla. Z toho je zřejmé, jak důležité toto omezení je. Statický tlak  $q_{stall}$  při pádové rychlosti je dán vztahem:

$$q_{stall} = \frac{1}{2} \rho v_{s0}^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 26,4^2 = 426,9 \frac{N}{m^2}, \quad (19)$$

kde  $\rho$  je hustota vzduchu u hladiny moře a  $v_{s0}$  je zvolená pádová rychlost.

Plošné zatížení při pádové rychlosti vyjde ze vztahu

$$\frac{W}{S} = q_{stall} \cdot C_{Lmax} = 426,9 \cdot 1,7 = 725,73 \frac{N}{m^2}, \quad (20)$$

kde  $C_{Lmax}$  je součinitel vztlaku pro vodorovný let. [32]

### 3.1.2 Omezení v zatáčce

Následující vztah je dle zdroje [32] použit pro výpočet poměru tahu a hmotnosti letadla požadovaného k udržení specifického násobku  $n$  při určité rychlosti a výšce, bez výškové ztráty. Poměr  $\frac{T}{W}$  je zde funkcí plošného zatížení  $\frac{W}{S}$ , který je vhodně volen jako interval  $\langle 17; 112 \rangle \frac{kg}{m^2}$  neboli  $\langle 166,8; 1098,7 \rangle \frac{N}{m^2}$ .

$$\frac{T}{W} = q \left[ \frac{C_{Dmin}}{\frac{W}{S}} + k \left( \frac{n}{q} \right)^2 \cdot \left( \frac{W}{S} \right) \right], \quad (21)$$

kde

součinitel odporu  $C_{Dmin} = 0,026$

zvolený letový násobek  $n = [4]$

$$\text{součinitel indukovaného odporu } k = \frac{1}{\pi \cdot \lambda \cdot e} = \frac{1}{\pi \cdot 5,6 \cdot 0,882} = 0,064 \quad (22)$$

kde  $e$  je účinnost rozpětí, která je vyjádřena vztahem:

$$e = 1,78 \cdot (1 - 0,045 \cdot \lambda^{0,68}) - 0,64 = 1,78 \cdot (1 - 0,045 \cdot 5,6^{0,68}) - 0,64 = 0,882 \quad (23)$$

a dynamický tlak u hladiny moře určený pro navrženou rychlost  $v = 66,67 \text{ m/s}$ .

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 66,67^2 = 2722,2 \frac{N}{m^2} \quad (24)$$

### 3.1.3 Požadavek na cestovní rychlost

Následující vztah je použit pro zjištění poměru tahu a plošného zatížení k dosažení dané cestovní rychlosti ( $v = 300 \text{ km/h}$ ) v dané výšce (u hladiny moře). Cestovní rychlost odpovídá 75 % výkonu motoru letadla. Opět je zde poměr  $\frac{T}{W}$  funkcí zvoleného intervalu plošného zatížení  $\frac{W}{S}$ .

$$\frac{T}{W} = q \cdot C_{Dmin} \cdot \frac{1}{W/S} + \frac{k}{q} \cdot \left( \frac{W}{S} \right) \quad (25)$$

kde  $q$  je dynamický tlak při cestovní rychlosti v dané výšce. [32]

### 3.1.4 Požadavek na stoupavost

Následující vztah dle zdroje [32] je použit pro zjištění poměru tahu a hmotnosti letadla k dosažení požadované zvolené stoupavosti  $V_v = 455 \text{ m/min}$  při rychlosti  $V = 143 \frac{km}{h} = 39,72 \frac{m}{s}$ .

$$\frac{T}{W} = \frac{V_v}{V} + \frac{q}{W/S} \cdot C_{Dmin} + \frac{k}{q} \cdot \left( \frac{W}{S} \right) \quad (26)$$

