



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



**FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV**

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE TECHNOLOGY

ALTERNATIVNÍ MOŽNOSTI VZLETU A PŘISTÁNÍ LETADEL S PEVNÝM KŘÍDLEM

ALTERNATIVE WAYS TO TAKE OFF AND LAND FOR FIXED-WING AIRCRAFTS

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

TOMÁŠ ČÄSAR

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

Ing. PAVEL ZIKMUND, Ph.D.

BRNO 2015

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademičký rok: 2014/2015

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Tomáš Čásar

který/která studuje v **bakalářském studijním programu**

obor: **Základy strojního inženýrství (2341R006)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Alternativní možnosti vzletu a přistání letadel s pevným křídlem

v anglickém jazyce:

Alternative ways to take off and land for fixed-wing aircrafts

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Bakalářské práce bude analyzovat alternativní možnosti vzletu a přistání malých letadel s pevným křídlem. Těmito možnostmi je myšleno například přistávání na šikmé nebo zakřivené dráze, případně použití katapultu jako je na letadlových lodích. Cílem práce je zejména zhodnocení proveditelnosti z hlediska základních fyzikálních principů. Práce vyžaduje základní znalosti aerodynamiky (modelářství, případně pilotní výcvik)

Cíle bakalářské práce:

- 1) Rešerše alternativních možností vzletu a přistání letadel s pevným křídlem.
- 2) Fyzikální analýza proveditelnosti jednotlivých možností.

Seznam odborné literatury:

BENEŠ, L. a kol. Učebnice pilota. 1. vyd. Cheb: Svět křidel, 1995, 292 s.

Vedoucí bakalářské práce: Ing. Pavel Zikmund, Ph.D.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2014/2015.

V Brně, dne 21.11.2014

L.S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
Ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
Děkan fakulty

Abstrakt

Cílem této práce bylo navrhnout a posoudit proveditelnost z hlediska základních fyzikálních zákonů různých možností pro zkrácení délek startu a přistání zejména malých jednomístných letounů. Tyto varianty jsou navrženy tak, aby je bylo možné využít především na střechách budov pro dopravu osob do zaměstnání a zpět. U každé z variant jsou uvedena zatížení, která by na letoun a pilota působila a také vypočtena délka dráhy pro porovnání s klasickým přistáním. Výpočty byly provedeny pro dvě verze letadel, současnou, která je dosažitelná s dnešními technologiemi a futuristickou, která zohledňuje předpokládaný vývoj v oblasti letectví.

Klíčová slova

Přistání, vzlet, letoun, vzletová a přistávací dráha, zkrácení délky vzletu, zkrácení délky přistání

Abstract

Target of this thesis was to propose and evaluate workability in matter of basic physical principles for shortening lengths of take-off and landing distances especially for small, single-seated aircrafts. These variants were proposed in order to be used at building roofs for transport of employees to work and back. Every variant is presented with loads, which would affect aircraft and pilot and also estimated runway length for comparison with classic landing. Calculations were made for two versions of aircrafts, one for present, achievable with current technologies and second futuristic, which takes into account expected development in aviation.

Keywords

Take-off, landing, runway, shortening of take-off distance, shortening of landing distance

Bibliografická citace

CĀSAR, T. *Alternativní možnosti vzletu a přistání letadel s pevným křídlem*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2015. 35 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Pavel Zikmund, Ph.D..

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma Alternativní možnosti startu a přistání letadel s pevným křídlem vypracoval samostatně s použitím uvedené literatury a zdrojů.

V Brně dne 29. května 2015

.....
Tomáš Čáslar

Poděkování

Děkuji panu Ing. Pavlu Zikmundovi, Ph.D. za příkladné vedení bakalářské práce a odbornou pomoc při vypracování. Další poděkování patří mé rodině za trpělivost a podporu během mého dosavadního studia.

Obsah

1 Úvod	11
2 Stanovení základních parametrů	12
2.1 Výkon motoru	12
2.2 Hmotnost	12
2.3 Plocha křídel	13
2.4 Plošné zatížení	13
2.5 Parametry letounu	14
3 Určení výchozí délky startu a přistání	16
3.1 Výpočet pozemní části vzletu	16
3.2 Výpočet vzdušné části vzletu	17
3.3 Výpočet pozemní části přistání	18
3.4 Výpočet vzdušné části přistání	18
4 Zakřivená dráha	20
4.1 Návrh dráhy	20
4.2 Síly působící při přistání	21
4.3 Zhodnocení výsledků zakřivené dráhy	22
5 Start s využitím katapultu	23
5.1 Využití závaží	23
5.2 Parní katapult	24
5.3 EMALS	24
5.4 Zhodnocení výsledků katapultu	24
6 Přistání s využitím zádržných systémů	25
6.1 Absorpce pomocí závaží	25
6.2 Hydraulické tlumiče	26
6.3 AAG	27
6.4 Zhodnocení výsledků zádržných systémů	27
7 Závěr	28

Seznam použitých zdrojů	29
Seznam symbolů a zkratk	30
Seznam obrázků	31
Seznam tabulek	31
Seznam grafů	31
Seznam příloh	32
Přílohy	33

Úvod

V dnešní době dochází s nárůstem dopravy ve městech stále častěji k dopravním zácpám. Proto se uvažuje o přesunu části dopravy do vzduchu, čímž by došlo k částečnému odlehčení situace na zemi. Cílem této práce je prozkoumat možnosti využití střech budov jako vzletových a přistávacích drah pro malé jednomístné letouny pro osobní přepravu. Typickým příkladem budovy vhodným pro toto využití je budova A1 Fakulty strojního inženýrství VUT v Brně. Malá letadla by se tak mohla stát prostředkem pro rychlou přepravu ve městech a pro dopravu lidí do zaměstnání a zpět.

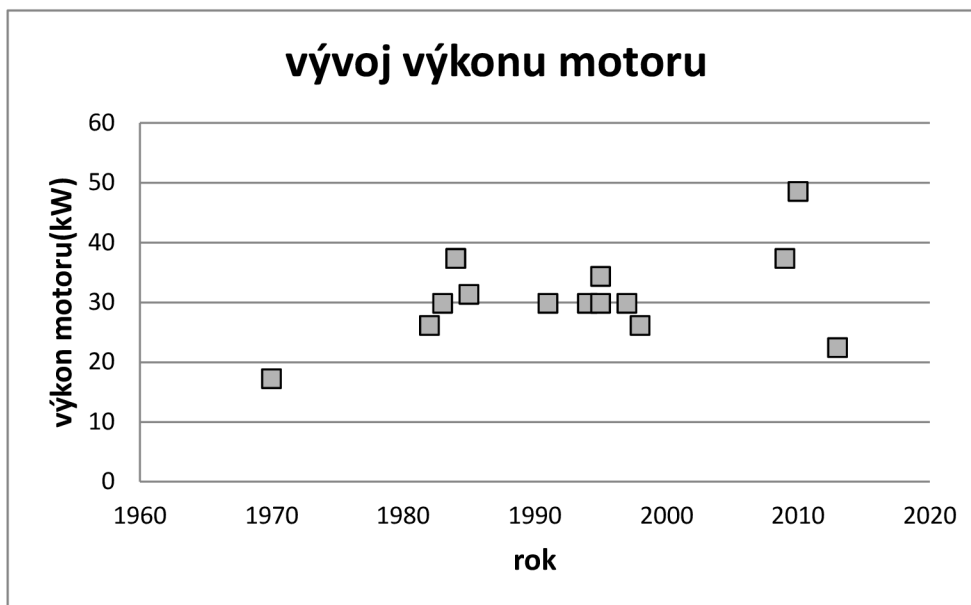
První část práce má za cíl určit předpokládané parametry letounů vhodných pro toto využití. Dále jsou pak zhodnoceny jednotlivé varianty vzletu a přistání zhodnoceny podle základních fyzikálních principů. První uvažovanou variantou je zakřivená dráha, dalšími jsou pak různé systémy katapultů a tlumících zařízení.

Prioritou pro umožnění přistání na střechách budov je dostatečné snížení délek vzletu a přistání, které dovolí využití většího množství budov.

2 Stanovení základních parametrů letounu

Cílem této kapitoly je stanovit základní parametry, které budou využívány pro výpočty v následujících částech práce. Ty budou voleny na základě statistiky dat existujících jednomístných letadel se zohledněním případného vývoje v průběhu času. Seznam těchto letounů je uveden v příloze 2.1 včetně jejich charakteristik.

