



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ

Ústav letadlové techniky

Návrh cvičného pokračovacího a lehkého bojového letounu

Design of an advanced training and light combat aircraft

Diplomová práce

Studijní program: NLAK - Letectví a kosmonautika
Studijní obor: 3906T008 Letadlová a kosmická technika
Vedoucí práce: Ing. Jiří Brabec Ph.D.
Konzultant práce: Ing. Pavel Kučera

Bc. John Kohout

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Kohout** Jméno: **John** Osobní číslo: **397018**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Návrh cvičného pokračovacího a lehkého bojového letounu

Název diplomové práce anglicky:

Design of an advanced training and light combat aircraft

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Stanovte poláru letounu AJT s křídlem s novým profilem
- 2) Porovnejte výkonové parametry letounu s motorem F-124 a s motorem určeným pro remotorizaci AI-222-30
- 3) Posuďte nutné změny v konstrukci draku letounu s ohledem na zástavbu motoru

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího DP

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

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

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

Ing. Pavel Kučera, Aero Vodochody AEROSPACE a.s.

Datum zadání diplomové práce: **28.04.2017**

Termín odevzdání diplomové práce: **07.08.2017**

Platnost zadání diplomové práce: _____

Podpis vedoucí(ho) práce

Podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

Podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci s názvem: „Návrh cvičného pokračovacího a lehkého bojového letounu“ vypracoval samostatně pod vedením Ing. Jiřího Brabce Ph.D. a s konzultací Ing. Pavla Kučery s použitím literatury uvedené na konci mé diplomové práce v seznamu použité literatury.



V Praze 7.8. 2017

Bc. John Kohout

Poděkování

Rád bych poděkoval svému vedoucímu diplomové práce Ing. Jiřímu Brabcovi za cenné rady a ochotnou spolupráci při vypracovávání práce. Rád bych poděkoval firmě AERO Vodochody AEROSPACE a.s. za nabídnutí spolupráce a vymyšlení zadání diplomové práce dle mých představ a požadavků. Za konzultace vedené ve firmě Aero AEROSPACE bych chtěl poděkovat Pavlu Kučerovi, Tomáši Benešovi, Vojtěchu Spálenskému, Pavlu Henzlovi za ochotu a rychlou spolupráci. Ke zpříjemnění dlouhých chvil během vypracovávání této diplomové práce patří mé díky také YouTube kanálu s názvem „Stay See“, který nabízí širokou škálu hudebních mixů, ideálních ke studiu či práci. K zlepšení psacích dovedností, které jsem uplatnil při psaní této práci, bych chtěl poděkovat časopisu Underground a Filipu Wyrwolovi za společnou tvorbu a spolupráci. V posledním řádku bych chtěl poděkovat mojí mamince Kataríně Kohoutové, bez které by nebylo možné na této práci ani začít pracovat, za časté povzbuzování a za plnou podporu během práce i samotného studia.

Bc. John Kohout

Anotační list

Jméno autora:	John Kohout
Název DP:	Návrh cvičného pokračovacího a lehkého bojového letounu
Anglický název:	Design of an advanced training and light combat aircraft
Rok:	2017
Studijní program:	NLAK – Letectví a kosmonautika
Obor studia:	3906T008 Letadlová a kosmická technika
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí DP:	Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
Konzultant DP:	Ing. Pavel Kučera
Bibliografické údaje:	počet stran 75
	Počet obrázků 47
	Počet tabulek 44
	Počet příloh 23
Klíčová slova:	Aerodynamika, mechanika letu, výkony, pohonná jednotka
Keywords:	Aerodynamics, mechanics of flight, performance, power plant
Anotace:	

Cílem práce je provést přehled a srovnání výkonových parametrů letounu AJT v základní a modifikované konfiguraci s novým profilem křídla a současně pro stávající motor a motor AI-222-30. Na závěr posoudit změny v konstrukci draku letounu s ohledem na zástavbu motoru.

Abstract:

The aim of this thesis is to analyze and comply a feasibility study of performance on aircraft AJT and it's modified version with upgraded airfoil, aswell compare it with original power plant unit and new proposed unit AI-222-30. Lastly analyze the changes that would have to be made with the engine compartment.

Obsah

1. Úvod.....	10
2. Vstupní parametry	10
2.1 Mezinárodní standardní atmosféra (MSA).....	10
2.2 Projekt letounu Advanced Jet Trainer (AJT)	11
2.2.1 Základní parametry letoun.....	11
2.2.2 Definování označení a kladných výchylek.....	12
2.2.3 Aerodynamické charakteristiky – výchylky klappek	12
2.2.4 Aerodynamické charakteristiky – výškové kormidlo.....	15
2.2.5 Korekce polár na vliv vyvažovacích sil	17
2.3 Letoun s profilem AS28 (AS28)	26
2.3.1 Základní parametry	26
2.3.2 Aerodynamické charakteristiky – výchylky klappek	27
2.3.3 Aerodynamické charakteristiky – výškové kormidlo.....	29
2.3.4 Korekce polár na vliv vyvažovacích sil	31
2.4 Pohonná jednotka Honeywell F124-GA-100.....	39
2.5 Pohonná jednotka AI-222-30	41
3. Korekce na vliv Machova čísla	42
3.1 Výpočet jednotlivých korekcí stlačitelností	42
3.1.1 Prandtl-Glauert.....	42
3.1.2 Karman-Tschen	43
3.1.3 Laiton	43
3.2 Polára Aero L-39 Albatros	44
3.2.1 Použité korekce stlačitelnosti na L-39.....	44
3.3 Použití korekcí na letoun AJT a AS28	47
3.3.1 Poláry letounu AJT do $M = 0,85$	47
3.3.2 Poláry letounu AS28 do $M = 0,85$	48
4. Výpočet letových výkonů.....	49
4.1 Maximální rychlost v horizontálním ustáleném letu.....	49
4.1.1 Tahový diagram pro výšku $H = 0$ m dle MSA	51
4.1.2 Tahový diagram pro výšku $H = 2\ 000$ m dle MSA	52
4.1.3 Tahový diagram pro výšku $H = 3\ 000$ m dle MSA	53
4.1.4 Tahový diagram pro výšku $H = 5\ 000$ m dle MSA	54
4.1.5 Tahový diagram pro výšku $H = 8\ 000$ m dle MSA	55
4.1.6 Tahový diagram pro výšku $H = 11\ 000$ m dle MSA	56
4.1.7 Závěr tahových diagramů a maximálních rychlostí	57

4.2	Vertikální rychlost (stoupavost), REFW	58
4.2.1	Teoretické a praktické dostupy.....	62
4.3	Doby výstupů do FL100, FL200, FL300	64
4.4	Násobek v ustálené horizontální zatáčce, REFW	65
4.4.1	Maximální násobek pro výšku $h = 0$ m	66
4.4.2	Maximální násobek pro výšku $h = 11\ 000$ m	67
4.5	Praktický přístup, TOW	68
4.6	Délka doletu při optimální výšce a rychlosti s rezervou paliva 500 lbm (227 kg), TOW	69
5.	Změny v konstrukci draku vzhledem k zástavbě nové pohonné jednotky.....	71
6.	Závěr.....	73
7.	Použitá literatura	74
	Seznam příloh.....	75

Seznam použitých zkratek

Zkratka	Definice	Jednotka
a	rychlost zvuku pro danou výšku dle MSA	[m.s ⁻¹]
A/C	Letoun (z anglického "Aircraft")	[-]
Aero	AERO Vodochody AEROSPACE a.s.	[-]
\bar{c}	hloubka profilu	[m]
CD	Součinitel odporu	[-]
CL	Součinitel vztlaku	[-]
CL _{0,3}	Součinitel vztlaku pro M = 0,3	[-]
CL _{cm=0}	Součinitel vztlaku při nulovém klopivém souč. momentu	[-]
C _m	Součinitel klopivého momentu	[-]
C _m *CL	Stoupání momentové čáry dle součinitele vztlaku CL	[CL ⁻¹]
C _m *η	Stoupání mom. čáry letounu s výchylkou výšk. kormidla	[° ⁻¹]
C _{m0}	Součinitel momentu při nulovém vztlaku	[-]
D	Odpor	[N]
F124	Pohonná jednotka Honeywell F124-GA-100	[-]
G	Tíhová síla	[N]
g ₀ = g	Tíhové zrychlení pro nulovou výšku dle MSA	[m.s ⁻²]
h	Výška dle MSA	[m]
K-T	Korekce dle metody Karman-Tschen	[-]
L	Vztlak	[N]
M	Machovo číslo	[-]
M30K	Pohonná jednotka AI-222-30	[-]
M _{A/C}	Klopivý moment celého letounu	[N.m]
p	Tlak v atmosféře	[Pa]
p ₀	Tlak při nulové výšce dle MSA	[Pa]
Q ₀	Celkové množství paliva spotřebované pro výpočty	[kg]
q _t	Spotřeba paliva za časovou jednotku	[kg.hod ⁻¹]
q _T	Specifická spotřeba proudové pohonné jednotky	[kg.N ⁻¹ .hod ⁻¹]
R	Molární plynová konstanta = 8,314	[J.K ⁻¹ .mol ⁻¹]
S	Plocha nosného křídla	[m ²]
T	Termodynamická teplota	[K]
T ₀	Termodynamická teplota v nulové výšce dle MSA	[K]
T _h	Termodynamická teplota ve výšce h dle MSA	[K]
T _p	Tah potřebný	[N]
T _v	Tah využitelný	[N]
vy	Stoupací rychlost, svislá rychlost letu	[m.s ⁻¹]
v	Rychlost letu	[m.s ⁻¹]
x _a	Aerodynamická osa letounu ve směru x	[-]
x _z	Aerodynamická osa letounu ve směru z	[-]

α	Úhel náběhu letounu	[°]
η	Vychýlení výškového kormidla	[°]
η_{kl}	Vychýlení vztlakových klapek	[°]
κ	Poissonova konstanta (v této práci pro vzduch = 1,4)	[-]
$\rho = \rho_0$	Hustota v atmosféře	[kg.m-3]
ρ_0	Hustota v nulové výšce dle MSA	[kg.m-3]

1. Úvod

Tato diplomová práce byla vypracována ve spolupráci s AERO Vodochody a.s. s oddělením zaměřeným na vojenský a zbrojní průmysl. Vzhledem k některým citlivým informacím o letounu, které si AERO Vodochody a.s. nepřeje zveřejňovat, se mohou v diplomové práci vyskytovat ilustrační grafy bez popsáných os nebo zaokrouhlené výsledky.

Cílem této diplomové práce je posouzení základních letových výkonů letounu Advanced Jet Trainer, který vychází z letounu Aero L-159 známý také jako *Alca*, s původním profilem a novým profilem AS28, a taktéž srovnání motoru Honeywell F124-GA-100 s druhým motorem, vystupující pod označením AI-222-30. Na závěr zhodnotit možné změny v konstrukci z důvodu zástavby nové pohonné jednotky.

2. Vstupní parametry

Před samotným výpočtem a porovnání letových výkonů letounu Advanced Jet Trainer (dále už jen AJT), jak v základní konfiguraci, tak s modifikovaným křídlem (dále už jen AS28), kde byl použit superkritický profil AS28, je nutné stanovit, případně upravit výchozí parametry pro danou úlohu.

Údaje byly převzaty z dostupných podkladů dodané firmou *Aero* a následně odečteny pomocí aplikace *WebPlotDigitizer*. Některé odchylky křivek mohli být způsobeny už při samotném měření a při prvotním vynesení grafů do příložených zpráv. Odečtené hodnoty tudíž mohou obsahovat chybu jak při měření a následném zpracování do grafické podoby, tak při samotném (druhém) odečítání hodnot. Z důvodu rozlišení programu a přiklonění se ke straně bezpečnosti, byly odečítány menší hodnoty (v řádech setin až tisícín) pokud to bylo možné.

2.1 Mezinárodní standardní atmosféra (MSA)

Pro porovnání letových výkonů, jsou veličiny atmosféry jako je tlak p , hustota ρ , termodynamická teplota T a rychlost zvuku a vypočteny podle MSA podle níže uvedených vzorců. Hodnoty v nulové výšce jsou označeny s indexem 0. V příloze č. 1, je přiložena tabulka hodnot.

Výpočet hustoty:

(2.1)

$$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{0,0065}{288} h\right)^{4,256} \quad [kg \cdot m^{-3}]$$

Výpočet teploty:

(2.2)

$$\text{Pro } h \in (0; 11\,000) \rightarrow T_h = T_0 - 0,0065 \cdot h \quad [K]$$

Výpočet rychlosti zvuku:

(2.3)

$$a = \sqrt{\kappa RT_h} = 20,05\sqrt{T_h} [m \cdot s^{-1}]$$

Gravitační zrychlení:

(2.4)

$$g_0 = 9,807 m \cdot s^{-2}$$

Gravitační zrychlení se mění v závislosti na výšce, ale vzhledem k použitým výškám ve výpočtech, jsou všechny vzorce počítány dle normálního tíhového zrychlení. [1]

2.2 Projekt letounu Advanced Jet Trainer (AJT)

Aerodynamický tvar letounu vychází ze cvičného letounu Aero L-39, a zároveň má prodlouženou předovou část trupu, stejně jako je tomu u verze L-159. Jedná se o celokovový dvoumístný dolnoplošník s klasickým uspořádáním ocasních ploch. Byl navržen jako lehký bojový proudový letoun s jedním proudovým motorem typu Honeywell F124-GA-100. Start a přistání zajišťuje tříkolový podvozek předového typu, kde hlavní kola se zasouvají do křídel a dvoušterbinová klapka. Technologicky se dělí na čtyři části – trup, zadní část trupu, přední část trupu a křídla. Tento letoun je pouze projekt, nikoliv reálný stroj.

2.2.1 Základní parametry letoun

Základní technické parametry potřebné pro výpočty jsou uvedené v přehledné tabulce níže.