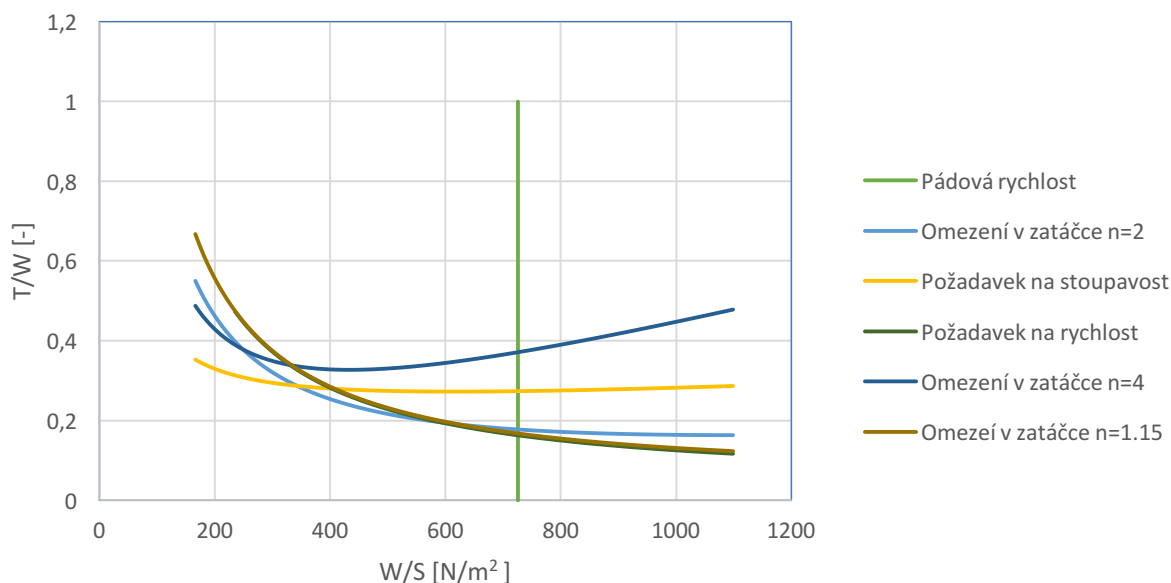
kde dynamický tlak  $q$  u hladiny moře pro danou rychlost letu je dán vztahem:

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 39,72^2 = 966,3 \frac{N}{m^2}. \quad (27)$$

### 3.1.5 Výsledný graf

Následující 2 grafy byly získány z výpočtů omezení pádovou rychlostí, omezení v zatáčce pro různé násobky, požadavku na cestovní rychlost a požadavku na stoupavost. Křížek v grafu č. 6 znázorňuje návrhový bod, zvolený v místě protnutí požadavku na rychlost a omezení v zatáčce, ze kterého je odečten požadovaný výkon  $P = 205 \text{ kW}$  a současně odpovídající plošné zatížení  $\frac{W}{S} = 559 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$ .

#### Výkonové požadavky letadla



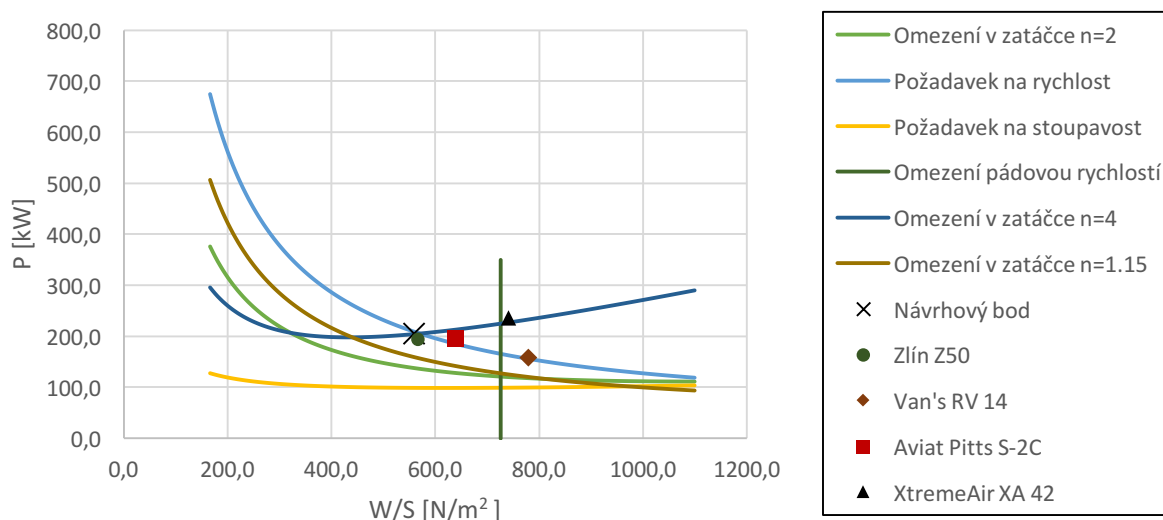
Graf 5 Graf výkonových požadavků vztahený na poměr  $T/W$

Následuje přepočítání parametru  $\frac{T}{W}$  na výkon podle vzorce dle zdroje [32]:

$$P = \frac{T}{W} \cdot M_{tow} \cdot g \cdot v \cdot \eta \cdot 1000 \quad (28)$$

Po provedení výpočtů pro všechny letové režimy vznikne níže umístěný graf 6.