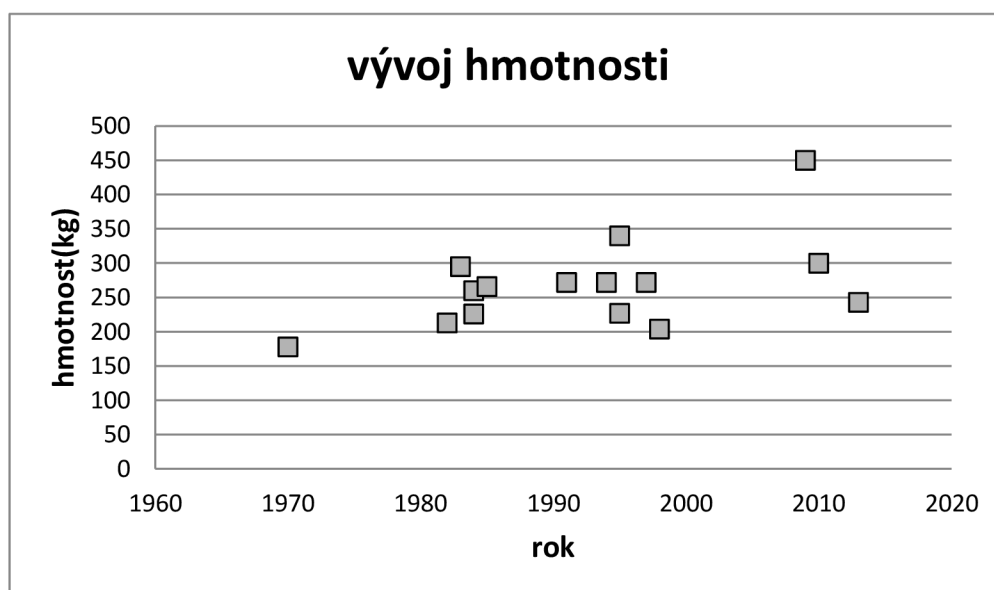
2.1 výkon motoru



Graf 2.1 Vývoj výkonu motoru

Z grafu 2.1 vyplývá, že obvyklá hodnota výkonu se pohybuje okolo 30kW.

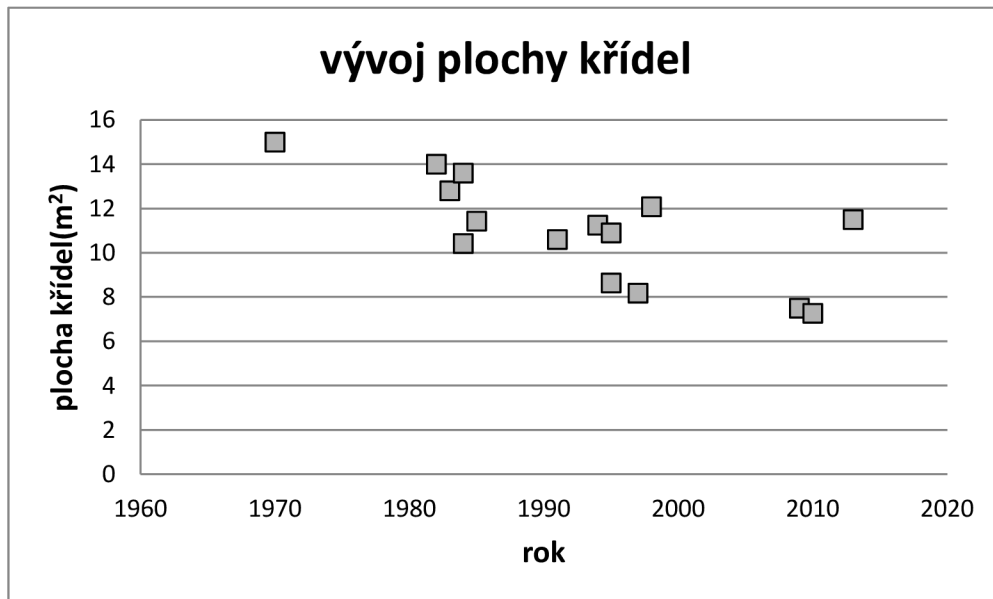
2.2 Hmotnost



Graf 2.2 Vývoj hmotnosti

Z grafu 2.2 vyplývá, že hmotnost uvažovaných letadel se pohybuje mezi 200-300 kg. Pro získání minimální pádové rychlosti je potřeba dosáhnout dolní hranice 200 kg.

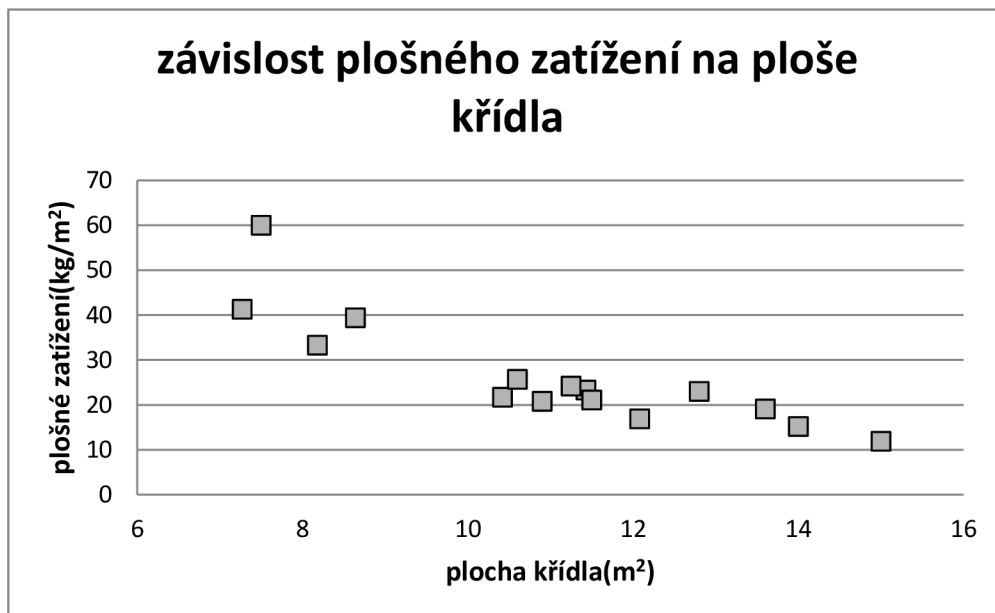
2.3 Plocha křídla



Graf 2.3 Vývoj plochy křídla

Hodnoty plochy křídla v grafu 2.3 se pohybují mezi 15-7 m². Vzhledem k tomu, že letoun bude konceptu STOL¹, bude vhodné mít plochu na horní hranici tohoto rozmezí.

2.4 Plošné zatížení



Graf 2.4 Závislost plošného zatížení na ploše křídla

¹ Z angl. Short take-off and landing-letadlo s krátkým startem a přistáním

Parametry letounu odpovídají nízkému plošnému zatížení a velké ploše křídla. Trend vede ke snižování plošného zatížení. Vzhledem ke konceptu STOL bude vhodné dosáhnout co nejnižších hodnot.

2.5 Parametry letounu

Na základě výsledků kapitol 2.1 -2.4 byly vedoucím práce stanoveny parametry dvou variant letounu pro následné výpočty.

2.5.1 Konzervativní varianta

Parametry této verze uvedené v tabulkách 2.1 a 2.2 jsou stanoveny tak, aby odpovídaly možnostem současných technologií používaných v letectví.

P	30	kW
m	220	kg
S	15	m ²
b	10	m
A	6,67	-
m/S	14,7	kg/m ²
e	0,6	-

Tab. 2.1 Parametry konzervativní varianty

	Zatažené klapky	Klapky pro vzlet	Klapky pro přistání
C_{Lmax}	1,5	1,75	1,85
C_{D0}	0,035	0,045	0,07

Tab. 2.2 Koeficienty vztlaku a odporu pro konzervativní variantu

2.5.2 Futuristická varianta

Tato verze letounu má charakteristiky, které odpovídají předpokládanému vývoji v oblasti letectví, zejména použití lepších materiálů umožňujících dosažení nízké hmotnosti a profilů s lepšími aerodynamickými vlastnostmi. Její parametry jsou uvedeny v tabulkách 2.3 a 2.4.