Technické parametry letounu	Hodnota	Jednotka
Plocha křídla	18,9	m ²
Rozpětí křídla	9,11	m

Tabulka 1 – Základní parametry letounu AJT

Základní hmotnostní konfigurace:

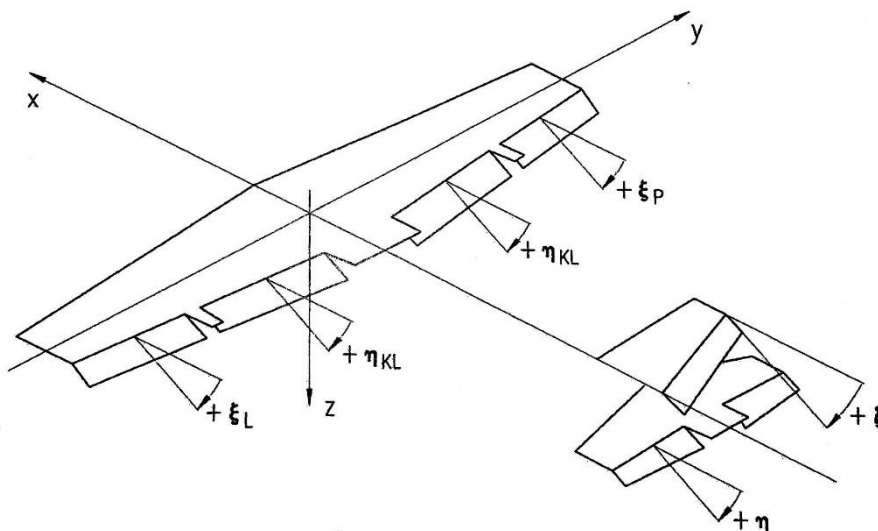
Parametr	Hodnota	Jednotka
Vzletová hmotnost (TOW)	5970	kg
	13161	lbm
Referenční hmotnost pro stanovení výkonů (REFW)	5300	kg
	11684	lbm
Omezení:	Hodnota	Jednotka
Maximální vzletová hmotnost (MTOW)	8200	kg
	18078	lbm
Maximální přistávací hmotnost (MLW)	6500	kg
	14330	lbm

Tabulka 2 – Hmotnostní konfigurace letounu

Maximální množství paliva umístěného ve všech palivových nádržích v letounu je 1550 kg. Tato hodnota je stejná jak pro letoun AJT tak pro letoun AS28.

2.2.2 Definování označení a kladných výchylek

Značení a smysl kladných výchylek na letounu jsou znázorněny na obrázku Obrázek 1. Stejný smysl je také použit u letounu AS28.



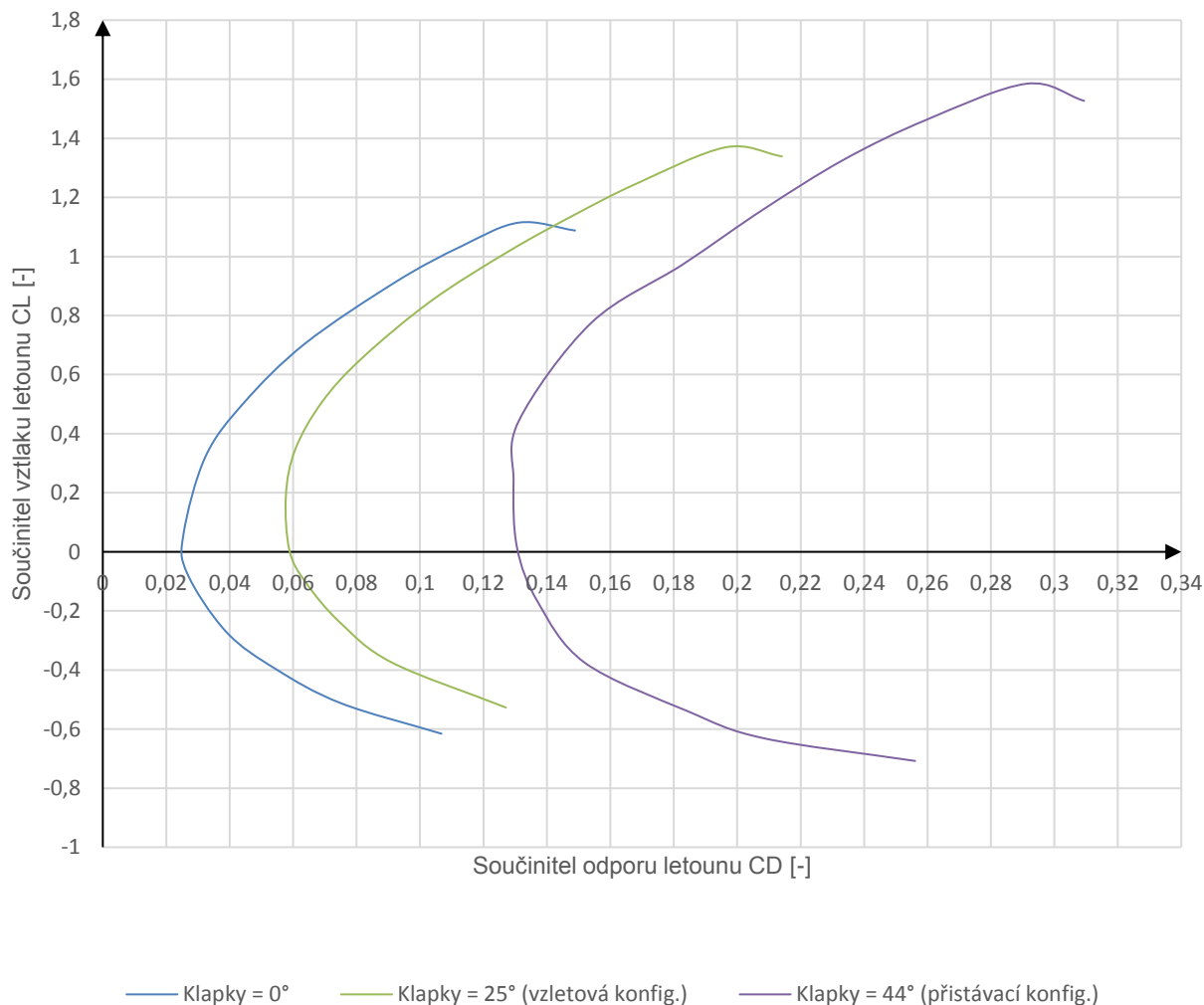
Obrázek 1 – Kladný smysl výchylek kormidel na letounu AJT a AS28. [2]

2.2.3 Aerodynamické charakteristiky – výchylky klapek

Aerodynamické charakteristiky byly naměřeny v útvaru Aerodynamiky nízkých rychlostí ve výzkumném ústavu VZLÚ. Samotný model byl zkonstruován J. Nešporem. Měření v aerodynamickém tunelu proběhlo v srpnu a září roku 2000. Změřené charakteristiky byly zpracovány při Reynoldsově čísle $Re = 1\,310\,000$ [–].

Aerodynamická polára (strana 32 [2]), která vyjadřuje závislost součinitele vztlaku na součiniteli odporu, byla naměřena v rozsahu -18° až 24° úhlu náběhu celého letounu. Nutno podotknout, že při měření na modelu bylo pevně nastaveno výškové kormidlo na nulovou výchylku a tudíž nebyla polára korigována na změnu klopivého momentu. Číselné hodnoty jsou přiloženy v příloze (1).

Polára AJT s výchylkami vztlakových klapek bez korekce na klopivý moment



Obrázek 2 – Graf polár v závislosti na výchylce klapky

Dále pro potřeby korekcí a případných výpočtů, byly naměřeny momentové charakteristiky letounu jak s výchylkami klapek, pro stanovení vzletových a případných přistávacích charakteristik, tak s výchylkami výškového kormidla. Momentové čáry v závislosti na výchylce kormidla byly následně použity pro výpočet přírůstku odporu, vlivem vyvažovacích sil. Potřebné údaje byly zpracovány do přehledných tabulek a grafů níže.

Z dostupných podkladů dodaných firmou Aero (strana 34 [2]), byly odečteny potřebné informace pro sestavení momentových čar, které jsou uvedeny v Tabulka 3.

AJT, $\eta_{kl} = 0^\circ$, letová konfigurace			[jednotky]
souč. momentu při L=0	C_{m0}	0,0477	-
souč. vztlaku při $c_m=0$	$CL_{c_m=0}$	0,40676	-
stoupání m.č. A/C dle vztlaku	C_m^*CL	-0,117	CL^{-1}
AJT, $\eta_{kl} = \text{vzlet}$			[jednotky]
souč. momentu při L=0	C_{m0}	0,040607	-
souč. vztlaku při $c_m=0$	$CL_{c_m=0}$	0,55454	-
stoupání m.č. A/C	C_m^*CL	-0,073	CL^{-1}
AJT, $\eta_{kl} = \text{přistání}$			[jednotky]
moment při L=0	C_{m0}	-0,005688	-
souč. vztlaku při $c_m=-0,08$	$CL_{c_m=-0,08}$	0,89841	-
stoupání m.č. A/C	C_m^*CL	-0,083	CL^{-1}

Tabulka 3 – Odečtené a vypočtené hodnoty mom. Charakteristik v závislosti na výchylce klapky

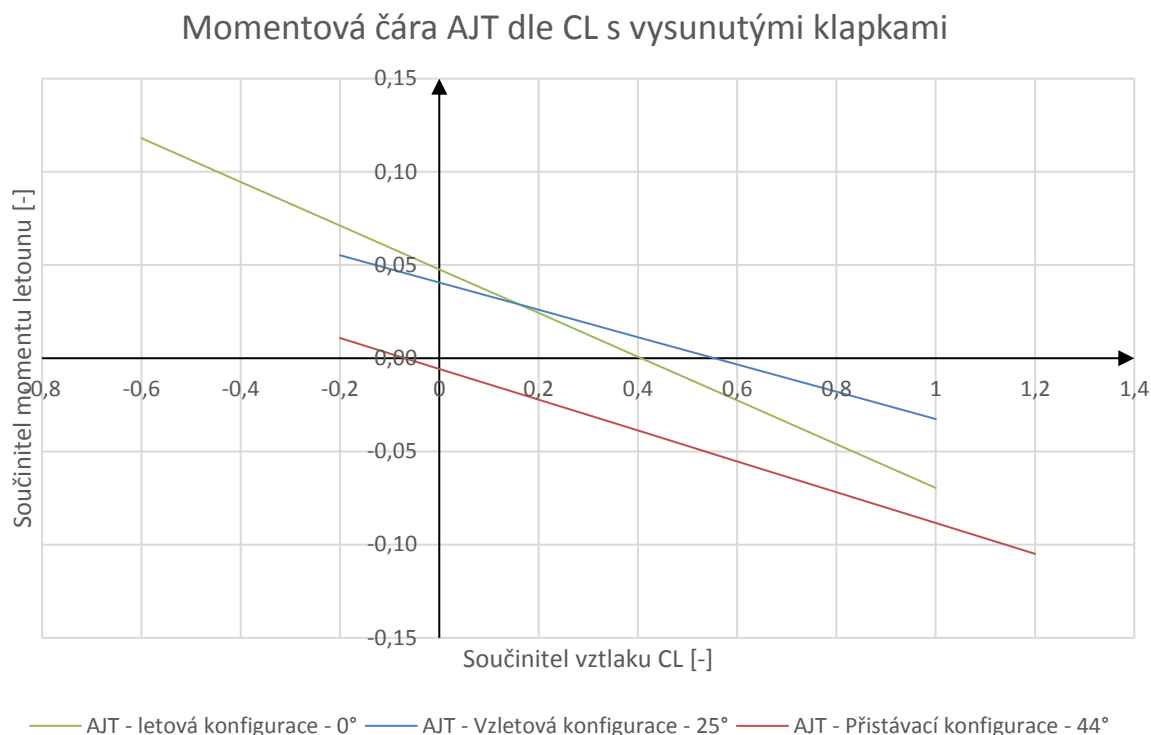
Z momentů při nulových úhlech náběhu c_{m0} a součinitelích vztlaku při nulovém momentu $CL_{c_m=0}$ se vypočítalo stoupání momentových čar, jak s klapkou tak bez, dle vzorce:

(2.5)

$$c_{m^*CL} = -\frac{c_{m0}}{CL_{c_m=0}} = -\frac{0,0477}{0,4068} = -0,117 [CL^{-1}]$$

Vzorový výpočet je proveden pro letovou konfiguraci (konfigurace s nulovou výchylkou klapek). Pro všechny konfigurace s klapkou byl použit stejný postup výpočtu. Pouze u přistávací konfigurace bylo nutné přičíst součinitel momentu o hodnotu 0,08 (viz Tabulka 3). Výsledky stoupání momentových čar jsou vypsány v Tabulka 3 .

Charakteristiky byly vyneseny do grafu s lineárním průběhem čar, tak jak je znázorněno na Obrázek 3. Rozsah lineárních průběhů čar byl převzat z původních naměřených hodnot. Pro rozsah rychlostí jsou lineární závislosti dostatečné.



Obrázek 3 – Graf momentových charakteristik

Číselné hodnoty momentových čar jsou přiloženy v Příloze (2).

2.2.4 Aerodynamické charakteristiky – výškové kormidlo

Aerodynamické poláry s výchylkou výškových kormidel byly naměřeny jak s nulovou výchylkou klapky $\eta_{kl} = 0^\circ$ (strana 52 [2]) tak pro případ s maximální výchylkou klapky $\eta_{kl} = 44^\circ$ (strana 70 [2]). Příklad s výchylkou klapky $\eta_{kl} = 25^\circ$ chybí. Grafy byly ponechány a jsou součástí přílohy (3)(4).

Momentová charakteristika při nulové výchylce výškového kormidla, byla spočítána stejným způsobem jako případ s nulovou výchylkou klapky, pomocí rovnice (2.5). Díky použití symetrického profilu na vodorovné ocasní ploše, byly v aerodynamickém tunelu naměřeny pouze záporné výchylky. Příspěvky odporů jsou stejné jak pro kladné tak záporné hodnoty výchylek. Potřebné hodnoty pro zpracování momentové čáry byly odečteny z grafů (strana 54 [2]).