### Výkonové požadavky letadla



Graf 6 Graf výkonových požadavků vztahený na požadovaný výkon

Do grafu 6 jsou vloženy kromě optimalizace plošného a výkonového zatížení navrhovaného letadla při různých režimech letu také pro porovnání údaje ostatních letadel. Z grafu lze vyčíst, že parametry např. letadla Zlín Z50 jsou v porovnání s navrhovaným letadlem velice podobné. Naopak letadlo XtremeAir XA 42, které disponuje o 30 kW výkonnějším motorem má hodnotu maximálního plošného zatížení vyšší.

### 3.2 Výpočet a volba parametrů

Z hodnot, odečtených z grafu 6 vyplývá, že motor by měl mít výkon 205 kW. Takový výkon odpovídá např. motoru Lycoming IO-540-AE1A5, který disponuje výkonem 194 kW a jehož technický list je k nalezení v příloze 1.

Při volbě maximálního výkonového zatížení  $\frac{W}{P} = 3,8$  vychází maximální vzletová hmotnost:

$$W = 3,8 \cdot 205 = 779 \text{ kg} \quad (28)$$

Ze zjištěné hmotnosti letadla je jednoduchým výpočtem ze vztahu pro plošné zatížení vypočítána plocha křídla  $S$ :

$$\frac{W}{S} = 559 \frac{N}{m^2} = 56,98 \frac{kg}{m^2} \quad (29)$$

$$S = \frac{779}{56,98} = 13,67 \text{ m}^2 \quad (30)$$

Následně je možné vypočítat ze vztahu pro štiřlost i rozpětí křidel. Hodnota štiřlosti byla zvolena na základě rešerše zvolených letadel ( $\lambda = 5,6$ ).

$$\lambda = \frac{l^2}{S} \quad (31)$$

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{5,6 \cdot 13,67} = 8,75 \text{ m} \quad (32)$$

Letadlo s hodnotou maximální vzletové hmotnosti 779 kg patří mezi lehčí ve srovnání s uvažovanými 20 letadly. Nejbliže této hodnotě se nachází letadlo Aviat Pitts S-2C, u kterého je hodnota maximální vzletové hmotnosti 771 kg. Plocha křídla rovna  $13,67 \text{ m}^2$  patří, když nejsou uvažovány dvojplošníky, mezi nejvyšší z uvažovaných letadel. Podobnou hodnotu má např. Zlín Z 242L Guru, u kterého je plocha křídla  $13,86 \text{ m}^2$ . Rozpětí křidel rovno 8,75 m odpovídá spíše průměru mezi uvažovanými akrobatickými letadly. Podobnou hodnotou disponuje např. letadlo Zlín Z50, které má rozpětí křidel 8,58 m.

## 4. Závěr

Cílem této bakalářské práce bylo vytvoření rešerše současného stavu v kategorii akrobatických letadel, vyhodnocení jednotlivých parametrů a návrh parametrů pro nový letoun dané kategorie. Po provedení rešerše a zhodnocení hlavních parametrů bylo potřeba zvolit vstupní hodnoty některých parametrů pro výpočet. Nutné pro navržení parametrů nového letounu bylo najít optimální kombinaci plošného a výkonového zatížení pomocí vytvoření grafu 5 a 6, přičemž v grafu 6 byl zvolen návrhový bod, ze kterého bylo možné odečíst požadovaný výkon motoru 205 kW a odpovídající plošné zatížení  $559 \text{ N/m}^2$ . Z provedených výpočtů vzešly hodnoty maximální vzletové hmotnosti 779 kg, plochy křídla  $13,67 \text{ m}^2$  a rozpětí křídel  $l = 8,75 \text{ m}$ . Letadlo, které by disponovalo vypočtenými parametry, by bylo výkonnější než většina letadel uvedených v rešerši. Výsledek této bakalářské práce je pouhým počátkem komplexního návrhu celého letadla. V dalších krocích bude potřeba provést detailní návrh parametrů.