P	30	kW
m	160	Kg
S	15	m ²
b	10	m
A	6,67	-
m/S	10,7	kg/m ²
e	0,7	-

Tab. 2.3 Parametry futuristické varianty

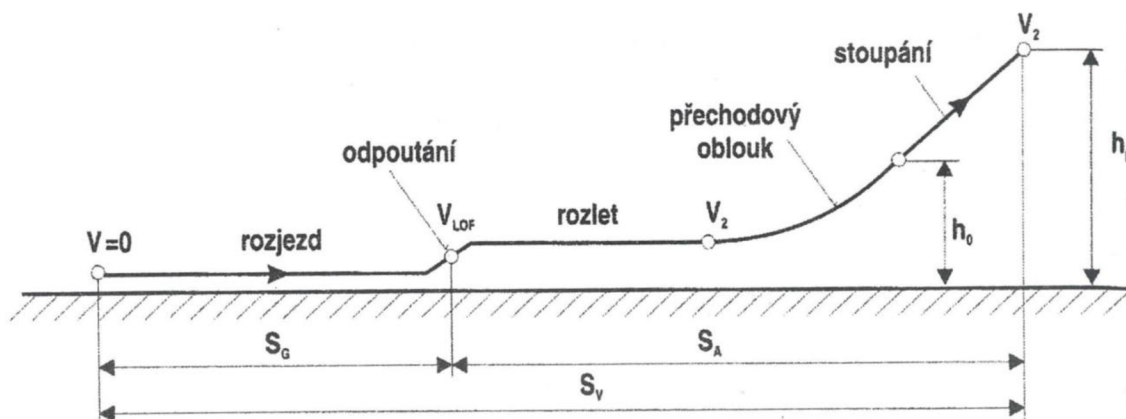
	Zatažené klapky	Klapky pro vzlet	Klapky pro přistání
C_{lmax}	1,5	1,85	2
C_{D0}	0,035	0,05	0,08

Tab. 2.4 Koeficienty vztlaku a odporu pro futuristickou variantu

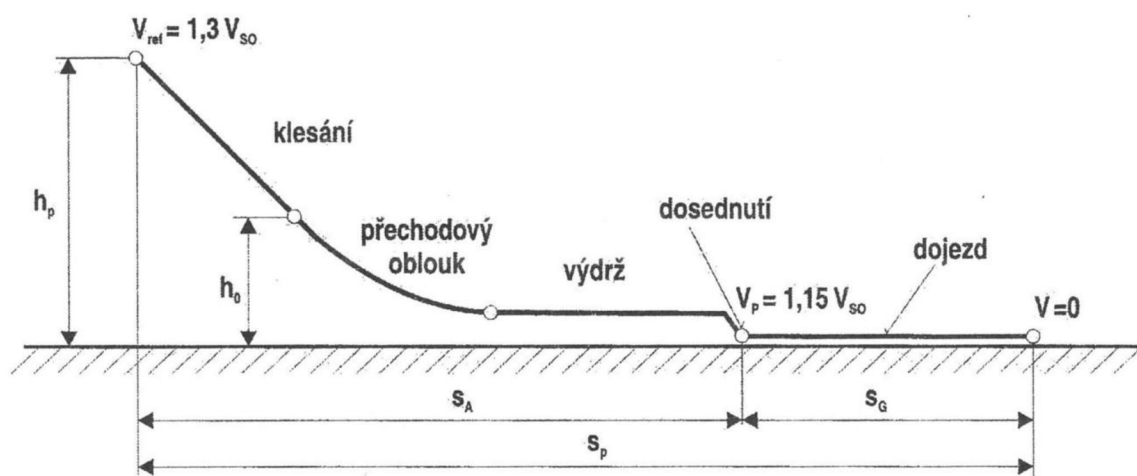
3 Určení výchozí délky startu a přistání

Pro obě výše uvedené varianty vypočtená délka vzletu a přistání klasickým způsobem bude použita k porovnání s alternativními možnostmi vzletu a přistání. Zde uvedené výpočty jsou pro konzervativní variantu. Výsledky pro variantu futuristickou jsou uvedeny v závorkách. Výpočet byl proveden podle zdroje [6].

Vzlet a přistání se skládají z pozemní a vzdušné části. Schémata jsou uvedena na obrázcích 3.1 a 3.2.



Obr. 3.1 Schéma vzletu [6]



Obr. 3.2 Schéma přistání [6]

3.1 Výpočet délky pozemní části vzletu

Prvním krokem je výpočet optimálního součinitele vztlaku pro rozjezd c_{Lr} :

Součinitel tření f je pro tvrdý povrch roven 0,02

$$c_{Lr} = \frac{1}{2} \times \pi \times A \times e \times f = \frac{1}{2} \times \pi \times 6,67 \times 0,6 \times 0,02 = 0,126 \text{ (0,147)}$$

Tomuto součiniteli odpovídá podle analytické poláry součinitel odporu c_{Dr} :

$$c_{Dr} = c_{D0} + \frac{c_{Lr}}{\pi \times A \times e} = 0,045 + \frac{0,126}{\pi \times 6,67 \times 0,6} = 0,0463 \text{ (0,0514)}$$

Výpočet pádové rychlosti:

$$v_s = \sqrt{\frac{2 \times m \times g}{c_{Lmax} \times \rho \times S}} = \sqrt{\frac{2 \times 220 \times 9,81}{1,75 \times 1,225 \times 15}} = 11,6 \text{ m} \times \text{s}^{-1} \text{ (9,6 m} \times \text{s}^{-1}\text{)}$$

Výpočet rychlosti odpoutání:

$$v_{LOF} = 1,1 \times v_p = 12,76 \text{ m} \times \text{s}^{-1} \text{ (10,56 m} \times \text{s}^{-1}\text{)}$$

Následnou numerickou integrací (viz příloha 3.1 pro konzervativní, 3.2 pro futuristickou) určená délka pozemní části vzletu $S_G=26,7\text{m}$ (10,5m).

3.2 Výpočet vzdušné části vzletu

Určení bezpečné rychlosti vzletu v_2 :

$$v_2 = 1,2 \times v_s = 1,2 \times 11,6 = 13,92 \text{ m} \times \text{s}^{-1} \text{ (11,52 m} \times \text{s}^{-1}\text{)}$$

Výpočet střední rychlosti vzletu $v_{stř}$:

$$v_{stř} = \frac{v_{LOF} + v_2}{2} = \frac{12,76 + 13,92}{2} = 13,34 \text{ m} \times \text{s}^{-1} \text{ (11,04 m} \times \text{s}^{-1}\text{)}$$

Součinitel vztlaku pro střední hodnotu rychlosti c_L :

$$c_L = \frac{2 \times m \times g}{\rho \times v_{stř}^2 \times S} = \frac{2 \times 220 \times 9,81}{1,225 \times 13,34^2 \times 15} = 1,32 \text{ (1,4)}$$

Součiniteli vztlaku odpovídá součinitel odporu c_D :

$$c_D = c_{D0} + \frac{c_L^2}{\pi \times A \times e} = \frac{1,32^2}{\pi \times 6,67 \times 0,6} = 0,184 \text{ (0,184)}$$

Střední hodnota odporu letounu $D_{stř}$:

$$D_{stř} = c_D \times \frac{\rho}{2} \times v_{stř}^2 \times S = 0,184 \times \frac{1,225}{2} \times 13,34^2 \times 15 = 300 \text{ N (206 N)}$$

Střední hodnota tahu letounu $F_{vstř}$:

$$F_{vstř} = \frac{P}{v_{stř}} \times \eta = \frac{30000}{1,34} \times 0,3 = 675 \text{ N (815 N)}$$

Výsledná hodnota délky vzdušné části S_A :

$$S_A = \frac{m \times g}{F_{vstř} - D_{stř}} \times \left(\frac{v_2^2 - v_{LOF}^2}{2 \times g} + h_p \right) = \frac{220 \times 9,81}{675 - 300} \times \left(\frac{13,92^2 - 12,76^2}{2 \times 9,81} + 15 \right)$$

$$S_A = 95,5 \text{ m (41,5 m)}$$

Celková délka vzletu je rovna součtu pozemní a vzdušné části:

$$S_V = S_G + S_A = 26,7 + 95,5 = 122,2 \text{ m (52 m)}$$

3.3 výpočet pozemní části přistání

Součinitel c_L je stejný jako při startu:

$$c_L = 0,126 \text{ (0,147)}$$

Tomu odpovídá součinitel odporu c_{Dr} :

$$c_{Dr} = c_{D0} + \frac{c_L}{\pi \times A \times e} = 0,07 + \frac{0,126}{\pi \times 6,67 \times 0,6} = 0,0712 \text{ (0,0814)}$$