AJT, $\eta = -10^\circ$, letová konfigurace			[jednotky]
Souč. vztlaku při $c_m=0,1$	CL	0,65705	-
Stoupání m.č. A/C s VOP	$C_m^*\eta$	-0,0129351	-

Tabulka 4 – Momentové charakteristiky s výchylkou výškového kormidla

Z podmínek pro rovnovážný ustálený horizontální let platí, že výsledný moment na celém letounu se musí rovnat nule, tudíž musí platit vztah [3]:

(2.6)

$$M_{A/C} = c_m \cdot \frac{\rho v_\infty^2}{2} \cdot S \cdot \bar{c} = 0$$

Aby podmínka platila, musí se jedna z veličin rovnat nule, v tomto případě je možné měnit pouze součinitel momentu letounu c_m . Rovnice pro výchylku výškovky pro ustálený přímočarý horizontální let různými rychlostmi tedy vypadá [3]:

(2.7)

$$c_m = c_{m0} + c_{m*CL} \cdot CL + c_{m*\eta} \cdot \eta$$

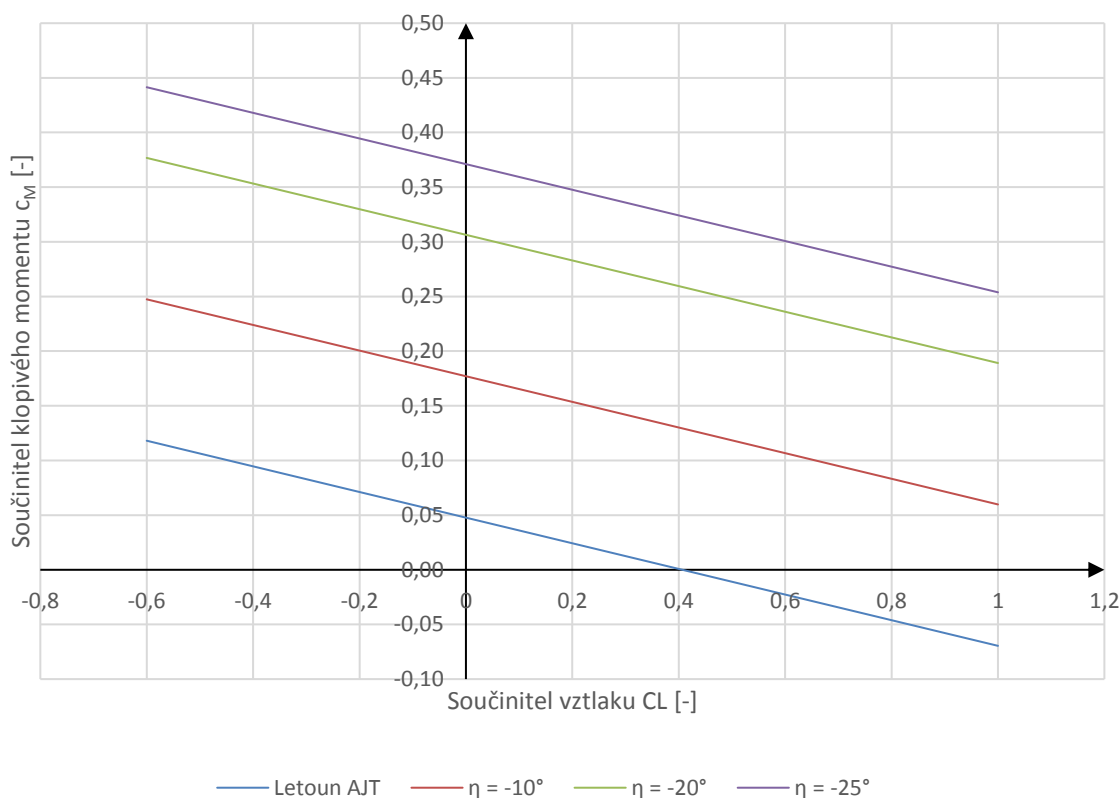
Pro snadnější výpočet stoupání momentové čáry dle součinitele vztlaku, se dosadí za $c_m = 0,1$ a použije se součinitel vztlaku při nulovém součiniteli momentu. $CL_{c_m=0}$ s výchylkou kormidla $\eta = -10^\circ$:

(2.8)

$$c_{m*\eta} = \frac{c_m - c_{m0} - c_{m*CL} \cdot CL}{\eta} = \frac{0,1 - 0,0477 - (-0,117 \cdot 0,6571)}{-10} = -\mathbf{0,01294}$$

Jelikož stoupání momentové čáry se s výchylkou kormidla nemění, je možné pouze změnit výchylku výškového kormidla v závislosti na součiniteli vztlaku pro znázornění jejího průběhu. Do grafu byly vyneseny závislosti pro výchylky -10° , -20° a -25° . Číselné hodnoty jsou součástí Přílohy (5). Průběhy jsou znázorněny na Obrázek 4.

Momentová čára AJT s výchytkou výškového kormidla



Obrázek 4 – Graf momentových čar s výchytkou výškového kormidla

Jelikož sklon momentových křivek s výchytkou kormidla se nepatrně mění, mohou se některé hodnoty lišit vlivem proložení křivek. Pro další výpočty je ale chyba přijatelná.

2.2.5 Korekce polár na vliv vyvažovacích sil

Jelikož naměřené hodnoty součinitele vztlaku a odporu nejsou korigovány na vliv vyvažovacích sil (změna součinitele odporu), a z důvodu použití dalších korekcí (korekce na vliv stlačitelnosti) na aerodynamické charakteristiky, je vhodné předtím zminimalizovat případné odchylky nebo chyby. Nejdříve je nutné zjistit potřebný součinitel vztlaku CL pro daný rozsah rychlostí Machově čísla $\in \langle 0,02; 0,30 \rangle$. Potřebný součinitel vztlaku je spočítán dle MSA pro výšku $h = 0 \text{ m}$ a následujícího vzorce [3]:

(2.9)

$$CL = \frac{2 \cdot g \cdot m_{ref}}{\rho \cdot v_{\infty}^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot 9,807 \cdot 5400}{1,225 \cdot 68,1^2 \cdot 18,9} = 0,9873 [-]$$

Maximální součinitele vztlaku jsou znázorněny v tabulce č.Tabulka 5. Maximální součinitel vztlaku bez vychýlené vztlakové klapky je $CL = 1,11 [-]$.

	BEZ KLAPEK		VZLET		PRISTANI	
	AS28	AJT	AS28	AJT	AS28	AJT
CL _{max} [-]	1,31	1,11	1,75	1,37	1,94	1,58
CL _{max} *S [m ²]	25,55	20,98	34,14	25,9	37,85	29,87

Tabulka 5 – Maximální hodnoty součinitele vztlaku v dané let. konfiguraci

Dále bylo spočteno potřebné vychýlení výškového kormidla v závislosti na letu. Z podmínky pro vodorovný ustálený režim letu, kdy výsledný součinitel momentu se musí **rovnat nule**, se potřebné výchylky získaly dosazením potřebných součinitelů vztlaků do rovnice (2.7). Potřebné výchylky byly spočítány pomocí programu Excel *řešitel*.

AJT – Bez klappek				
M [-]	v [m.s ⁻¹]	v [km.h ⁻¹]	CL _{potřebny} [-]	η _{potřebny} [°]
0,02	6,8	24,5	98,7303	-
0,04	13,6	49,0	24,6826	-
0,06	20,4	73,5	10,9700	-
0,08	27,2	98,0	6,1706	-
0,10	34,0	122,5	3,9492	-
0,12	40,8	147,0	2,7425	-
0,14	47,6	171,5	2,0149	-
0,16	54,5	196,0	1,5427	-
0,18	61,3	220,5	1,2189	-
0,20	68,1	245,1	0,9873	-5,26
0,22	74,9	269,6	0,8160	-3,71
0,24	81,7	294,1	0,6856	-2,53
0,26	88,5	318,6	0,5842	-1,61
0,28	95,3	343,1	0,5037	-0,88
0,30	102,1	367,6	0,4388	-0,29

Tabulka 6 – Potřebné výchylky kormidel v závislosti na vodorovném ustáleném režimu letu bez výchylek klappek

Jelikož hodnoty aerodynamických součinitelů na výchylce kormidla byly naměřeny pouze pro výchylku $\eta = -10^\circ$ byl potřebný součinitel odporů (pro daný součinitel vztlaku) lineárně odečten v závislosti na velikosti výchylce pomocí jednoduchého vzorce:

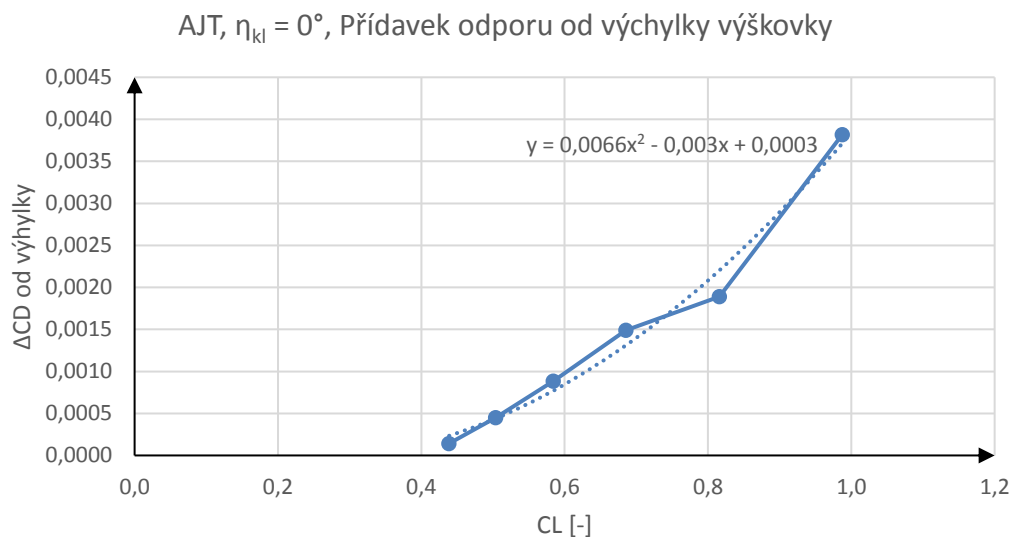
(2.10)

$$CD_{\Delta} = \frac{(CD_{\eta=10^\circ} - CD) \cdot \eta_{potřebny}}{10} = \frac{(0,1114 - 0,1042) \cdot (-5,26)}{10} = \mathbf{0,0038 [-]}$$

Jednotlivé hodnoty příspěvků od součinitele odporu vlivem výchylky výškového kormidla byly vyneseny do grafu v závislosti na součiniteli vztlaku a body byly proloženy polynomem druhého stupně, který je znázorněn čerchovanou čarou. Jednotlivé hodnoty, pro daný součinitel vztlaku jsou uvedeny v Tabulka 7.

CD [-]	CD $\eta=-10^\circ$ [-]	CD Δ [-]
0,1042	0,1114	0,0038
0,0770	0,0821	0,0019
0,0608	0,0666	0,0015
0,0510	0,0565	0,0009
0,0440	0,0490	0,0004
0,0391	0,0440	0,0001

Tabulka 7 – Příspěvek odporu od výchylky výškového kormidla



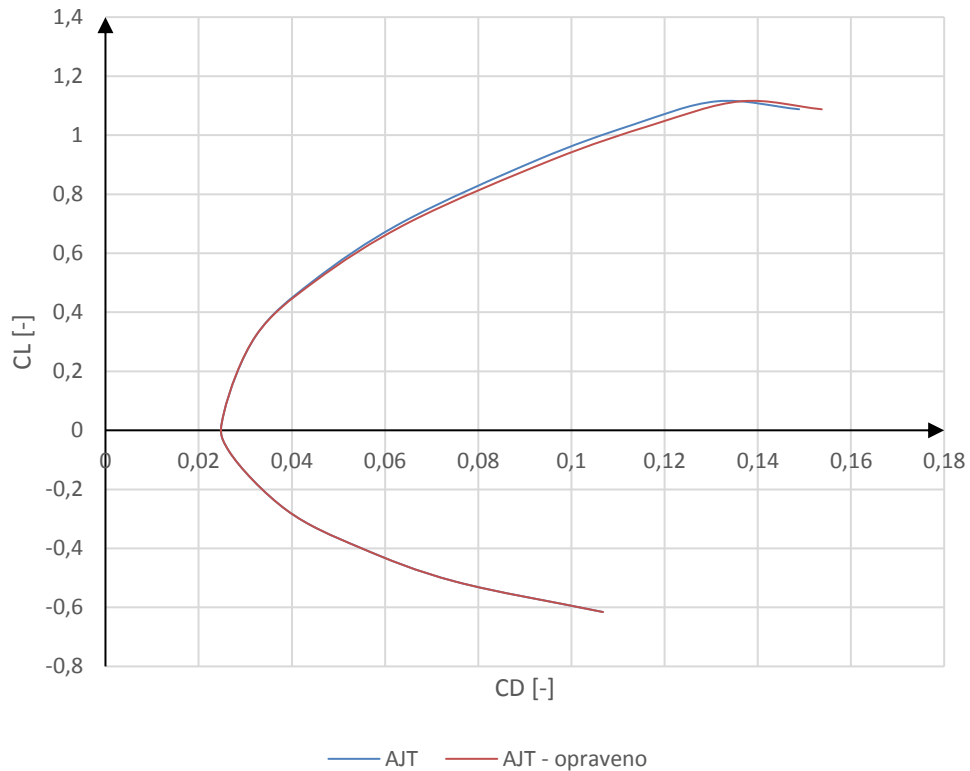
Obrázek 5 – Závislost příspěvku ΔCD na součiniteli vztlaču

Rovnice polynomu je popsána následnou rovnicí.

(2.11)

$$CD\Delta = 0,0066 \cdot CL^2 - 0,003 \cdot CL + 0,0003$$

AJT Vyvážená polára - Bez klapky ($\eta_{kl} = 0^\circ$)



Obrázek 6 – Vyvážená polára AJT na klopivý moment, v letové konfiguraci

Za x se dosadí potřebný součinitel vztlaku a výsledkem je součinitel odporu, opravený na výchylku výškového kormidla, dohromady dávají tzv. vyváženou poláru. Polára je znázorněna na obrázku č. **Obrázek 6** **Error! Reference source not found..**

Stejný postup byl použit pro výchylku klapky $\eta_{kl} = 25^\circ$, ve vzletové konfiguraci. Potřebné výchylky ve vzletové konfiguraci jsou znázorněny v tabulce č. Tabulka 8.