## Seznam použité literatury

- [1] **Slavík, Svatomír.** Stavba letadel. Praha: České vysoké učení technické, 1997. 9788001016718.
- [2] **Torenbeek, Egbert.** Synthesis of subsonic airplane design. Delft: Delft University Press, 1976. 978-94-009-9582-6.
- [3] **Aeroklub České republiky, z.s.** Akrobacie. Aeroklub České republiky. [Online] 2016. <http://aecr.cz/akrobacie/>.
- [4] **Raymer, Daniel P.** Aircraft Design: Conceptual Approach. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992. str. 745. 0-930403-51-7.
- [5] **Hoof, Jonathan.** Hoof's Warbirds Performance Page. Maximum Level Speeds. [Online] 10. říjen 1997. [Citace: 20. listopad 2017.] <http://www.rdrop.com/users/hoofj/SpeedLimit.htm>.
- [6] **Experimental Aircraft Info.** Experimental Aircraft Info. Factors Affecting Stall Speed. [Online] [Citace: 20. listopad 2017.] <https://www.experimentalaircraft.info/flight-planning/aircraft-stall-speed-1.php>.
- [7] **Janes Information Group.** Jane's All the World's Aircraft: Development & Production 2015-2016 2015-2016. [editor] Paul Jackson. Londýn: Janes Information Group, 2015. 0710631359.
- [8] **Van's Aircraft, Inc.** Van's Aircraft. RV-3 General Information. [Online] [Citace: 20. listopad 2017.] <https://www.vansaircraft.com/public/rv3.htm>.
- [9] **Van's Aircraft, Inc.** Van's Aircraft. RV-4 General Information. [Online] [Citace: 20. listopad 2017.] <https://www.vansaircraft.com/public/rv4.htm>.
- [10] **Van's Aircraft, Inc.** Van's Aircraft. RV-7/7A General Information. [Online] [Citace: 21. listopad 2017.] <https://www.vansaircraft.com/public/rv7.htm>.
- [11] **Van's Aircraft, Inc.** Van's Aircraft. RV-8/8A General Information. [Online] [Citace: 21. listopad 2017.] <https://www.vansaircraft.com/public/rv8.htm>.
- [12] **WACO Aircraft Corporation.** WACO Aircraft Corporation. 2018 WACO YMF-5D Super. [Online] 2017. [Citace: 21. listopad 2017.] [https://docs.wixstatic.com/ugd/5752d7\\_6b72c683d7ca4e32afc60d486f177095.pdf](https://docs.wixstatic.com/ugd/5752d7_6b72c683d7ca4e32afc60d486f177095.pdf).
- [13] **WACO Aircraft Corporation.** WACO Aircraft Corporation. 2018 AIRCRAFT SPECIFICATIONS. [Online] 2017. [Citace: 21. listopad 2017.] [https://docs.wixstatic.com/ugd/5752d7\\_36e4a9a6b87141c98821295e236d0b82.pdf](https://docs.wixstatic.com/ugd/5752d7_36e4a9a6b87141c98821295e236d0b82.pdf).
- [14] **XtremeAir GmbH.** xtremeair.com. XA42. [Online] [Citace: 21. listopad 2017.] <https://www.xtremeair.com/xa42/>.
- [15] **Red Bull GmbH.** Redbull.com. #flying bulls. [Online] [Citace: 21. listopad 2017.] <https://www.redbull.com/cz-cs/projects/flyingbulls>.
- [16] **American Champion Aircraft Corporation.** americanchampionaircraft.com. Xtreme Decathlon. [Online] [Citace: 21. listopad 2017.] <http://www.americanchampionaircraft.com/xtreme-decathlon.html>.
- [17] **Alpha Aviation Holdings Limited.** Alpha Aviation. Alpha 120T. [Online] <http://www.alphaaviation.co.nz/cgi-bin/cart/gallery.cgi?dis=Alpha%20120T>.
- [18] **ZLIN AIRCRAFT a.s.** ZLIN AIRCRAFT. Z 242 L Guru. [Online] <http://www.zlinaircraft.eu/Letadla/Z-242-L-Guru>