Výpočet pádové rychlosti:

$$v_s = \sqrt{\frac{2 \times m \times g}{c_{Lmax} \times \rho \times S}} = \sqrt{\frac{2 \times 220 \times 9,81}{1,85 \times 1,225 \times 15}} = 11,3 \text{ m} \times \text{s}^{-1} \text{ (9,6 m} \times \text{s}^{-1}\text{)}$$

Výpočet přistávací rychlosti:

$$v_p = 1,15 \times v_s = 12,995 \text{ m} \times \text{s}^{-1} \text{ (10,56 m} \times \text{s}^{-1}\text{)}$$

Při přistání je prvních 15 metrů uvažován součinitel tření $f=0,02$, poté je připočten vliv brzd 0,3. Numerickou integrací (viz příloha 3.3 pro konzervativní, 3.4 pro futuristickou) určená délka pozemní části přistání $S_g=41,4\text{m}$ (37,5m).

3.4 Výpočet vzdušné části přistání

Určení bezpečné rychlosti přistání v_3 :

$$v_3 = 1,3 \times v_s = 1,2 \times 11,6 = 14,69 \text{ m} \times \text{s}^{-1} \text{ (11,52 m} \times \text{s}^{-1}\text{)}$$

Výpočet střední rychlosti přistání $v_{stř}$:

$$v_{stř} = \frac{v_{přist} + v_3}{2} = \frac{12,3 + 14,69}{2} = 13,84 \text{ m} \times \text{s}^{-1} \text{ (10,58 m} \times \text{s}^{-1}\text{)}$$

Součinitel vztlaku pro střední hodnotu rychlosti c_L :

$$c_L = \frac{2 \times m \times g}{\rho \times v_{stř}^2 \times S} = \frac{2 \times 220 \times 9,81}{1,225 \times 13,84^2 \times 15} = 1,23 \text{ (1,53)}$$

Součiniteli vztlaku odpovídá součinitel odporu c_D :

$$c_D = c_{D0} + \frac{c_L^2}{\pi \times A \times e} = \frac{1,23^2}{\pi \times 6,67 \times 0,6} = 0,19 \text{ (0,239)}$$

Střední hodnota odporu letounu $D_{stř}$:

$$D_{stř} = c_D \times \frac{\rho}{2} \times v_{stř}^2 \times S = 0,19 \times \frac{1,225}{2} \times 13,84^2 \times 15 = 334 \text{ N (246 N)}$$

Střední hodnota tahu letounu $F_{vstř}$:

$$F_{vstř} = 0$$

Výsledná hodnota délky vzdušné části S_A :

$$S_A = \frac{m \times g}{F_{vstř} - D_{stř}} \times \left(\frac{v_3^2 - V_{přist}^2}{2 \times g} + h_p \right) = \frac{220 \times 9,81}{0 - 334} \times \left(\frac{14,69^2 - 12,995^2}{2 \times 9,81} + 15 \right)$$

$$S_A = 81,5 \text{ m (88,7m)}$$

Celková délka přistání je rovna součtu pozemní a vzdušné části:

$$S_P = S_G + S_A = 41,4 + 81,5 = 122,9 \text{ m (125,5m)}$$

4 Zakřivená dráha

Pro zkrácení délky startu a přistání je možné využít přeměnu kinetické energie v potenciální a naopak rozdílnou výškou konců VPD. Dráhu je vhodné tvarovat tak, aby na obou koncích dráhy byl letoun ve vodorovné poloze.

4.1 Návrh dráhy

Prvním důležitým parametrem dráhy je její převýšení h určené podle zákona o zachování mechanické energie. Vzhledem k tomu, že jako VPD je uvažována střecha budovy, není nutné uvažovat výšku překážky h_p a potenciální energii v ní, protože ji nahrazuje výška budovy. Potřebné převýšení bude větší pro přistání, protože rychlost v_3 je větší než v_2 , pro start by tedy stačilo využít jen část navrhované dráhy.

Výpočet kinetické energie pro rychlost v_3 :

$$E_k = \frac{1}{2} m \times v_3^2 = \frac{1}{2} 220 \times 14,69^2 = 23738 \text{ J (11443 J)}$$

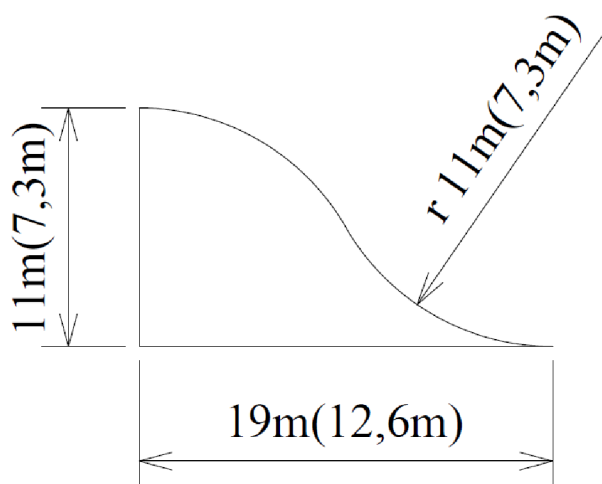
Výpočet převýšení h :

$$h = \frac{E_k}{m \times g} = \frac{23738}{220 \times 9,81} = 11 \text{ m (7,3 m)}$$

Dalším krokem je výpočet minimálního poloměru zakřivení dráhy r_{min} , který je volen tak, aby odstředivé zrychlení nepřekročilo 2 g:

$$r_{min} = \frac{v_3^2}{2 \times g} = \frac{14,69^2}{2 \times 9,81} = 11 \text{ m (7,3 m)}$$

Výsledný návrh tvaru dráhy vznikl spojením dvou částí kružnic o poloměru 11 m (7,3 m).



Obr. 1.1 Návrh tvaru dráhy

4.2 Síly působící při přistání

Vzhledem k zakřivení dráhy nepůsobí na letadlo a pilota pouze tečné zrychlení, ale i zrychlení kolmá na směr pohybu. Následující grafy pro zrychlení byly získány numerickým výpočtem.

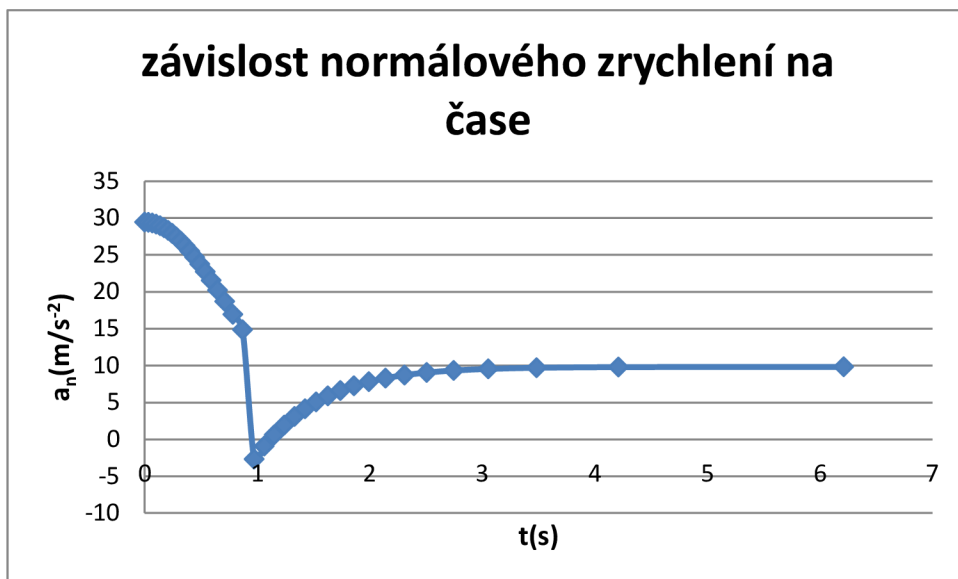
4.2.1 Tečné zrychlení působící při přistání



Graf 4.1 Závislost rychlosti na čase

Z grafu 4.1 lze je patrné, že tečné zrychlení nepřesáhne hodnotu $8,5 \text{ m/s}^2$. Celé přistání by v tomto případě proběhlo za $6,2 \text{ s}$.