AJT – vzletová konfigurace				
M [-]	v [m.s ⁻¹]	v [km.h ⁻¹]	CL _{potřebny} [-]	η _{potřebny} [°]
0,020	6,8	24,5	98,7173	-
0,040	13,6	49,0	24,6793	-
0,060	20,4	73,5	10,9686	-
0,080	27,2	98,0	6,1698	-
0,100	34,0	122,5	3,9487	-
0,120	40,8	147,0	2,7421	-
0,140	47,6	171,5	2,0146	-
0,158	53,8	193,7	1,5800	-
0,160	54,5	196,0	1,5425	-
0,170	57,8	208,0	1,3700	-4,61
0,180	61,3	220,5	1,2187	-3,76
0,200	68,1	245,1	0,9872	-2,49
0,220	74,9	269,6	0,8158	-1,48
0,240	81,7	294,1	0,6855	-0,74
0,260	88,5	318,6	0,5841	-0,17
0,280	95,3	343,1	0,5037	0,29
0,300	102,1	367,6	0,4387	0,66

Tabulka 8 – Potřebné výchylky ve vzletové konfiguraci (klapky 25°)

V aerodynamickém tunelu nebyly změřeny poláry s výchylkou výškového kormidla ve vzletové konfiguraci, proto se příspěvky odporu počítaly z polár bez výchylek vztlačových klapek. Tato chyba je pro následující výpočty přijatelná. V tabulce č. Tabulka 9 hodnota pro $C_D = 0,1042$ odkazuje na $C_{L_{potřebny}} = 0,9872$. První dvě hodnoty nebylo možno odečíst.

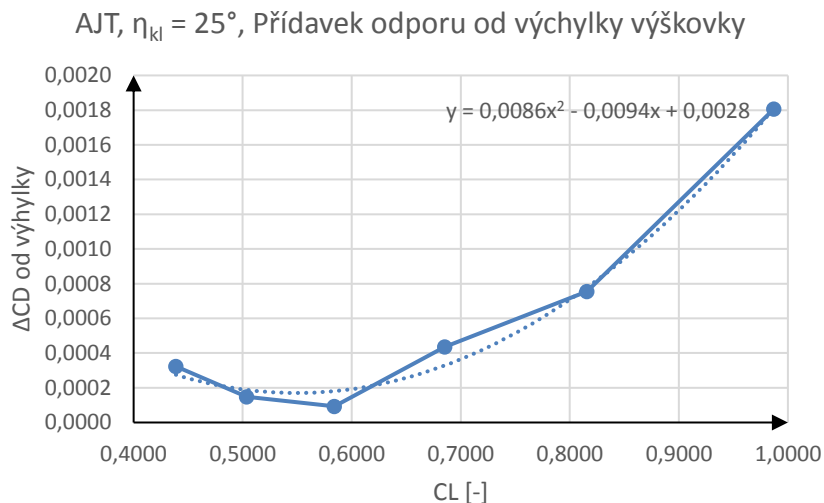
CD [-]	CD _{η=10°} [-]	ΔCD [-]
0,104184813	0,111440774	0,0018
0,076986443	0,082084965	0,0008
0,060754522	0,066636684	0,0004
0,05098392	0,056473938	0,0001
0,043951208	0,049049083	0,0001
0,039070761	0,043972563	0,0003

Tabulka 9 – Příspěvky odporu od výchylky výškového kormidla. Hodnoty odporů jsou převzaty z poláry bez výchylky vztlačových klapek

Body byly proloženy polynomem druhého stupně. Rovnice polynomu zní:

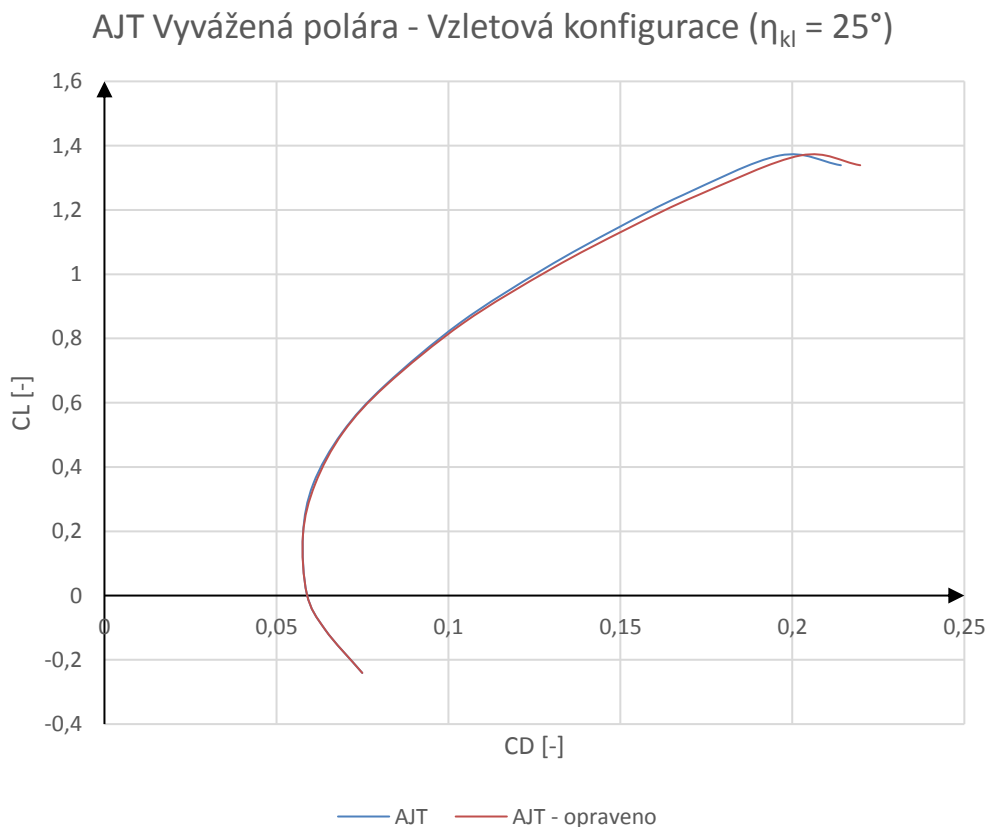
(2.12)

$$C_{D\Delta} = 0,0086 \cdot C_L - 0,0094 \cdot C_L + 0,0028$$



Obrázek 7 – Příspěvek odporu od výchylky výškového kormidla.

Výsledná vyvážená polára je znázorněna na obrázku níže. Číselné hodnoty poláry jsou uvedeny v Příloze (7).



Obrázek 8 – Vyvážená polára AJT na klopivý moment.

Poslední polára v přistávací konfiguraci, kde dochází k největší výchylce klapek až na $\eta_{kl} = 44^\circ$ byla změřena jak bez výchylky výškového kormidla, tak s výchylkou $\eta = -10^\circ$. Výpočty byly provedeny pomocí rovnic (2.9) a (2.10) za stejných podmínek, kdy výsledný moment se musí **rovnat nule**.

AJT - Přistávací konfigurace				
M [-]	v [m.s ⁻¹]	v [km.h ⁻¹]	CL _{potřebny} [-]	$\eta_{potřebny}$ [°]
0,020	6,8	24,5	98,7173	-
0,040	13,6	49,0	24,6793	-
0,060	20,4	73,5	10,9686	-
0,080	27,2	98,0	6,1698	-
0,100	34,0	122,5	3,9487	-
0,120	40,8	147,0	2,7421	-
0,140	47,6	171,5	2,0146	-
0,158	53,8	193,7	1,5800	-10,54
0,160	54,5	196,0	1,5425	-10,3
0,170	57,8	208,0	1,3700	-9,2
0,180	61,3	220,5	1,2187	-8,23
0,200	68,1	245,1	0,9872	-6,75
0,220	74,9	269,6	0,8158	-5,66
0,240	81,7	294,1	0,6855	-4,82
0,260	88,5	318,6	0,5841	-4,17
0,280	95,3	343,1	0,5037	-3,66
0,300	102,1	367,6	0,4387	-3,25

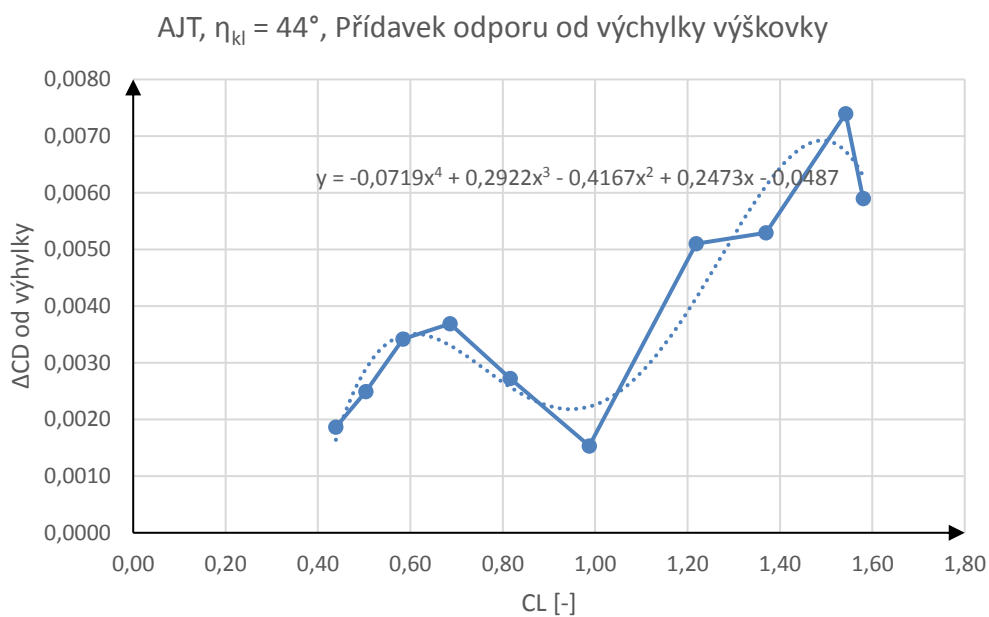
Obrázek 9 – Potřebné výchylky kormidel AJT s max. výchylkou klapek (45°)

Hodnoty příspěvků odporů od výchylky kormidla pro jednotlivé součinitele vztlaku. Pro součinitel vztlaku $CL = 1,58$ je výsledný odpor roven $CD = 0,2889$ a stejný princip je pro všechny řádky.

CD [-]	CD _{$\eta=-10^\circ$} [-]	ΔCD [-]
0,288871778	0,294467259	0,0059
0,276945187	0,284126602	0,0074
0,242002753	0,247756509	0,0053
0,216678696	0,222877361	0,0051
0,185309083	0,187581188	0,0015
0,159044552	0,163857101	0,0027
0,144254793	0,15190795	0,0037
0,136355298	0,144550405	0,0034
0,133047676	0,139858567	0,0025
0,131134805	0,13686591	0,0019

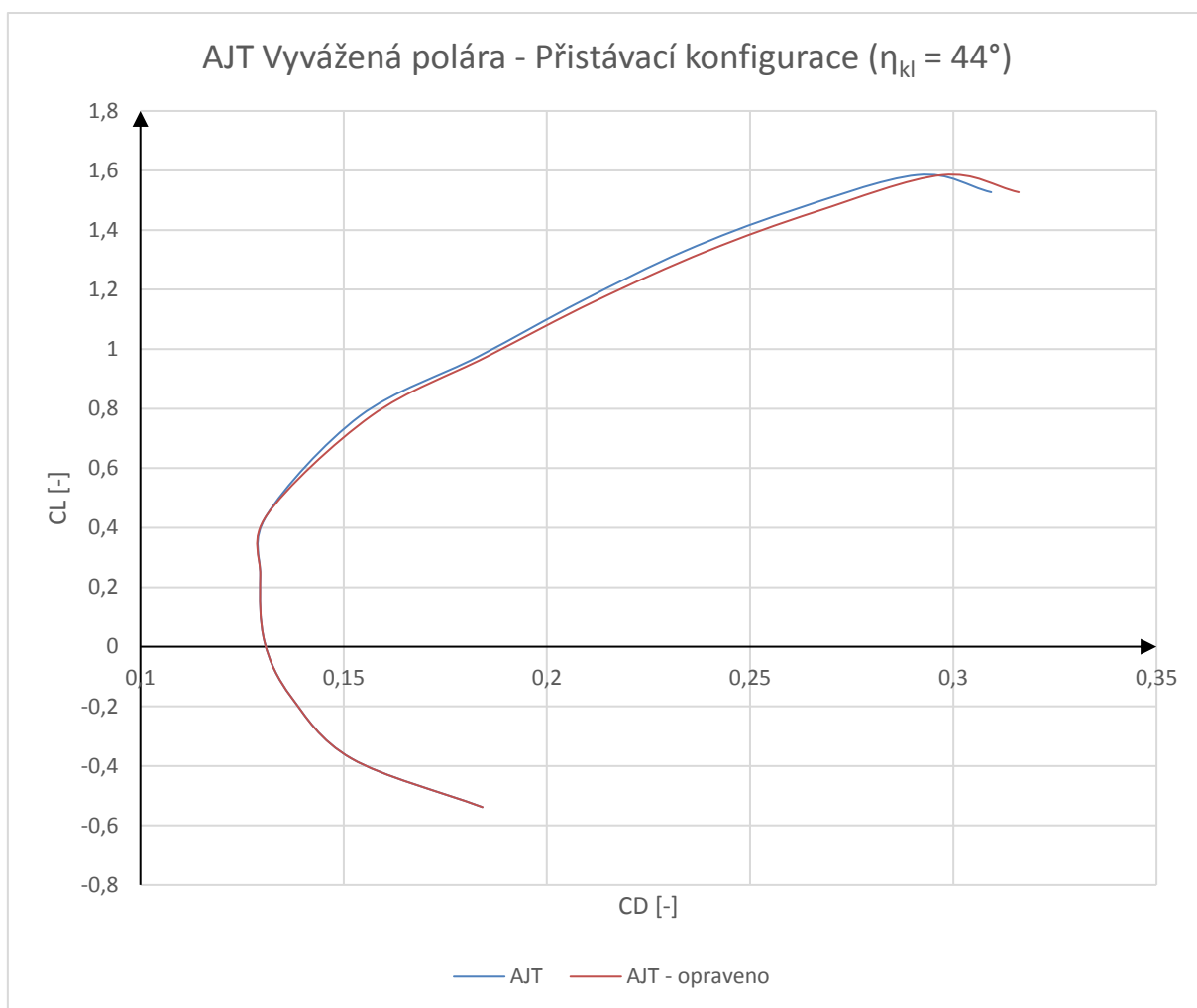
Tabulka 10 – Příspěvky odporů pro jednotlivé výchylky kormidel

Jednotlivé příspěvky byly opět vyneseny do grafu. Vzhledem k velkému rozsahu součinitele vztlaku, se příspěvky odporu nemění lineárně. Průběh byl proložen polynomem 4. stupně.