- [19] **Alpha Aviation Holdings Limited.** Alpha Aviation. Alpha 160A. [Online] <http://www.alphaaviation.co.nz/cgi-bin/cart/gallery.cgi?dis=Alpha%20160A>.
- [20] **AIRPOWER16-Office.** GROB G 115. AIRPOWER16. [Online] <http://www.airpower.gv.at/en/aircraft/more-aircraft/grob-g-115.html>.
- [21] **Grob Aircraft AG.** G120A. Grob Aircraft. [Online] [https://grob-aircraft.com/en/g-120-general.html?file=files/content/PDFs/G120A/G120A\\_Spec\\_Sheet\\_R1.pdf](https://grob-aircraft.com/en/g-120-general.html?file=files/content/PDFs/G120A/G120A_Spec_Sheet_R1.pdf).
- [22] **Pilotfriend.** Grob G 120A performance and specifications. Pilotfriend - General Aviation Portal. [Online] <http://www.pilotfriend.com/aircraft%20performance/Grob/5.htm>.
- [23] **Victor, Khmelik.** MAKC-2013: JIAPOC-100. Khmelikvictor.livejournal. [Online] <https://khemelikvictor.livejournal.com/30206.html>.
- [24] **Scalewings.** sw51 Mustang - Details. Scalewings. [Online] <http://www.scalewings.com/en/mustangdetail-2>.
- [25] **Swift Technology Group.** Gallery. Swift Aircraft. [Online] <http://www.swiftaircraft.com/Gallery.aspx>.
- [26] **Vojenský historický ústav Praha.** Vojenský historický ústav Praha. Zlín Z-50 M. [Online] <http://www.vhu.cz/exhibit/zlin-z-50-m/>.
- [27] **Kitplanes.** First Look – Van's RV-14 Taildragger. Kitplanes Newslines. [Online] <https://newslines.kitplanes.com/2015/08/06/first-look-vans-rv-14-taildragger/>.
- [28] **Van's Aircraft, Inc.** Van's Aircraft. RV-14/14A General Information. [Online] [Citace: 21. listopad 2017.] <https://www.vansaircraft.com/public/rv14.htm>.
- [29] **VerticalScope Inc.** Bucker (Air Res Aviation) T-131PA Jungmann - Untitled. Airliners. [Online] <http://www.airliners.net/photo/Untitled/Bucker-Air-Res-Aviation-T-131PA-Jungmann/2475967>.
- [30] **Shupek, John.** Aviat Pitts S-2C “Special”. The Skytamer Archive. [Online] [https://www.skytamer.com/Aviat\\_Pitts\\_S-2C.html](https://www.skytamer.com/Aviat_Pitts_S-2C.html).
- [31] **Shupek, John.** American Champion 8KCAB “Super Decathlon”. The Skytamer Archive. [Online] [https://www.skytamer.com/American\\_Champion\\_8KCAB\\_Super\\_Decathlon.html](https://www.skytamer.com/American_Champion_8KCAB_Super_Decathlon.html).
- [32] **Snorri Gudmundsson.** General Aviation Aircraft Design. Oxford: Elsevier, Inc, 2014. 978-0-12-397308-5.
- [33] **Aerobatics Aircraft.** web.archive.org. Zlín 50. [Online] <https://web.archive.org/web/20111201191139/http://www.aerobaticsaircraft.com/aircrafts/zlin-z-50/>.
- [34] **Josef Pávek, Zdeněk Kopřiva.** Konstrukce a projektování letadel I. Praha: Ediční středisko Českého vysokého učení technického, 1982.
- [35] **František Kdér** Učebnice sportovního letce. Praha: Naše vojsko, 1980.
- [36] **Mikula, Jan.** Konstrukce a projektování letadel I. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2004. 9788001030738.
- [37] **US Department of Transportation.** Oklahoma City: Federal Aviation Administration, 1980. 08910016

## Seznam obrázků

Obr. 1 Geometrie křídla [1] .....	8
Obr. 2 Svislé a vodorovné ocasní plochy [34] .....	10
Obr. 3 Varianty svislých ocasních ploch [34] .....	10
Obr. 4 Síly působící na letadlo při symetrickém letu [1] .....	16
Obr. 5 Závislost max. dosažitelného násobku na rychlosti [1] .....	16
Obr. 6 Síly působící na letadlo při letu v náklonu [1] .....	17
Obr. 7 Síly působící na letadlo při náklonu [37] .....	20
Obr. 8 Alpha 120T [17] .....	21
Obr. 9 Zlin Z242 Guru [18] .....	22
Obr. 10 Alpha 160A [19] .....	23
Obr. 11 Grob G115E [20] .....	24
Obr. 12 Grob G120A [22] .....	25
Obr. 13 Laros-100 [23] .....	26
Obr. 14 ScaleWings SW-51 Mustang [24] .....	27
Obr. 15 Swift II [25] .....	28
Obr. 16 Zlin Z50 [26] .....	29
Obr. 17 Van's RV-3 [8] .....	30
Obr. 18 Van's RV-4 [9] .....	31
Obr. 19 Van's RV-7 [10]      Obr. 20 Van's RV-7A [10] .....	32
Obr. 21 Van's RV-8 [11]      Obr. 22 Van's RV-8A [11] .....	33
Obr. 23 Van's RV-14 [27]      Obr. 24 Van's RV-14A [28] .....	34
Obr. 25 Air Res (Bücker) T-131PA Jungmann [29] .....	35
Obr. 26 Waco YMF-5D [12] .....	36
Obr. 27 Waco Great Lakes 2T-1A-2 [13] .....	37
Obr. 28 Aviat Pitts S-2C [30] .....	38
Obr. 29 XtremeAir XA 42 [14] .....	39
Obr. 30 American Champion Super Decathlon, 8KCAB [31] .....	40