4.2.2 Normálové zrychlení při přistání



Graf 4.2 Závislost normálového zrychlení na čase

Graf 4.2 ukazuje, že se při přistání vyskytují dvě problémová místa. První je hned na počátku přistávací dráhy, kde dochází k velkému normálovému zrychlení. Druhým je přechod mezi oblouky, kde dochází ke změně směru působení odstředivého zrychlení, které převyšuje zrychlení tíhové, čímž by došlo k odlepení letounu od VPD. Zmíněné problémy lze vyřešit například zvětšením poloměru oblouků.

4.3 Zhodnocení výsledků zakřivené dráhy

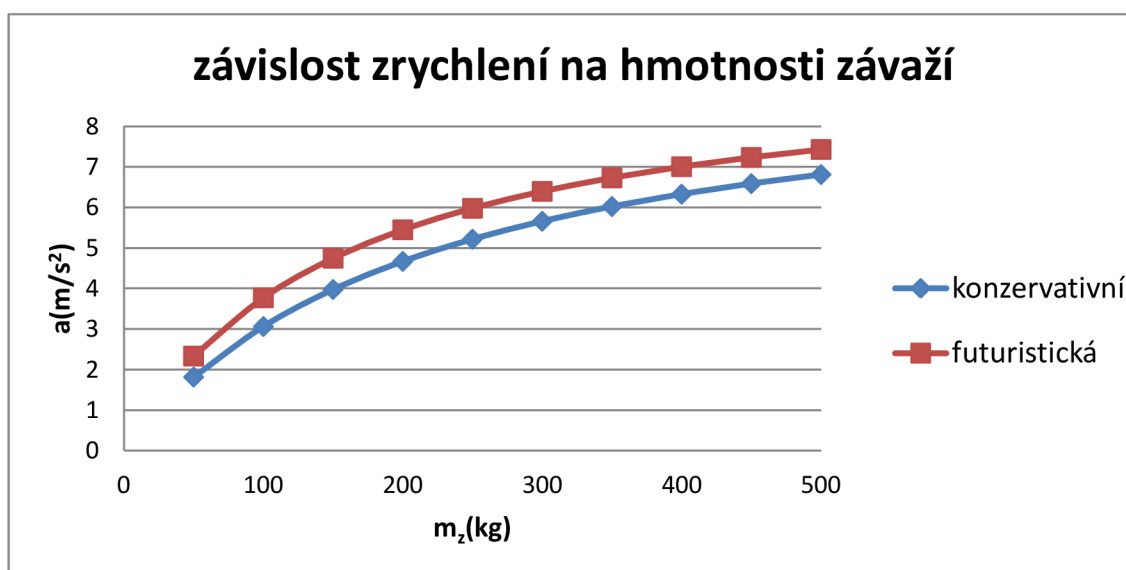
Uvedené řešení lze realizovat, ale muselo by dojít k mírné změně parametrů dráhy. Závislosti tečného a normálového zrychlení jsou vykresleny pouze pro konzervativní variantu, protože průběhy zrychlení by byly stejné z důvodu stejné geometrie drah. Dráhu pro konzervativní variantu lze použít i pro variantu futuristickou, při které by došlo k využití jen části VPD při menším zatížení letounu. Při výpočtech nebylo uvažováno tření, odpor a tah motoru, při jejich započtení by došlo ke změně potřebné dráhy.

5 Start s využitím katapultu

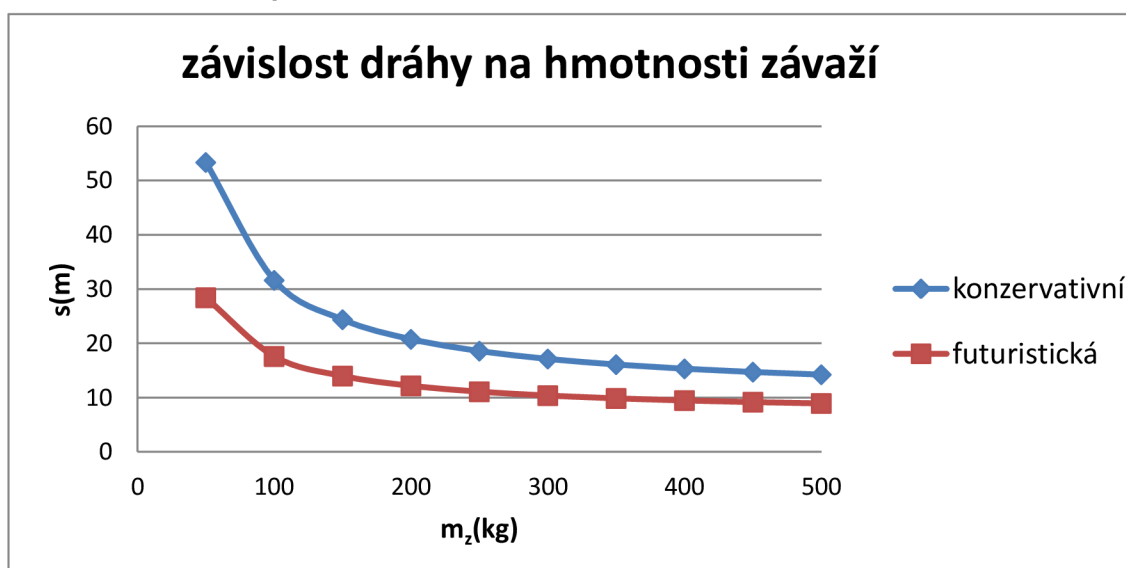
Při použití katapultu je letoun rozpořhobován za pomoci energie dodané externím zařizením.

5.1 Využití závaží

Jedním z mechanicky nejjednodušších metod je využití závaží, které je spojeno s letounem přes kladku s pomocí lana. Potenciální energie závaží se postupně mění na kinetickou energii závaží a letadla. Zrychlení je konstantní, dané poměrem hmotnosti závaží a letadla a jeho teoretická maximální hodnota² je až $9,81 \text{ m/s}^2$.



Graf 5.1 Závislost zrychlení na hmotnosti závaží



Graf 5.2 Závislost dráhy na hmotnosti závaží

² Pro $\lim_{m_z \rightarrow \infty}$

Z grafů 5.1 a 5.2 plyne, že hmotnost závaží vhodná pro toto použití je 200 až 300 kg, protože od těchto hodnot dochází u obou grafů ke zpomalení poklesu potřebné dráhy.

5.2 Parní katapult

Tento systém je používán na současných letadlových lodích. Pára, která je odebírána z parogenerátoru v pohonné soustavě lodi je použita ve válci na rozpořybování pístu, který tlačí letoun. Systém je ale náročný na údržbu, obsluhu a prostor [1].

5.3 EMALS³

Systém EMALS je vyvíjen jako náhrada za současné parní katapulty, využívá lineární elektromotor k rozpořybování letadla po dráze. Jeho výhodou oproti parnímu katapultu je nižší hmotnost, menší nároky na prostor a obsluhu a také možnost lepší regulace výkonu [2].

Energie potřebná pro vystřelení letadel uvažovaných v této práci by byla 21300 J (10300 J).

Výkon motoru potřebný pro dosažení podobných výsledků jako se závařím o hmotnosti 200 kg by byl 8,4 kW (5 kW).

5.4 Zhodnocení výsledků katapultu

Katapult dokázal zkrátit na 20 metrů (asi 15 % původní délky) délku startu u konzervativní verze a na 10 metrů u futuristické verze (asi 20% původní délky). Zatížení působící na letoun by bylo zanedbatelné. Při výpočtech nebylo uvažováno tření, odpor a tah motoru. Při zohlednění těchto parametrů by došlo ke změně výsledků.