Obrázek 10 – průběh příspěvku odporu pro jednotlivé výchylky kormidel.

Výsledná vyvážená (opravená) polára je znázorněna na obrázku č. Obrázek 11. Číselné hodnoty poláry jsou součástí přílohy (8).



Obrázek 11 – Vyvážená polára vlivem vyvažovacích sil v přistávací konfiguraci

Poláry se ve všech konfiguracích posunuly zhruba o 2 % až 4 %. Z důvodu provedení dalších korekcí je tedy správné minimalizovat výchozí hodnoty pro další výpočty a provedení korekcí, aby se ostatní odchylky nesčítaly a nevznikaly tak větší chyby nebo odchylky.

2.3 Letoun s profilem AS28 (AS28)

Aerodynamický tvar letounu vychází, stejně jako je tomu u letounu AJT, ze cvičného letounu Aero L-39. Trup a ocasní plochy si letoun převzal od letounu AJT a na letounu bylo modifikováno křídlo, na kterém se použil superkritický profil AS28. Byly nově navrženy přechodné plochy mezi trupem a křídlem. Snížení indukovaného odporu se docílilo aerodynamickým zkroucením, kdy u kořene byl použit profil o poměrné tloušťce 12 % s názvem AS 12/28, a u konce profil o poměrné tloušťce 9 % s názvem AS 09/28.

Na rozdíl od AJT se zde použilo místo dvoušterbinových klapek, nově navržená, Fowlerova klapka jednošterbinová. Klapky se měřily v polohách *zasunuto* a s *výchylkou* 20° a 40° na rozdíl od 25° a 44° jak je tomu u letounu AJT.

Model, který byl naměřen v aerodynamickém tunelu VZLÚ, byl zkonstruován v měřítku 1:5 panem J. Nešporem z útvaru *Aerodynamika nízkých rychlostí*. Křídlo a přechodové plochy byly nově zkonstruovány, ale trup s ocasními plochami byl beze změn převzat z modelu AJT. Tím se získala možnost měřit a srovnávat charakteristiky celého letounu, nikoliv pouze izolovaného křídla.

2.3.1 Základní parametry

Z důvodu srovnání charakteristik, je hmotnostní konfigurace letounu stejná jako u letounu AJT, viz kapitola 2.2.1. Základní geometrické charakteristiky potřebné k výpočtu jsou vypsány v tabulce níže.

Technické parametry letounu	Hodnota	Jednotka
Plocha křídla	19,5	m ²
Rozpětí křídla	9,64	m

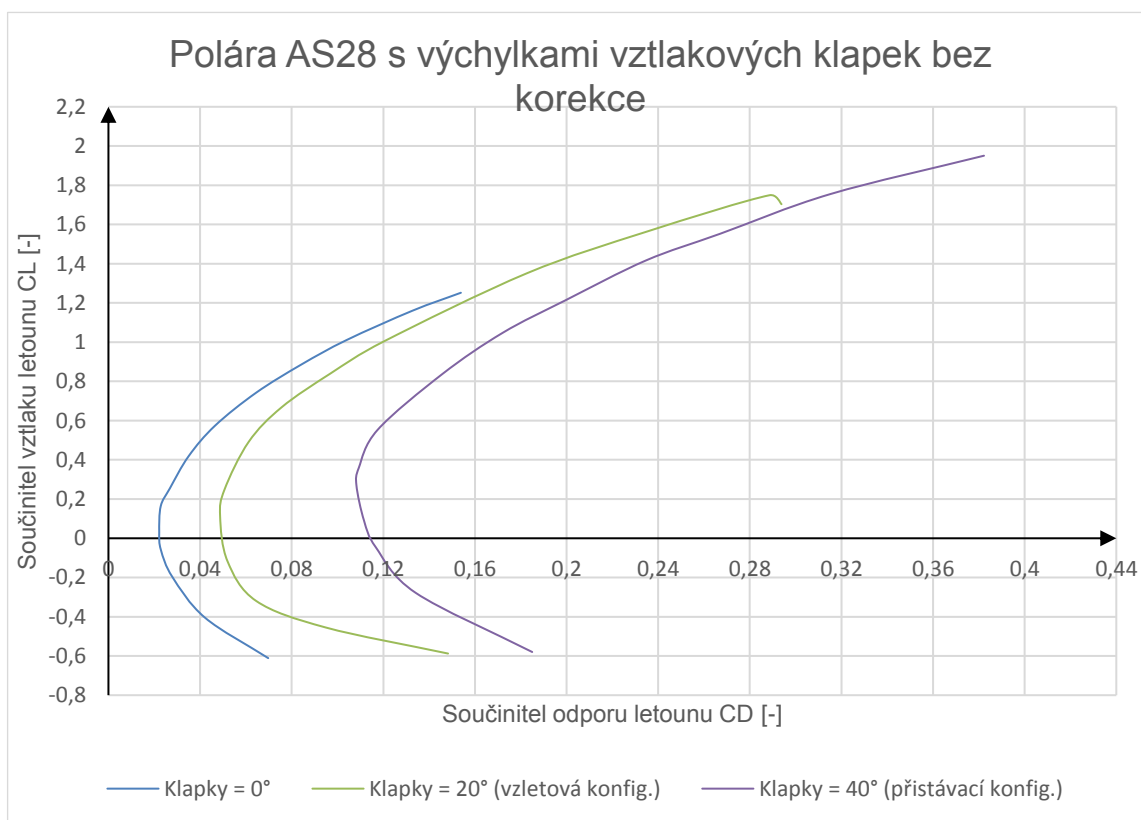
Tabulka 11 – Základní parametry letounu AS28

2.3.2 Aerodynamické charakteristiky – výchylky klapek

Změřené charakteristiky byly zpracovány při Reynoldsově čísle $Re = 1\,310\,000$ [–], stejně jako je tomu u předchozího modelu.

Aerodynamická polára (*strana 32 [2]*), která vyjadřuje závislost součinitele vztlaku na součiniteli odporu, byla naměřena v rozsahu -18° až 24° úhlu náběhu celého letounu. Nutno podotknout, že při měření na modelu bylo pevně nastaveno výškové kormidlo a tudíž nebyla polára korigována na vliv vyvažovacích sil a jejich přírůstek odporu. Číselné hodnoty jsou přiloženy v příloze (1). Polára je znázorněna na obrázku č. Obrázek 12.

Dále pro potřeby korekcí a případných výpočtů, byly naměřeny momentové charakteristiky letounu jak s výchylkami klapek, pro stanovení vzletových a případných přistávacích charakteristik, tak s výchylkami výškového kormidla. Momentové čáry v závislosti na výchylce kormidla byly následně použity pro korekce polár na vyvažovací síly. Potřebné údaje byly zpracovány do tabulky č. Tabulka 12 a obrázku Obrázek 13.



Obrázek 12 - Poláry AS28 v závislosti na výchylce klapky

Z dostupných podkladů dodaných firmou *AERO Vodochody AEROSPACE* (strana 35 [2]), byly odečteny potřebné informace pro sestavení momentových čar.

AS28, $\eta_{kl} = 0^\circ$, letová konfigurace			[jednotky]
souč. moment při $L=0$	C_{m0}	0,0349	-
souč. vztlaku při $c_m=0$	$CL_{c_m=0}$	0,27601	-
stoupání m.č. A/C dle vztlaku	C_{m^*CL}	-0,12644	CL^{-1}
AS28, $\eta_{kl} = \text{vzlet}$			[jednotky]
souč. moment při $L=0$	C_{m0}	-0,01147	-
souč. vztlaku při $c_m=-0,05$	$CL_{c_m=-0,05}$	0,4304	-
stoupání m.č. A/C	C_{m^*CL}	-0,090	CL^{-1}
AS28, $\eta_{kl} = \text{přistání}$			[jednotky]
souč. moment při $L=0$	C_{m0}	-0,05074	-
souč. vztlaku při $c_m=-0,12$	$CL_{c_m=-0,12}$	0,76758	-
stoupání m.č. A/C	C_{m^*CL}	-0,090	CL^{-1}

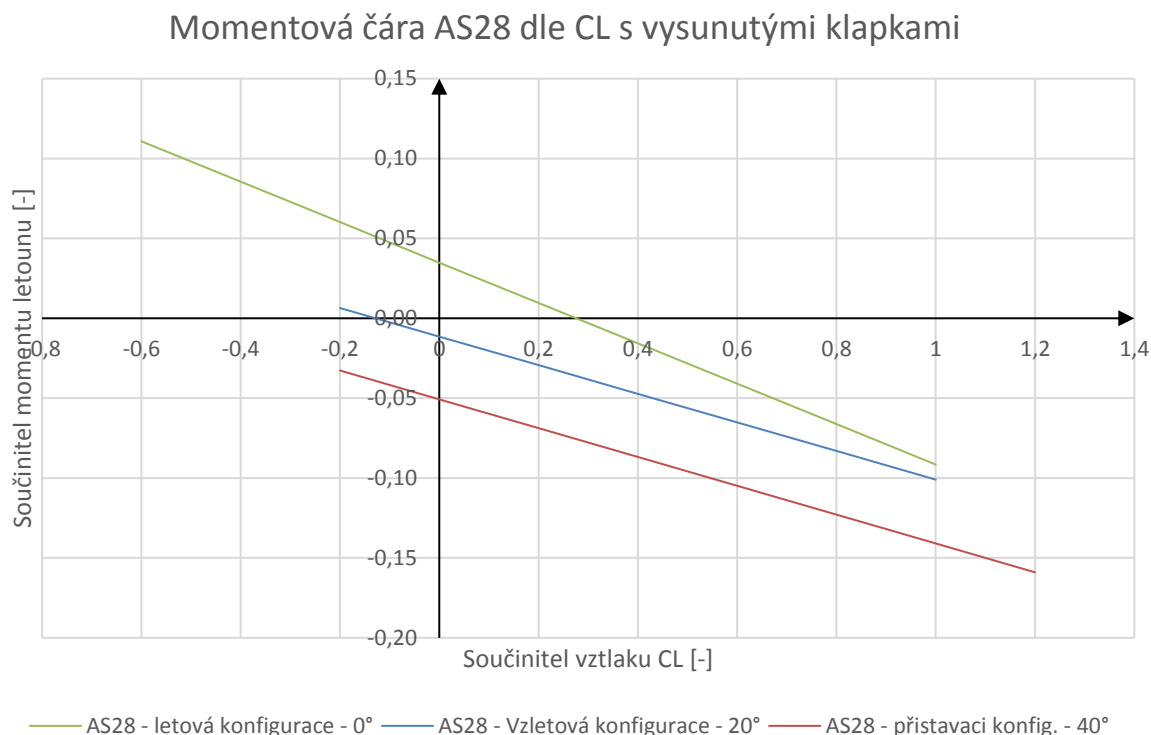
Tabulka 12 – Odečtené a vypočtené hodnoty mom. Charakteristik v závislosti na výchylce klapky

Z momentů při nulových úhlech náběhu c_{m0} a součinitelích vztlaku při nulovém momentu $CL_{c_m=0}$ se vypočítalo stoupání momentových čar, jak s klapkou tak bez, dle vzorce:

(2.13)

$$c_{m^*CL} = -\frac{c_{m0}}{CL_{c_m=0}} = -\frac{0,0349}{0,2760} = -0,1264 [CL^{-1}]$$

Vzorový výpočet je proveden pro konfiguraci bez vysunutých klapek (BEZ KLAPEK). Pro všechny konfigurace s klapkou byl použit stejný postup výpočtu. U vzletové konfigurace bylo nutné přičíst součinitel momentu o hodnotu 0,05 a u přistávací konfiguraci hodnota 0,12. Výsledky stoupání momentových čar jsou vypsány v tabulce č. Tabulka 12 – Odečtené a vypočtené hodnoty mom. Charakteristik v závislosti na výchylce klapky a charakteristiky byly vyneseny do grafu s lineárním průběhem čar. Rozsah lineárních průběhů čar byl převzat z původních naměřených hodnot. Pro rozsah rychlostí jsou lineární závislosti dostatečné.



Obrázek 13 – Graf momentových charakteristik letounu AS28

Číselné hodnoty momentových čar jsou přiloženy v Příloze (2).

2.3.3 Aerodynamické charakteristiky – výškové kormidlo

Aerodynamické poláry s výchylkou výškových kormidel byly naměřeny jak s nulovou výchylkou klapky $\eta_{kl} = 0^\circ$ (strana 52 [2]) tak pro případ s maximální výchylkou klapky $\eta_{kl} = 40^\circ$ (strana 70 [2]). Příklad s výchylkou klapky $\eta_{kl} = 20^\circ$ taktéž chybí. Grafy byly ponechány a jsou součástí přílohy (3)(4).

Momentová charakteristika při nulové výchylce výškového kormidla, byla spočítána stejným způsobem jako případ s nulovou výchylkou klapky, pomocí rovnice (2.13). Díky použití symetrického profilu na vodorovné ocasní ploše, byly v aerodynamickém tunelu naměřeny pouze záporné výchylky. Příspěvky odporů jsou stejné jak pro kladné tak záporné hodnoty výchylek. Potřebné hodnoty pro zpracování momentové čáry byly odečteny z grafů (strana 54 [2]).