## Seznam tabulek

Tab. 1 Závislost pádové rychlosti na naklonění letadla [6] .....	19
Tab. 2 Základní charakteristiky letadla Alpha 120T [7].....	21
Tab. 3 Základní charakteristiky letadla Zlin Z242 Guru [18].....	22
Tab. 4 Základní charakteristiky letadla Alpha 160A [7] .....	23
Tab. 5 Základní charakteristiky letadla Grob G 115E [7] .....	24
Tab. 6 Základní charakteristiky letadla Grob G120A [7].....	25
Tab. 7 Základní charakteristiky letadla Laros-100 [7].....	26
Tab. 8 Základní charakteristiky letadla ScaleWings SW-51 Mustang [7].....	27
Tab. 9 Základní charakteristiky letadla Swift II VLA 100 [7] .....	28
Tab. 10 Základní charakteristiky letadla Zlin Z50 [7].....	29
Tab. 11 Základní charakteristiky letadla Van's RV-3 [7] .....	30
Tab. 12 Základní charakteristiky letadla Van's RV-4 [7] .....	31
Tab. 13 Základní charakteristiky letadla Van's RV-7/7A [7] .....	32
Tab. 14 Základní charakteristiky letadla Van's RV-8/8A [7] .....	33
Tab. 15 Základní charakteristiky letadla Van's RV-14/14A [7] .....	34
Tab. 16 Základní charakteristiky letadla Air Res (Bücker) T-131PA Jungmann [7] .....	35
Tab. 17 Základní charakteristiky letadla Waco YMF-5D [7].....	36
Tab. 18 Základní charakteristiky letadla Waco Great Lakes 2T-1A-2 [7] .....	37
Tab. 19 Základní charakteristiky letadla Aviat Pitts S-2C [7].....	38
Tab. 20 Základní charakteristiky letadla XtremeAir XA 42 [14].....	39
Tab. 21 Základní charakteristiky letadla A. Champion Super Decathlon, 8KCAB [31].....	40
Tab. 22 Souhrnná tabulka nejdůležitějších parametrů pro návrh .....	42

## Seznam grafů

Graf 1 Závislost poměru $(M_e/M_{tow})/M_e$ zvolených letadel .....	12
Graf 2 Závislost $(M_e/M_{tow})/n_{max}$ .....	13
Graf 3 Graf plošného/výkonového zatížení zvolených letadel .....	14
Graf 4 Graf maximální/pádové rychlosti .....	20
Graf 5 Graf výkonových požadavků vztažený na poměr T/W .....	45
Graf 6 Graf výkonových požadavků vztažený na požadovaný výkon .....	46

## Seznam příloh

Příloha 1 Technický list motoru Lycoming IO-540-AE1A5

Příloha 2 Soubor výpočtů

# Příloha 1

10586 | lycoming.com

03.01.18 17:35



540 SERIES PART # 10586

# IO-540-AE1A5

<b>MODEL</b> IO-540-AE1A5	<b>FUEL PUMP</b> HiP Diaphragm	<b>SPARK PLUG</b> REM38E	<b>VOLTAGE</b> 24
<b>AIR MFG</b> ROBINSON	<b>AIR MODEL</b> R44 II	<b>HP</b> 260	<b>FUEL INJ</b> 2576630-4
<b>MOUNT PREP</b> SPECIAL	<b>MAGNETO</b> S6LSC-200, 204T	<b>STARTER RING GEAR</b> 31M22972	<b>THERMO BYPASS</b> 53E22144
<b>PROP GOV</b> NONE	<b>REMARKS</b> LIKE 10356 EXCEPT NO ALTERNATOR AND INCORPORATES POWER SECTION WEIGHT REDUCTION MODIFICATIONS	<b>OIL FILTER</b> REMOTE	

N