³ Z angl. Electromagnetic Aircraft Launch System-elektromagnetický systém vypouštění letadel

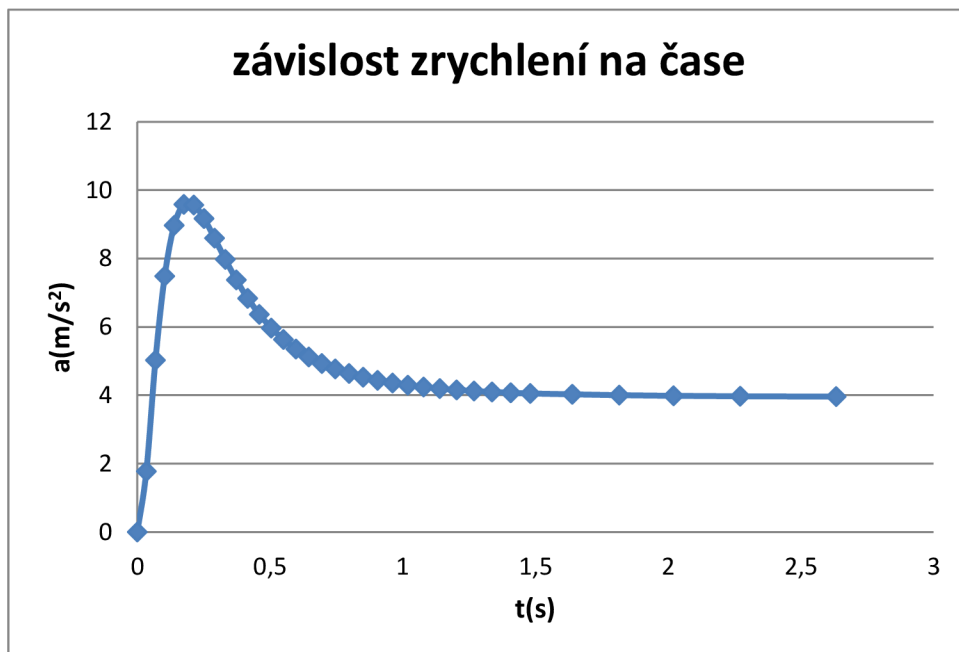
6 Přistání s využitím zádržných systémů

Tyto systémy využívají přistávací lana, která letadlo zachytávají při přistání spojená se zařízeními absorbujícími energii.

6.1 Absorpce pomocí závaží

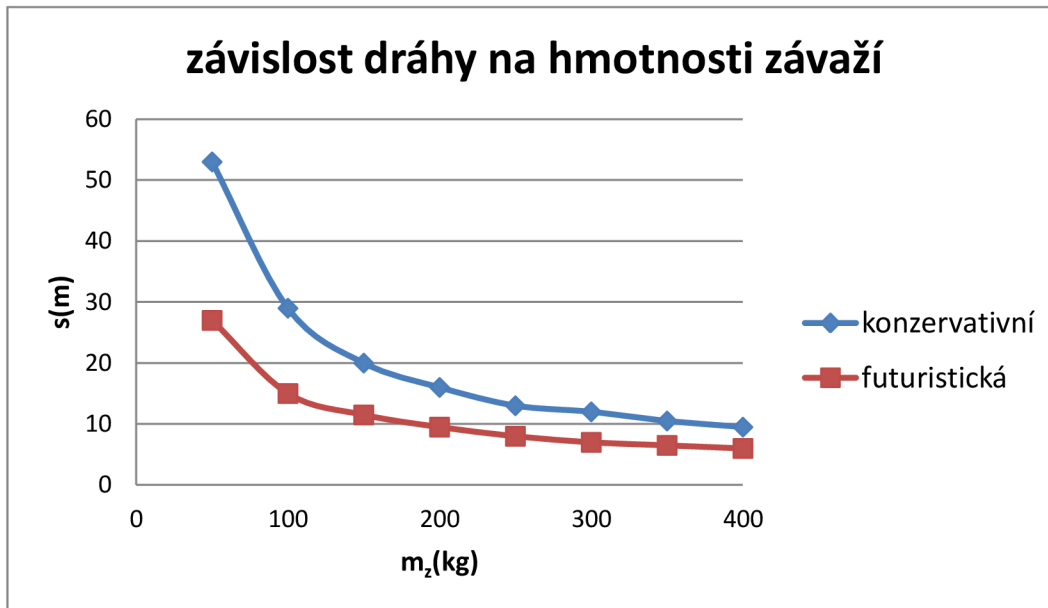
V počátcích námořního letectví se používali na letadlových lodích pytle s pískem jako závaží pro zpomalení letadel [3]. Tento systém je vzhledem k vysoké hmotnosti dnešních letounů provozovaných na letadlových lodích nepoužitelný, ale pro letadla uvažovaná v této práci je dostačující.

Systém se skládá z lana nataženého napříč dráhou, které letoun při přistání zachytí a dvou závaží umístěných na obou jeho koncích. Tato závaží jsou přes kladku tažena nahoru, čímž odebírají kinetickou energii letounu a mění ji na svoji potenciální. Pro tyto výpočty je uvažována délka lana 10 metrů.

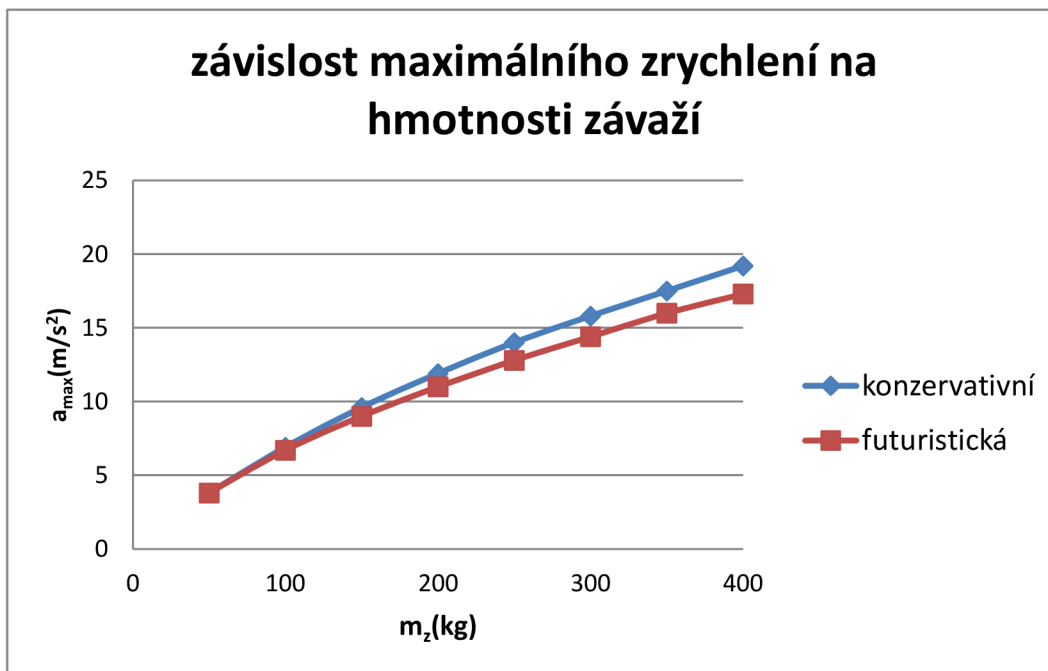


Graf 6.1 Závislost zrychlení na čase

V grafu 6.1 je vykreslena závislost zrychlení na čase pro závaží o hmotnosti 150 kg. Z grafu je vidět, že zrychlení nejprve naroste až na $9,6 \text{ m/s}^2$ a poté klesá až k hodnotě 4 m/s^2 .



Graf 6.2 Závislost dráhy na hmotnosti závaží



Graf 6.3 Závislost maximálního zrychlení na hmotnosti závaží

Podle grafů 6.2 a 6.3 lze určit, že vhodná hmotnost závaží je okolo 150 až 200 kg. Při vyšších hmotnostech závaží totiž už nedochází k výraznému zkrácení potřebné dráhy.

6.2 Hydraulické tlumiče

Toto řešení se v současné době používá na letadlových lodích, využívá válec naplněný kapalinou, která je z něj tlačena ven skrze kontrolní ventil [4].

6.3 AAG⁴

Tento systém je vyvíjen k nahrazení současných hydraulických tlumičů pro novou generaci letadlových lodí využívající vodní turbíny spojené s indukčními elektromotory. AAG má oproti hydraulickým tlumičům nižší hmotnost, vyžaduje menší obsluhu a je použitelný pro širší rozmezí letadel [5].