AS28, $\eta = -10^\circ$, letová konfigurace			[jednotky]
Souč. vztlaku při $c_m=0,1$	CL	0,50211	-
Stoupání m.č. A/C s VOP	$C_{m^* \eta}$	-0,01286	-

Tabulka 13 – Momentové charakteristiky s výchylkou výškového kormidla letounu AS28

Podmínky pro vodorovný ustálený přímočarý let jsou stejné jako u výpočtů použité pro AJT, tudíž musí platit rovnice (2.6), že výsledný moment se musí rovnat nule. Aby byla podmínka splněna musí platit rovnice (2.7).

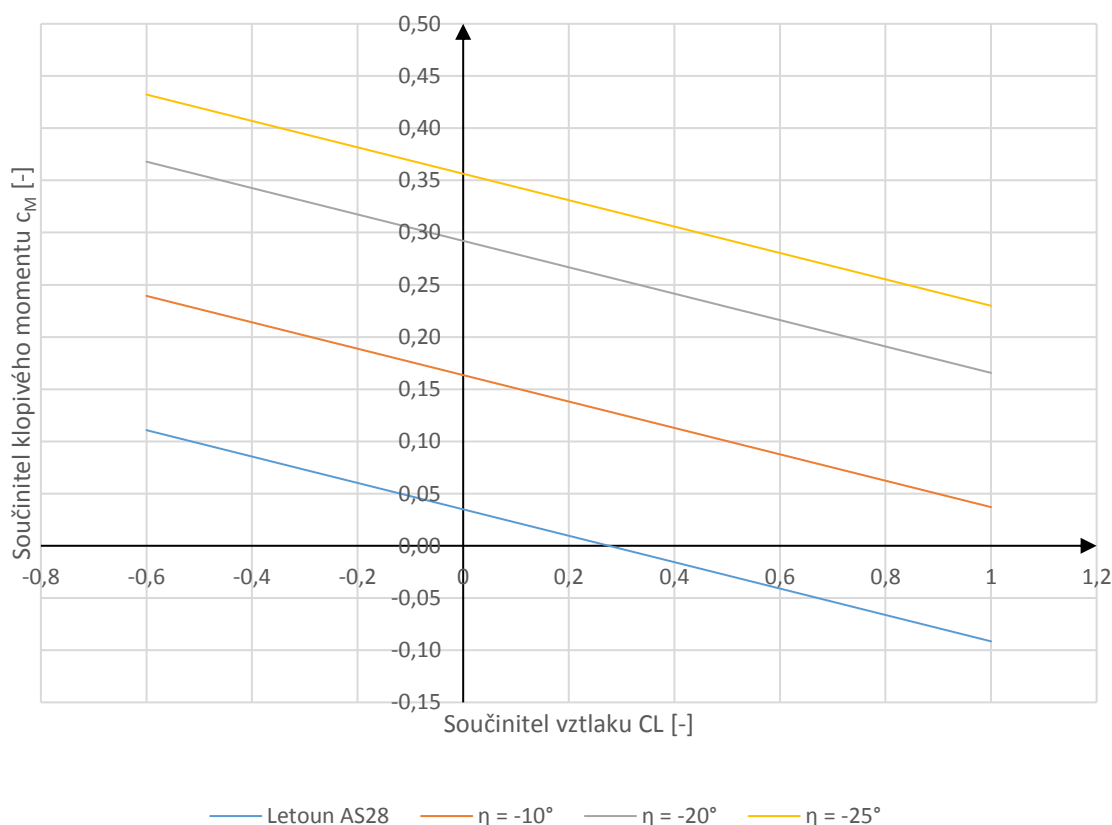
Postup výpočtu bude stejný jako u předchozího modelu:

(2.14)

$$c_{m*\eta} = \frac{c_m - c_{m0} - c_{m*CL} \cdot CL}{\eta} = \frac{0,1 - 0,0349 - (-0,1264 \cdot 0,5021)}{-10} = -0,01286$$

Jelikož se stoupání momentové čáry s výchylkou kormidla nemění, je možné pouze změnit výchylku výškového kormidla v závislosti na součiniteli vztlaku pro znázornění jejího průběhu. Do grafu byly vyneseny závislosti pro výchylky -10° , -20° a -25° . Číselné hodnoty jsou součástí Přílohy (5). Jelikož naměřené hodnoty (*strana 52 [2]*) pro větší výchylky nejsou úplně lineární a tudíž se může projevit větší odchylka ve výpočtech.

Momentová čára AS28 s výchylkou výškového kormidla



Obrázek 14 – Graf momentových čar s výchylkou výškového kormidla

2.3.4 Korekce polár na vliv vyvažovacích sil

Jelikož naměřené hodnoty letounů (poláry) nejsou vyvážené na vliv přírůstku odporu způsobené vyvažovacími silami, stejně jako je tomu u modelu AJT, tak se aerodynamické charakteristiky zkorigují na přírůstek odporu. Postup výpočtu je stejný jako v kapitole 2.2.5. Výpočty byly provedeny na tři letové konfigurace a to na **konfiguraci bez vysunutých vztlakových klapek, vzletovou konfiguraci a přistávací konfiguraci** pro model AS28.

(2.15)

$$CL = \frac{2 \cdot g \cdot m_{ref}}{\rho \cdot v_{\infty}^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot 9,807 \cdot 5400}{1,225 \cdot 61,2^2 \cdot 19,5} = \mathbf{1,1814 [-]}$$

Maximální součinitele vztlaku jsou znázorněny tabulce Tabulka 5. z kapitoly 2.2.5. Maximální součinitel vztlaku v letové konfiguraci je $CL = 1,31 [-]$.

Dále bylo spočteno potřebné vychýlení výškového kormidla v závislosti na rychlosti letu. Z podmínky pro vodorovný ustálený režim letu, kdy výsledný součinitel momentu se musí **rovnat nule**, se potřebné výchylky získaly dosazením potřebných součinitelích vztlaků do rovnice (2.7). Potřebné výchylky byly spočítány pomocí programu Excel *řešitel*.

AS28 – Bez Klapek				
M [-]	v [m.s ⁻¹]	v [km.h ⁻¹]	CL _{potřebny} [-]	η _{potřebny} [°]
0,02	6,8	24,5	95,6925	
0,04	13,6	49,0	23,9231	
0,06	20,4	73,5	10,6325	
0,08	27,2	98,0	5,9808	
0,10	34,0	122,5	3,8277	
0,12	40,8	147,0	2,6581	
0,14	47,6	171,5	1,9529	
0,16	54,5	196,0	1,4952	
0,18	61,3	220,5	1,1814	-8,90
0,20	68,1	245,1	0,9569	-6,70
0,22	74,9	269,6	0,7908	-5,06
0,24	81,7	294,1	0,6645	-3,82
0,26	88,5	318,6	0,5662	-2,85
0,28	95,3	343,1	0,4882	-2,09
0,30	102,1	367,6	0,4253	-1,47

Tabulka 14 – Vychýlení výškového kormidla v závislosti na rychlosti.

Přídavek součinitele odporu (pro daný součinitel vztlaku) byl lineárně odečten v závislosti na velikosti výchylky pomocí jednoduchého vzorce:

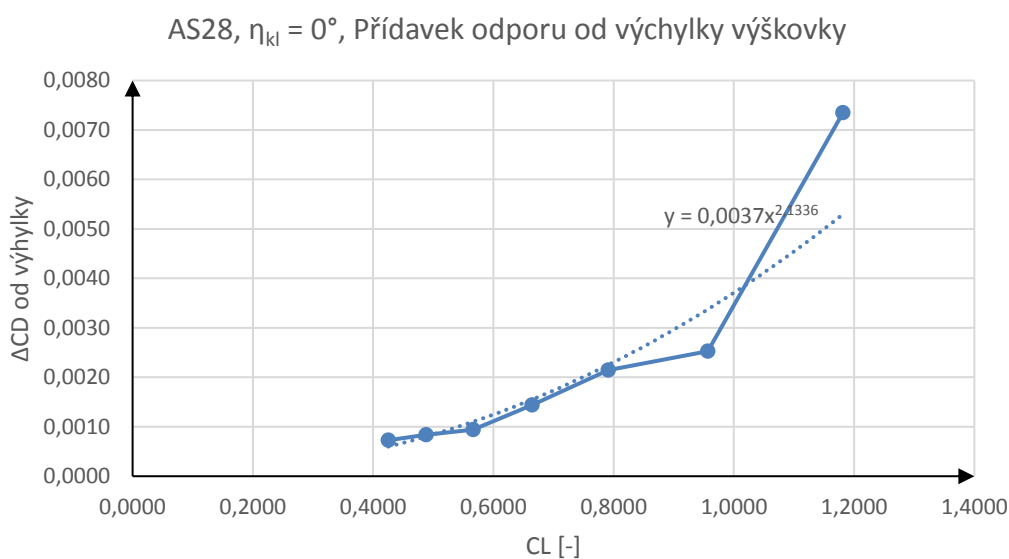
(2.16)

$$CD_{\Delta} = \frac{(CD_{\eta=10^{\circ}} - CD) \cdot \eta_{potrebný}}{10} = \frac{(0,1454 - 0,1371) \cdot (-8,90)}{10} = \mathbf{0,0073} [-]$$

Jednotlivé hodnoty příspěvků od součinitele odporu vlivem výchylky výškového kormidla byly vyneseny do grafu v závislosti na součiniteli vztlaku a body byly proloženy exponenciální funkcí, která je znázorněna tečkovanou čarou. Jednotlivé hodnoty, pro daný součinitel vztlaku jsou uvedeny v tabulce níže.

CD [-]	CD _{η=-10°} [-]	ΔCD [-]
0,1371	0,1454	0,0073
0,0950	0,0988	0,0025
0,0698	0,0741	0,0021
0,0555	0,0592	0,0014
0,0463	0,0496	0,0009
0,0402	0,0442	0,0008
0,0355	0,0404	0,0007

Tabulka 15 – Příspěvek odporu od výchylky výškového kormidla letounu AS28



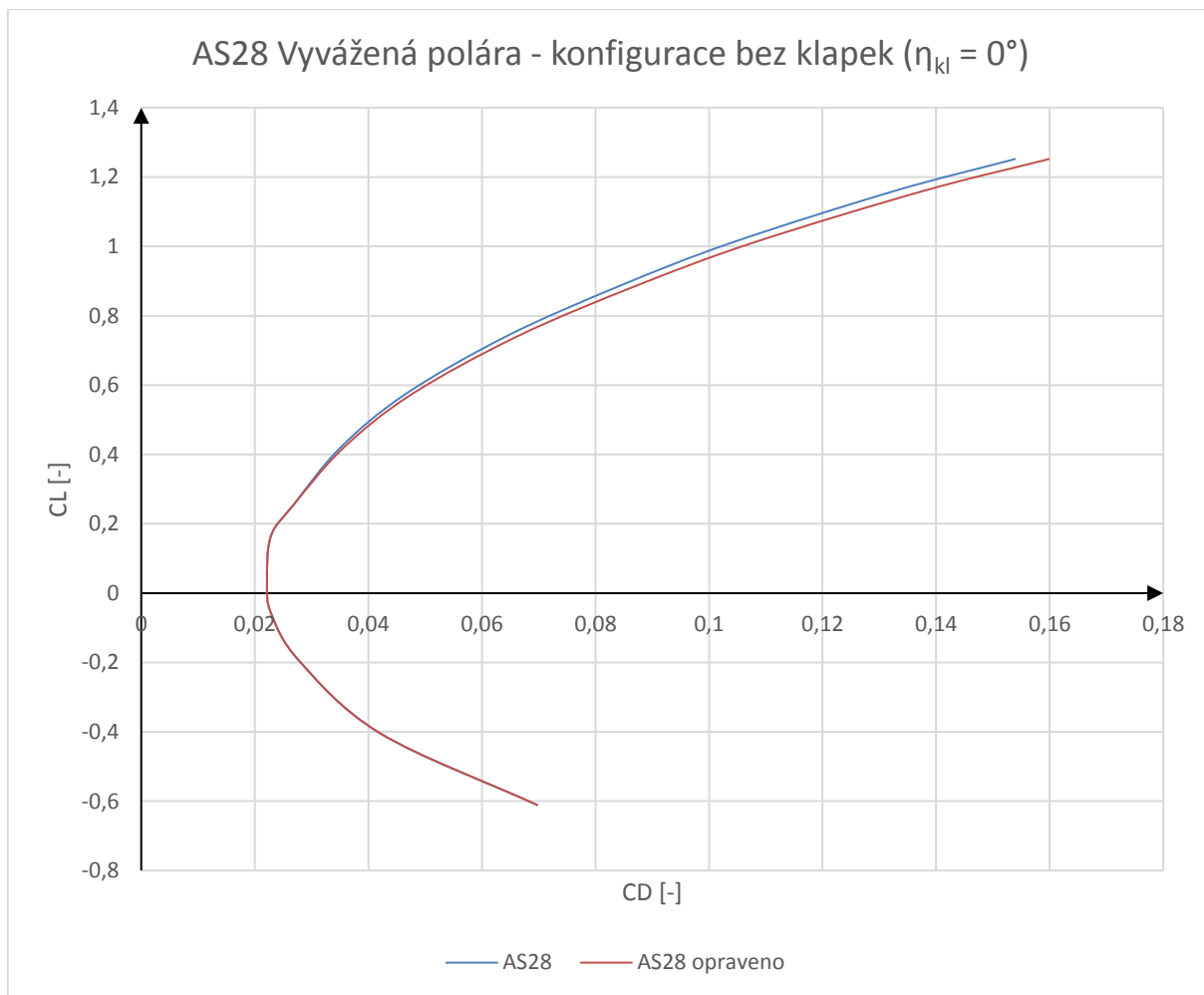
Obrázek 15 – Závislost příspěvku ΔCD na součiniteli vztlaku

Rovnice exponenciály je následující:

(2.17)

$$\Delta CD = 0,0037 \cdot CL^{2,1336}$$

Výsledek se přičte. Polára je znázorněna na obrázku č.Obrázek 16. Číselné hodnoty jsou součástí Přílohy (6).