6.4 Zhodnocení výsledků zádržných systémů

Zádržné systémy by dokázali zkrátit délku přistání na 20 m (15 % původní délky) u konzervativní a 10 m (8 % původní délky) u verze futuristické. Maximální zrychlení by při využití závaží o hmotnosti 150 kg nepřekročilo 10 m/s^2 . Výpočty také ukázaly, že při použití stejných závaží působí menší síla na futuristickou variantu, což je způsobeno její nižší přistávací rychlostí. Při výpočtech nebylo uvažováno tření a odpor. Při jejich zohlednění by došlo ke změně výsledků.

⁴ Z angl. Advanced Arresting Gear-pokročilý záchytný systém

7. Závěr

Všechny varianty uvedené v této práci by dokázaly zastavit i vypustit letoun. Energeticky nejvýhodnější je použití zakřivené dráhy, protože pro start lze využít energii odebranou při přistání. Největší zatížení působí na letoun při přistání a startu na zakřivené dráze z důvodu působení odstředivých zrychlení, proto je tento systém nejméně vhodný pro použití. Katapult a zádržná zařízení způsobovala při stejné délce dráhy výrazně nižší zatížení.

Z katapultů je nejvýhodnější použít závaží, které je nejjednodušší na provoz, parní katapult by byl pro toto použití nevhodný kvůli velké složitosti a systém EMALS je výhodnější ve všech ohledech. Podobná situace je i u zádržných systémů kde je také nejvýhodnější závaží.

Seznam použitých zdrojů

- [1] HARRIS, Tom. How Aircraft Carriers Work. *How Stuff Works*[online]. 29.8.2002[cit. 2015-10-5]. Dostupné z: <http://science.howstuffworks.com/aircraft-carrier3.htm>
- [2] General Atomics. EMALS. *General Atomics*[online]. 2015[cit. 2015-10-5]. Dostupné z: <http://www.ga.com/emals>
- [3] Carrier Arresting Gear:It All Began with Sandbags. *Naval Aviation*[online]. 19.11.2013[cit. 2015-10-5]. Dostupné z: <http://navalaviationnews.navylive.dodlive.mil/2013/11/19/carrier-arresting-gear-it-all-began-with-sandbags/>
- [4] MK 7 AIRCRAFT RECOVERY EQUIPMENT. *Global Security*[online]. 2013[cit. 2015-10-5]. Dostupné z: http://www.globalsecurity.org/jhtml/jframe.html#http://www.globalsecurity.org/military/library/policy/navy/nrtc/14310_ch3.pdf
- [5] General Atomics. AAG. *General Atomics*[online]. 2015[cit. 2015-10-5]. Dostupné z: <http://www.ga.com/advanced-arresting-gear>
- [6] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu I: Letové výkony*. 1. vyd. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009, ISBN 978-80-7204-659-1.
- [7] JOHNSON, Dan. SENSATIONAL AERO-LITE 103. *Ultralight News*[online]. 1998[cit. 2015-29-3]. Dostupné z: <http://www.ultralightnews.com/reviews/ea/augfeat.htm>
- [8] ATEC Aircraft. ATEC 212 SOLO. *ATEC*[online]. 2015[cit. 2015-29-3]. Dostupné z: <http://www.atecaircraft.eu/letadla/solo/technicka-data/>
- [9] e-Go-aeroplanes. Specifications-e-Go. *e-Go*[online]. 2015[cit. 2015-29-3]. Dostupné z: <https://www.e-goairplanes.com/the-aeroplane/specifications/>
- [10] Fisher Flying Products. Avenger. *Fisher Flying*[online]. 2015[cit. 2015-29-3]. Dostupné z: <http://fisherflying.com/the-fisher-fleet/aircraft/monoplanes/avenger/>
- [11] Fisher Flying Products. Skeeter. *Fisher Flying*[online]. 2015[cit. 2015-29-3]. Dostupné z: <http://fisherflying.com/the-fisher-fleet/aircraft/monoplanes/fp-505/>
- [12] CLICHE, Andre. *Ultralight Aircraft Shopper's Guide*. 8.vyd. Richford: Cybair Limited Publishing, 2001. ISBN 0-9680628-1-4.
- [13] Loehle Aircraft. Sport Parasol. *Loehle Aircraft*[online]. 2009[cit. 2015-29-3]. Dostupné z: <http://www.loehle.com/loehle-aircraft-kits/sport-parasol/>
- [14] Purdy, Don. *AeroCrafter - Homebuilt Aircraft Sourcebook*, 5. Vyd. Benicia: BAI Communications, 1998. ISBN 0-9636409-4-1
- [15] Aeroplane Manufactory. Beaver. *Aeroplane Manufactory*[online]. 2015[cit. 2015-29-3]. <http://www.aeroplanemanufactory.com/beaveerss.htm>
- [16] Morgan Aero Works. Super Diamond mk.1. *Morgan Aero Works* [online]. 2009[cit. 2015-29-3]. <http://www.morganaeroworks.com.au/diamond-mk1.html>

Seznam symbolů a zkratk

STOL – letoun s krátkým startem a přistáním (Short Take Off and Landing)

EMALS – elektromagnetický systém vypouštění letadel (Electromagnetic Aircraft Launch System)

AAG – pokročilý záchytný systém (Advanced Arresting Gear)

VPD – vzletová a přistávací dráha

a	[m/s ⁻²]	–zrychlení
A	[–]	– štiřlost křídla
a_n	[m/s ⁻²]	–normálové zrychlení
b	[m]	–rozpětí křídla
c_{D0}	[–]	–součinitel odporu při nulovém vztlaku
c_D	[–]	–součinitel odporu
c_{Dr}	[–]	–součinitel odporu při rozjezdu
c_L	[–]	–součinitel vztlaku
c_{Lmax}	[–]	–součinitel maximálního vztlaku
c_{Lr}	[–]	–optimální součinitel vztlaku pro rozjezd
D_{stř}	[–]	–střední hodnota odporu
e	[–]	–opravný koeficient
E_k	[J]	–kinetická energie
f	[–]	–součinitel tření
F_{vstř}	[N]	–střední tah
F_v	[–]	–využitelný tah
g	[m/s ⁻²]	–gravitační zrychlení
h	[m]	–převýšení VPD
h_p	[m]	–výška překážky
m	[kg]	–hmotnost letounu
m_z	[kg]	–hmotnost závaží
P	[W]	–výkon motoru
r_{min}	[m]	–minimální poloměr dráhy
s	[m]	–délka vzletu
S	[m ²]	–plocha křídel
S_A	[m]	–délka vzdušné části přistání nebo vzletu
S_G	[m]	–délka pozemní části přistání nebo vzletu
S_P	[m]	–výsledná délka přistání
S_V	[m]	–výsledná délka vzletu
t	[s]	–čas
v_{LOF}	[m/s]	–rychlost odpoutání
v_s	[m/s]	–pádová rychlost
v_p	[m/s]	–přistávací rychlost
v_{stř}	[m/s]	–střední rychlost vzdušné části vzletu
v₂	[m/s]	–bezpečná rychlost vzletu
v₃	[m/s]	–bezpečná rychlost přistání
η	[–]	–účinnost motoru
ρ	[kg/m ³]	–hustota vzduchu

Seznam obrázků

Obr. 2.1 Návrh tvaru dráhy

Obr. 3.1 Schéma vzletu

Obr. 3.2 Schéma přistání

Seznam tabulek

Tab. 2.1 Parametry konzervativní varianty

Tab. 2.2 Koeficienty vztlaku a odporu pro konzervativní variantu

Tab. 2.1 Parametry futuristické varianty

Tab. 2.2 Koeficienty vztlaku a odporu pro futuristickou variantu

Seznam grafů

Graf 2.1 Vývoj výkonu motoru

Graf 2.2 Vývoj hmotnosti

Graf 2.3 Vývoj plochy křidel

Graf 2.4 Závislost plošného zatížení na ploše křídla

Graf 4.1 Závislost rychlosti na čase

Graf 4.2 Závislost normálového zrychlení na čase

Graf 5.1 Závislost zrychlení na hmotnosti závaží

Graf 5.2 Závislost dráhy na hmotnosti závaží

Graf 6.1 Závislost zrychlení na čase

Graf 6.2 Závislost dráhy na hmotnosti závaží

Graf 6.3 Závislost maximálního zrychlení na hmotnosti závaží

Seznam příloh

Příloha 2.1 Seznam letadel s parametry

Příloha 3.1 Tabulka numerické integrace pro vzlet konzervativní verze

Příloha 3.2 Tabulka numerické integrace pro vzlet futuristické verze

Příloha 3.3 Tabulka numerické integrace pro přistání konzervativní verze

Příloha 3.4 Tabulka numerické integrace pro přistání futuristické verze

název	charakteristika	výkon motoru (kW)	plocha křídla (m ²)	Hmotnost (kg)	plošné zatížení (m ² /kg)	rok
Aero-Works Aerolite 103 [7]	hornoplošník s tlačnou vrtulí a otevřeným kokpitem	29,8	8,18	272	33,3	1997
ATEC 212 SOLO [8]	dolnoplošník, standardní uspořádání	48,5	7,27	300	41,3	2010
e-GO [9]	letadlo typu kachna	22,4	11,50	243	21,1	2013
Fisher Avenger [10]	dolnoplošník, standardní uspořádání	29,8	11,25	272	24,2	1994
Fisher FP-505 Skeeter	hornoplošník s tlačnou vrtulí a otevřeným kokpitem	37,3	10,42	226	21,7	1984
GT 400 Special Edition [11]	hornoplošník s tlačnou vrtulí a otevřeným kokpitem	37,3	13,6	260	19,1	1984
Kolb Firefly [12]	hornoplošník s tlačnou vrtulí a otevřeným kokpitem	29,8	10,90	227	20,8	1995
Kolb Flyer [12]	hornoplošník s tlačnou vrtulí a otevřeným kokpitem	17,2	15	178	11,9	1970
Kolb Ultrastar [12]	hornoplošník s tlačnou vrtulí a otevřeným kokpitem	26,1	14	213	15,2	1982
Loeche Sport Parasol [13]	parasol	29,8	10,6	272	25,7	1991
Midwest Questar Arrowstar [14]	hornoplošník s otevřeným kokpitem	26,1	12,08	204	16,9	1998
RANS S5 Coyote [14]	hornoplošník, standardní uspořádání	31,3	11,43	266	23,3	1985
Spectrum Beaver [15]	hornoplošník s tlačnou vrtulí a otevřeným kokpitem	29,8	12,8	295	23	1983
Super Diamond mk1 [16]	dolnoplošník, standardní uspořádání	37,3	7,5	450	60	2009
Titan Tornado [12]	hornoplošník s tlačnou vrtulí	34,3	8,64	340	39,4	1995

V (m/s)	η (-)	F_v (N)	a (m/s ²)	V/a (s)	(V/a) _{stř} (s)	(V/a) _{stř} ×ΔV (m)	s (m)
0,1	0,01235	3705,329	16,646	0,006007	0	0	0
1	0,03351	1005,329	4,3716	0,2287	0,11737	0,10563	0,10563
2	0,05702	855,3292	3,6843	0,54283	0,38579	0,38579	0,49143
3	0,08053	805,3292	3,4479	0,87008	0,70645	0,70645	1,19789
4	0,10404	780,3292	3,3215	1,20426	1,03717	1,03717	2,23506
5	0,12755	765,3292	3,2369	1,5446	1,37447	1,37447	3,60954
6	0,15106	755,3292	3,1713	1,89193	1,71831	1,71831	5,32785
7	0,17457	748,1863	3,1151	2,24709	2,06951	2,06951	7,39737
8	0,19808	742,8292	3,0633	2,61149	2,42929	2,42929	9,82666
9	0,22159	738,6625	3,0133	2,98667	2,79908	2,79908	12,6257
10	0,24511	735,3292	2,9635	3,37435	3,18051	3,18051	15,8062
11	0,26862	732,6019	2,9127	3,77647	3,57541	3,57541	19,3816
12	0,29213	730,3292	2,8604	4,19518	3,98582	3,98582	23,3674
12,76	0,3	705,3292	2,7124	4,70429	4,44973	3,3818	26,7492

Příloha 3.1 Tabulka numerické integrace pro vzlet konzervativní verze

V (m/s)	η (-)	F_v (N)	a (m/s ²)	V/a (s)	(V/a) _{stř} (s)	(V/a) _{stř} ×ΔV (m)	s (m)
0,1	0,01284	3852,273	23,8804	0,004187	0	0	0
1	0,0384	1152,273	7,0027	0,14280	0,07349	0,06614	0,06614
2	0,06681	1002,273	6,0568	0,33020	0,2365	0,23650	0,3026
3	0,09522	952,2727	5,7304	0,52352	0,42686	0,426862	0,7295
4	0,12363	927,2727	5,5546	0,72011	0,62181	0,621818	1,3513
5	0,15204	912,2727	5,4358	0,91982	0,81996	0,819968	2,1712
6	0,18045	902,2727	5,3426	1,12303	1,0214	1,02142	3,1927
7	0,20886	895,1299	5,2618	1,33034	1,22668	1,226687	4,4194
8	0,23727	889,7727	5,186	1,54246	1,43640	1,436401	5,8558
9	0,26568	885,6061	5,1131	1,76018	1,65132	1,651322	7,5071
10	0,29409	882,2727	5,0393	1,98439	1,87228	1,872289	9,3794
10,56	0,3	852,2727	4,8197	2,19099	2,08769	1,169109	10,548

Příloha 3.2 Tabulka numerické integrace pro vzlet futuristické verze

V (m/s)	F _v (N)	a (m/s ²)	V/a (s)	(V/a) _{stř} (s)	(V/a) _{stř} ×ΔV (m)	s (m)
12,995	0	-0,6809	-19,0825	0	0	0
12,8	0	-0,6665	-19,2033	-19,1429	3,73286	3,73286
12,6	0	-0,6519	-19,3261	-19,2647	3,85294	7,58581
12,4	0	-0,6376	-19,4475	-19,3868	3,87736	11,4631
12,2	0	-0,6234	-19,5673	-19,5074	3,90148	15,3646
12	0	-3,1447	-3,81594	-11,6916	2,33832	17,7029
11	0	-3,1124	-3,53416	-3,67505	3,675	21,3780
10	0	-3,083	-3,24352	-3,38884	3,38883	24,7668
9	0	-3,0564	-2,94459	-3,09405	3,09405	27,8609
8	0	-3,0326	-2,63796	-2,79127	2,79127	30,6522
7	0	-3,0116	-2,32432	-2,48114	2,48114	33,1333
6	0	-2,9934	-2,00439	-2,16436	2,16435	35,2977
5	0	-2,978	-1,67897	-1,84168	1,84168	37,1393
4	0	-2,9654	-1,34889	-1,51393	1,51392	38,653
3	0	-2,9556	-1,01502	-1,18195	1,18195	39,8352
2	0	-2,9486	-0,67829	-0,84665	0,84665	40,6819
1	0	-2,9444	-0,33963	-0,50896	0,50895	41,1908
0	0	-2,943	0	-0,16981	0,16981	41,3606

Příloha 3.3 Tabulka numerické integrace pro přistání konzervativní verze

V (m/s)	F _v (N)	a (m/s ²)	V/a (s)	(V/a) _{stř} (s)	(V/a) _{stř} ×ΔV (m)	s (m)
11,96	0	-0,84125	-14,2169	0	0	0
11,8	0	-0,82411	-14,3185	-14,2677	2,28283	2,2828
11,6	0	-0,803	-14,4458	-14,3822	2,87643	5,1592
11,4	0	-0,78226	-14,5732	-14,5095	2,90189	8,0611
11,2	0	-0,76187	-14,7006	-14,6369	2,92737	10,988
11	0	-0,74185	-14,8277	-14,7642	2,95283	13,9413
10,8	0	-0,72219	-14,9545	-14,8911	2,97822	16,9196
10	0	-3,15812	-3,16644	-9,06046	7,24837	24,167
9	0	-3,11725	-2,88716	-3,0268	3,02679	27,1947
8	0	-3,08068	-2,59683	-2,74199	2,74199	29,9367
7	0	-3,04841	-2,29628	-2,44655	2,44655	32,3833
6	0	-3,02044	-1,98646	-2,14137	2,14137	34,5246
5	0	-2,99678	-1,66846	-1,82746	1,82745	36,3521
4	0	-2,97742	-1,34345	-1,50595	1,50595	37,8581
3	0	-2,96236	-1,01271	-1,17808	1,17807	39,0361
2	0	-2,9516	-0,6776	-0,84515	0,84515	39,8813
1	0	-2,94515	-0,33954	-0,50857	0,50856	40,3899
0	0	-2,943	0	-0,16977	0,16977	40,5596

Příloha 3.4 Tabulka numerické integrace pro přistání futuristické verze