Obrázek 16 – Průběh poláry opravené na klopivý moment

Stejný postup byl použit pro výchylku klapek $\eta_{kl} = 20^\circ$, ve vzletové konfiguraci. Potřebné výchylky ve vzletové konfiguraci jsou znázorněny v tabulce č. Tabulka 16.

AS28 - Vzletová konfigurace				
M [-]	v [m.s ⁻¹]	v [km.h ⁻¹]	CL _{potřebny} [-]	η _{potřebny} [°]
0,020	6,8	24,5	98,7173	-
0,040	13,6	49,0	24,6793	-
0,060	20,4	73,5	10,9686	-
0,080	27,2	98,0	6,1698	-
0,100	34,0	122,5	3,9487	-
0,120	40,8	147,0	2,7421	-
0,140	47,6	171,5	2,0146	-
0,140	47,8	172,1	1,9400	-
0,148	50,3	181,2	1,7500	-13,08
0,160	54,5	196,0	1,5425	-11,63
0,180	61,3	220,5	1,2187	-9,38
0,200	68,1	245,1	0,9872	-7,76
0,220	74,9	269,6	0,8158	-6,57
0,240	81,7	294,1	0,6855	-5,66
0,260	88,5	318,6	0,5841	-4,96
0,280	95,3	343,1	0,5037	-4,40
0,300	102,1	367,6	0,4387	-3,94

Tabulka 16 – Potřebné výchylky ve vzletové konfiguraci (klapky 20°)

V aerodynamickém tunelu nebyly změřeny poláry s výchylkou výškového kormidla ve vzletové konfiguraci, proto se příspěvky odporu počítaly z polár bez výchylek vztlakových klapek. Díky tomu, jsou hodnoty brané pouze do součinitele vztlaku $CL = 1,2187$. Tato chyba je pro následující výpočty přijatelná.

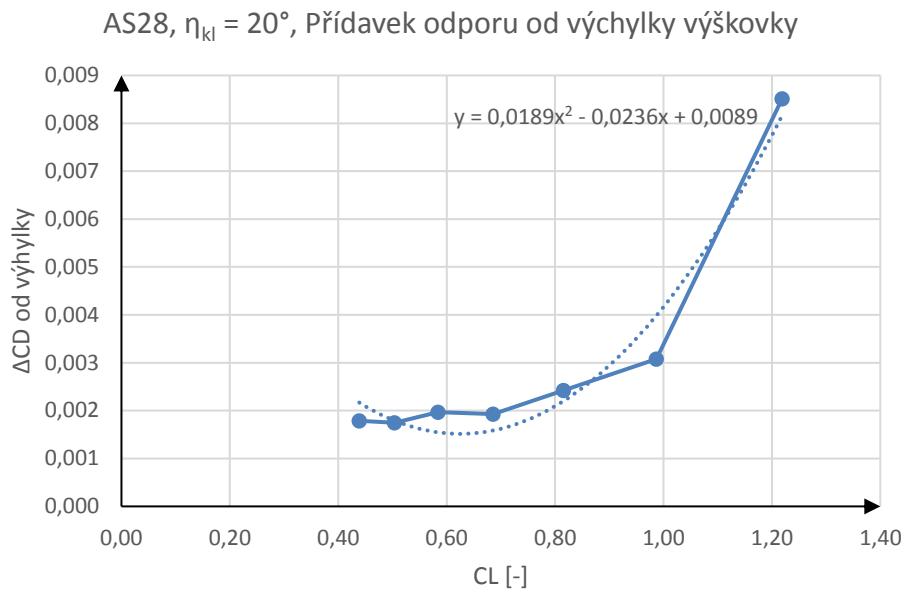
CD [-]	CD _{η=-10°} [-]	ΔCD [-]
-	-	-
-	-	-
0,1453	0,1543	0,0085
0,1008	0,1048	0,0031
0,0739	0,0776	0,0024
0,0578	0,0612	0,0019
0,0476	0,0516	0,0020
0,0414	0,0453	0,0017
0,0366	0,0411	0,0018

Tabulka 17 – Příspěvky odporu od výchylky výškového kormidla. Hodnoty odporů jsou převzaty z poláry bez výchylky vztlakových klapek

Body byly proloženy polynomem druhého stupně. Rovnice polynomu zní:

(2.18)

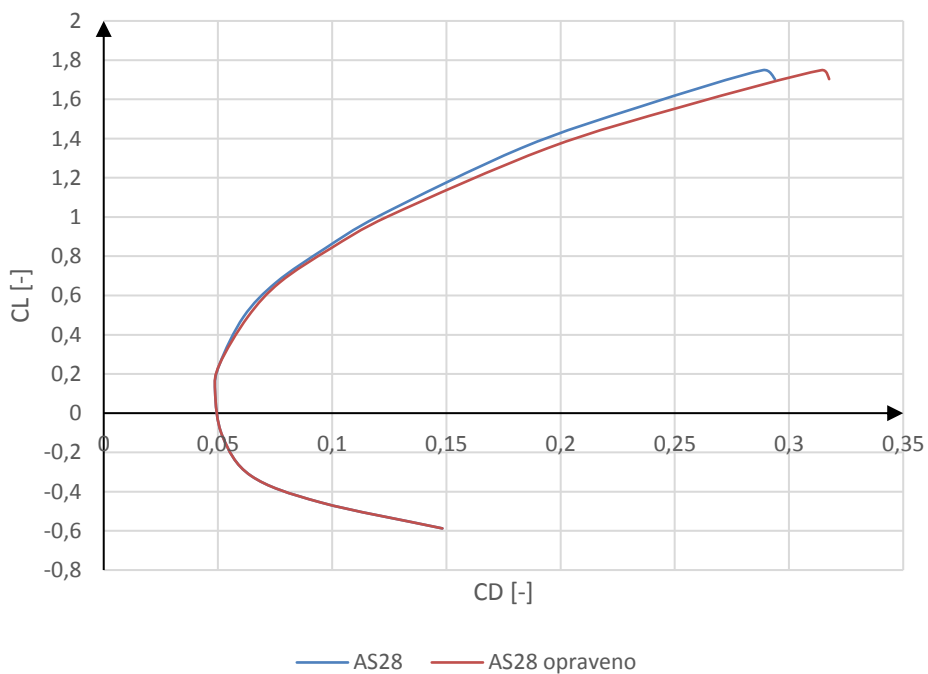
$$\Delta CD = 0,0189 \cdot CL^2 - 0,0236 \cdot CL + 0,0089$$



Obrázek 17 – Proložená křivka příspěvku odporu od výchylky výškového kormidla.

Výsledná vyvážená polára je znázorněna na obrázku níže. Číselné hodnoty poláry jsou uvedeny v Příloze (7).

AS28 Vyvážená polára - Vzletová konfigurace ($\eta_{kl} = 20^\circ$)



Obrázek 18 – Vyvážená polára AS28 na klopivý moment, vzletová konfigurace.

Poslední polára v přistávací konfiguraci, kde dochází k největší výchylce klapek až na $\eta_{kl} = 40^\circ$ byla změřena i s výchylkou kormidel, např. pro $\eta = -10^\circ$. Výpočty byly provedeny pomocí rovnic (2.9) a (2.10) za stejných podmínek, kdy výsledný moment se musí **rovnat nule**.

AS28 - Přistávací konfigurace				
M [-]	v [m.s ⁻¹]	v [km.h ⁻¹]	CL _{potřebny} [-]	$\eta_{potřebny}$ [°]
0,020	6,8	24,5	98,7173	
0,040	13,6	49,0	24,6793	
0,060	20,4	73,5	10,9686	
0,080	27,2	98,0	6,1698	
0,100	34,0	122,5	3,9487	
0,120	40,8	147,0	2,7421	
0,140	47,6	171,5	2,0146	
0,140	47,8	172,1	1,9400	-17,56
0,160	54,5	196,0	1,5425	-14,75
0,180	61,3	220,5	1,2187	-12,5
0,200	68,1	245,1	0,9872	-10,87
0,220	74,9	269,6	0,8158	-9,67
0,240	81,7	294,1	0,6855	-8,77
0,260	88,5	318,6	0,5841	-8,04
0,280	95,3	343,1	0,5037	-7,48
0,300	102,1	367,6	0,4387	-7,02

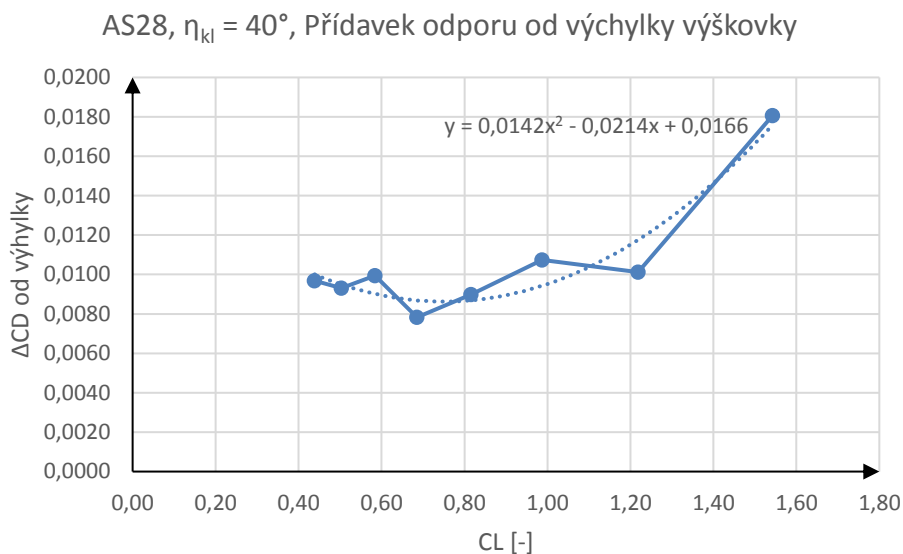
Tabulka 18 – Hodnoty potřebných výchylek kormidel, pro ustálený let.

V tabulce č. Tabulka 19 jsou znázorněny příspěvky odporu od výchylky kormidla pro jednotlivé součinitele vztlaku. Pro součinitel vztlaku $CL = 1,94$ je výsledný odpor roven $CD = 0,3760$ a stejný princip je pro všechny řádky.

CD [-]	CD _{$\eta=-10^\circ$} [-]	ΔCD [-]
0,3760	-	-
0,2635	0,2758	0,0181
0,2007	0,2088	0,0101
0,1641	0,1740	0,0107
0,1426	0,1519	0,0090
0,1296	0,1385	0,0078
0,1193	0,1317	0,0099
0,1148	0,1272	0,0093
0,1111	0,1249	0,0097

Tabulka 19 – Příspěvky odporů pro jednotlivé výchylky kormidel

Jednotlivé příspěvky byly opět vyneseny do grafu. Vzhledem k velkému rozsahu součinitely vztlaču, se příspěvky odporu proložily polynomem 2. stupně.



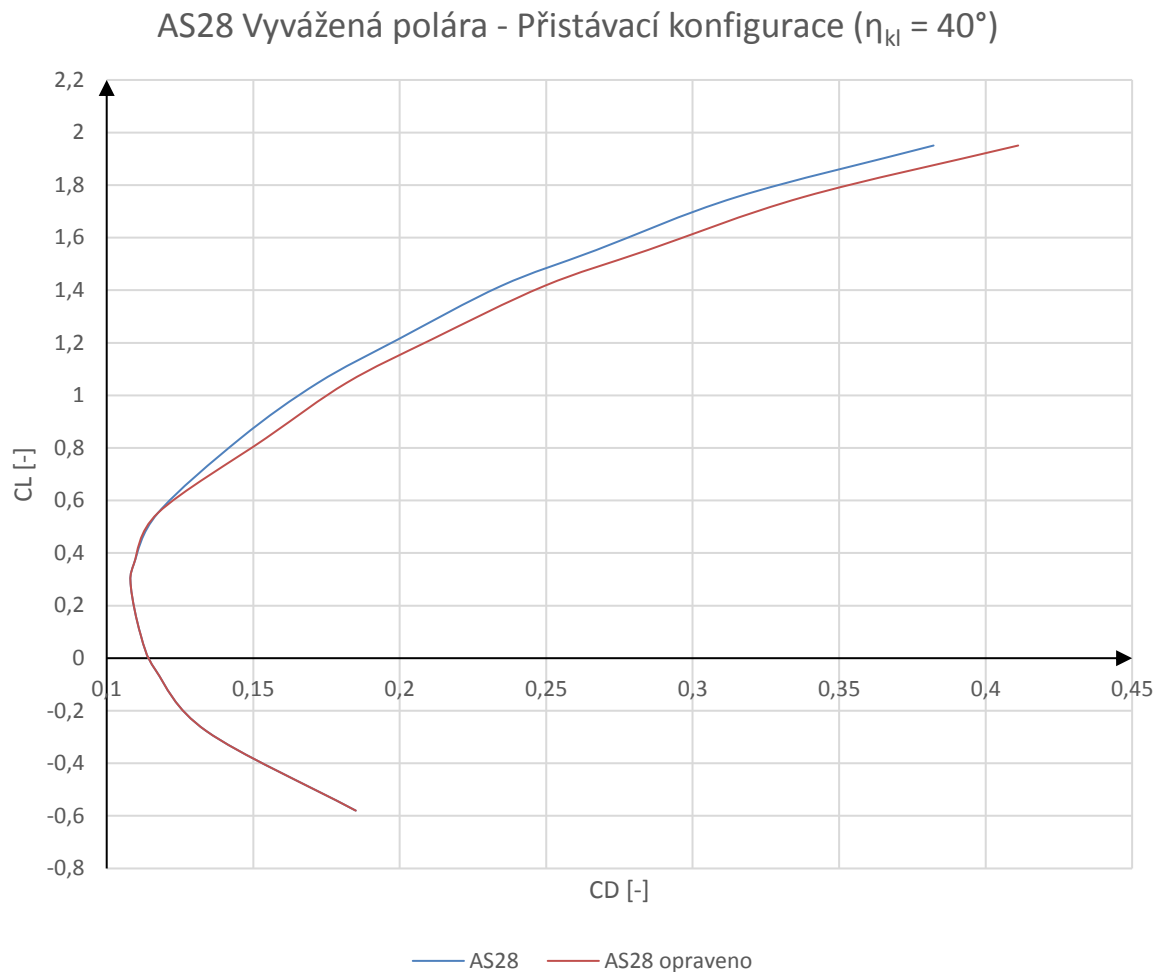
Obrázek 19 – průběh příspěvku odporu pro jednotlivé výchyly kormidel.

Průběh příspěvku odporu je popsán následující rovnicí:

(2.19)

$$\Delta CD = 0,0142 \cdot CL^2 - 0,0214 \cdot CL + 0,0166$$

Výsledná vyvážená (opravená) polára je znázorněna na obrázku níže. Číselné hodnoty poláry jsou součástí přílohy (8).



Obrázek 20 – Vyvážená polára na klopivý moment

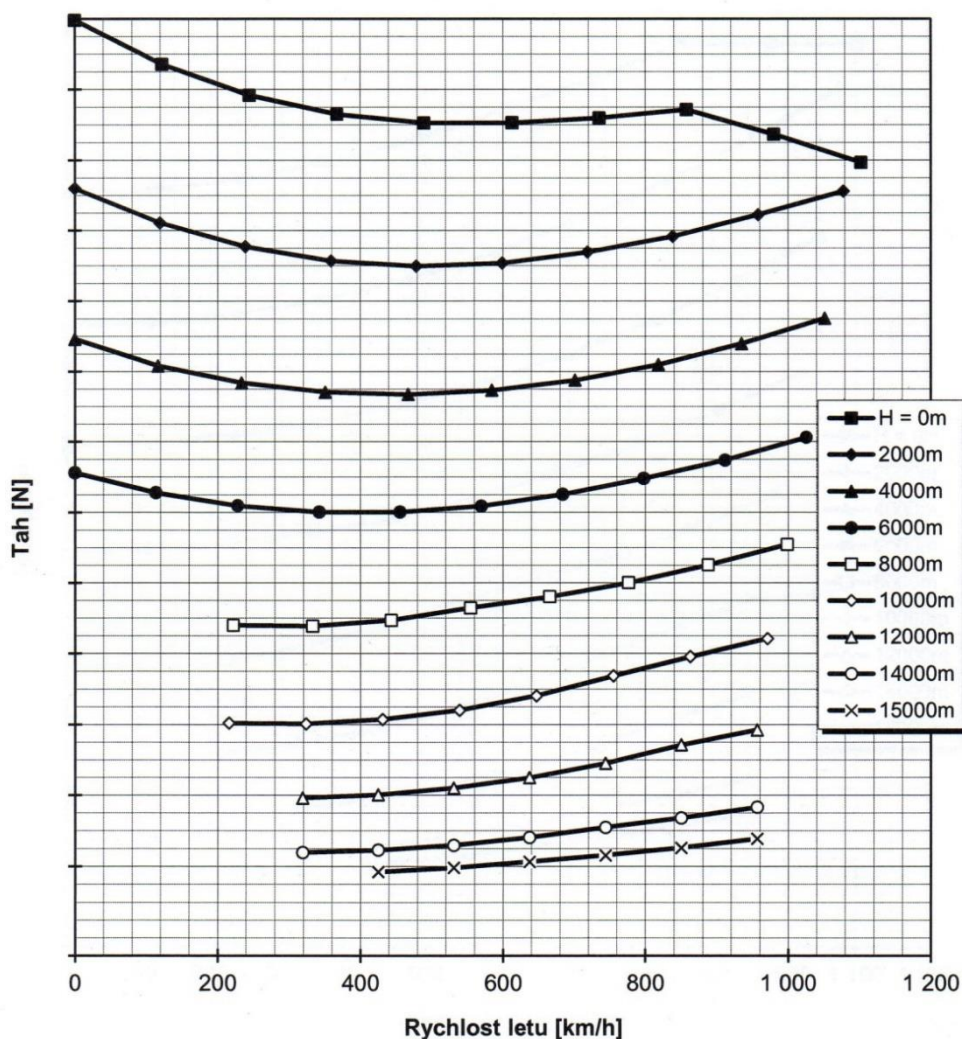
Poláry se ve všech konfiguracích posunuly zhruba o 3,7 % až 7,6 %. Z důvodu provedení dalších korekcí je tedy správné minimalizovat výchozí hodnoty, aby se ostatní odchylky nesčítaly a nevznikaly tak větší chyby nebo odchylky.

Je také patrné se srovnáním Aerodynamických charakteristik AJT a AS28 (momentových čar), že výsledná korekce na AS28 bude vyžadovat větší výchylky než je tomu tak u výchozího původního modelu AJT. Toto tvrzení se potvrdilo výpočtem a srovnáním vyvážených polár a jejich odchylek od původních nevyvážených polár.

2.4 Pohonná jednotka Honeywell F124-GA-100

Dvou Proudová pohonná jednotka Americké výroby Honeywell F124-GA-100 dále uváděna pouze jako F124 má ve své třídě nejlepší poměr tah – hmotnost. Tato jednotka bude jedna ze dvou srovnávacích pohonných jednotek. Její maximální uváděný tah je roven $T = 28\,000\text{ N}$.

Závislosti tahu na rychlosti letu (uvedených v km/h) se také někdy říká *tahový diagram*. Diagram byl sestaven z izolovaných měření, bez zástavby jednotky v letounu, bez jakýchkoliv odběrů a ztrát. Hodnoty jsou pro maximální trvalý režim letu. Z důvodu zamezení dalšího šíření informací ohledně této jednotky, je vyneseny graf v tzv. slepém diagramu.



Obrázek 21 – Tahový diagram pohonné jednotky F124

Součástí přílohy (12) jsou rovnice proložených křivek pro dané potřebné výšky pro výpočet výkonů. Součástí přílohy (13) jsou číselné hodnoty pro dané křivky uvedené na obrázku č. Obrázek 21 – Tahový diagram pohonné jednotky F124. Pro sjednocení číselných hodnot s druhým motorem M30K, byly hodnoty pro dané výšky (uvedeny v kapitole 2.5) zprůměrovány mezi známými hodnotami.

Spotřeba paliva je udávána v jednotkách [kg/h]. Podobně jako je tomu u využitelných tahů, i zde chybí hodnota pro výšku $h = 11\,000$ m, a z důvodu srovnání s novou pohonnou jednotkou M30K při této výšce, byly hodnoty zprůměrovány mezi výškou 10 a 12 km. Výsledné zprůměrované spotřeby byly zpracovány do tabulky č. Tabulka 21.

h = 10 000

Mach	Rychlost v	Spotřeba
[-]	[km/h]	[kg/h]
0,20	217	700
0,25	271	713
0,30	324	728
0,40	432	767
0,50	539	822
0,60	647	895
0,70	754	986
0,80	861	1070
0,90	969	1148

h = 12 000

Mach	Rychlost v	Spotřeba
[-]	[km/h]	[kg/h]
0,30	319	537
0,40	425	563
0,50	531	604
0,60	637	659
0,70	743	721
0,80	849	804
0,90	955	866

Tabulka 20 – Hodnoty spotřeb pro výšky 10 a 12 km.

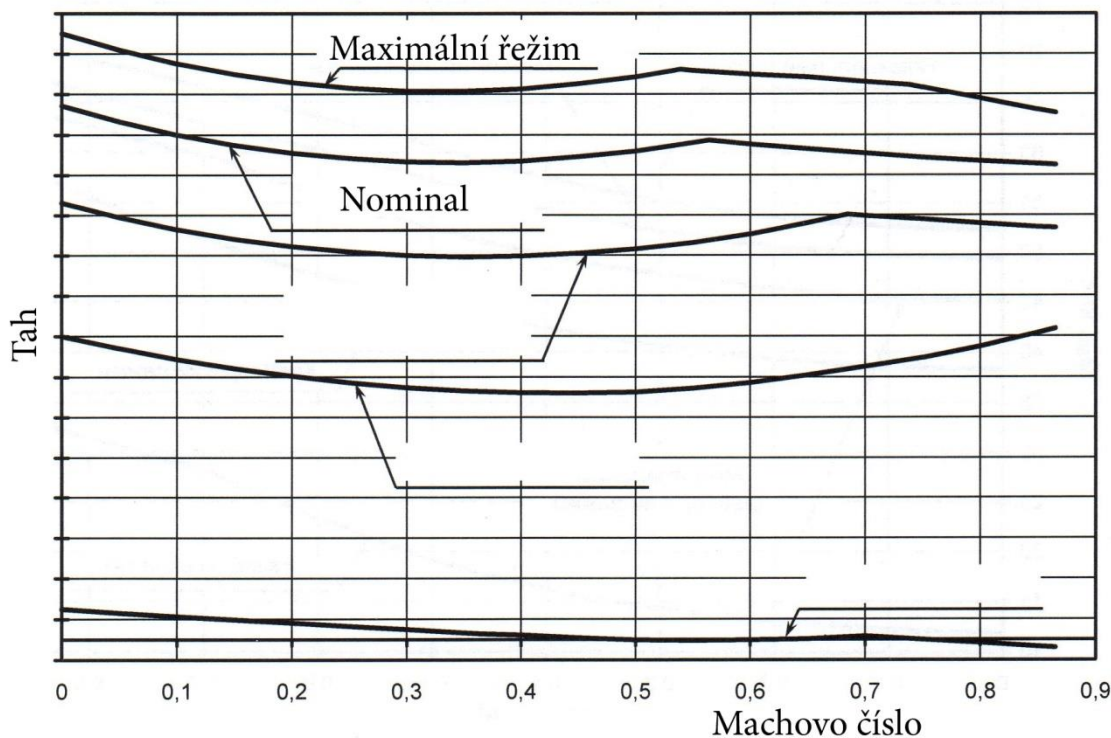
h = 11 000

Mach	Rychlost v	Spotřeba
[-]	[km/h]	[kg/h]
0,30	319	633
0,40	425	665
0,50	531	713
0,60	637	777
0,70	743	854
0,80	849	937
0,90	955	1007

Tabulka 21 – Průměrné hodnoty mezi výškami 10 a 12 km.

2.5 Pohonná jednotka AI-222-30

Pohonná jednotka označována v této práci jako AI-222-30 (dále jen M30K) je druhým typem ve srovnávání motorů, který se vykazuje především zvýšeným maximálním tahem oproti jednotce F124 o 2 kN , tedy na rovných $30\ 000\text{ N}$. Pro ilustraci je znázorněn průběh Maximálního a Nominálního režimu při výšce $h = 0\text{ m}$ dle MSA. Obrázek je opět v tzv. slepém diagramu, bez jednotek. Výrobce byly dodány tahové diagramy také pro výšky $h = 2000\text{ m}$, $h = 3000\text{ m}$, $h = 5000\text{ m}$, $h = 8000\text{ m}$, $h = 11000\text{ m}$.



Obrázek 22 – Tahový diagram M30kN

Součástí přílohy (12) jsou rovnice proložených křivek pro dané potřebné výšky pro výpočet výkonů.

Mach	Rychlost v	Spotřeba
[-]	[km/h]	[kg/h]
0,20	217	462
0,25	271	470
0,30	324	482
0,40	432	508
0,50	539	544
0,60	647	591
0,70	754	650
0,80	861	728
0,90	969	822

Tabulka 22 – Hodnota spotřeb pro M30K ve výšce 11 km

3. Korekce na vliv Machova čísla

Vzhledem k absenci polár s vlivem Machového čísla (dostupné podklady jsou pouze pro nestlačitelné prostředí, naměřeny pro hodnoty $M \sim 0,3$) je nutné provést korekce na stlačitelnost neboli Machovo číslo.

Byly vybrány tři možné korekce na srovnání a to Prandtl-Glauert, Karman-Tschen a Laiton. Vzhledem k tomu, že letouny AJT a AS28 vycházejí z aerodynamického tvaru letounu Aero L-39 Albatros, byl L-39 vybrán jako výchozí letoun pro srovnání korekcí a naměřených hodnot.

Provedené korekce stlačitelnosti se použijí na letouny AJT a AS28. Použitá korekce na letouny AJT a AS28 bude vybrána na základě toho, která ze tří korekcí se bude nejvíce blížit reálným hodnotám L-39. Následně se vybraná korekce opraví o koeficient k_y a k_x , který posune požadovanou poláru do stejné polohy na grafu, kde se polára L-39 protíná s osou x , neboli kde je součinitel vztlaku roven nule. Tímto krokem se provedené korekce stlačitelnosti blíže přiblíží realitě a tím sníží případné odchylky vlivem vybrané korekce.

3.1 Výpočet jednotlivých korekcí stlačitelností

Korekce stlačitelnosti pracují s naměřenými hodnotami součinitele vztlaku a odporu naměřených v nestlačitelném prostředí. Dále se provedou následné výpočty pro jednotlivé Machova čísla. Tyto korekce, s jistou spolehlivostí je dobré používat pouze do rozsahu Machova čísla kritického, které nelze z dostupných podkladů zjistit. Použití rozsahu bylo stanoveno na maximální Machovo číslo 0,8.

3.1.1 Prandtl-Glauert

Korekce podle Prandtl-Glauerta se spočítají dle následujícího vzorce:

(3.1)

$$CL = \frac{CL_{0,3}}{\sqrt{1 - M^2}}$$

Za $CL_{0,3}$ se dosadí součinitel vztlaku pro nestlačitelné prostředí (ideálně pro $M = 0,3$) a pro požadované Machovo číslo se dosadí za M . Výsledkem je součinitel vztlaku pro požadované Machovo číslo. Analogicky se provede výpočet pro součinitel odporu, kde se místo součinitele vztlaku dosadí součinitel odporu. [4]

3.1.2 Karman-Tschen

Korekce dle Karman-Tschena se spočítají dle následujícího vzorce:

(3.2)

$$CL = \frac{CL_{0,3}}{\sqrt{1-M^2} + \frac{M^2}{1+\sqrt{1-M^2}}} \cdot \frac{CL_{0,3}}{2}$$

Analogicky se provede výpočet pro součinitel odporu. [5]

3.1.3 Laiton

Korekce podle metody Laiton se spočítá následujícím vzorcem:

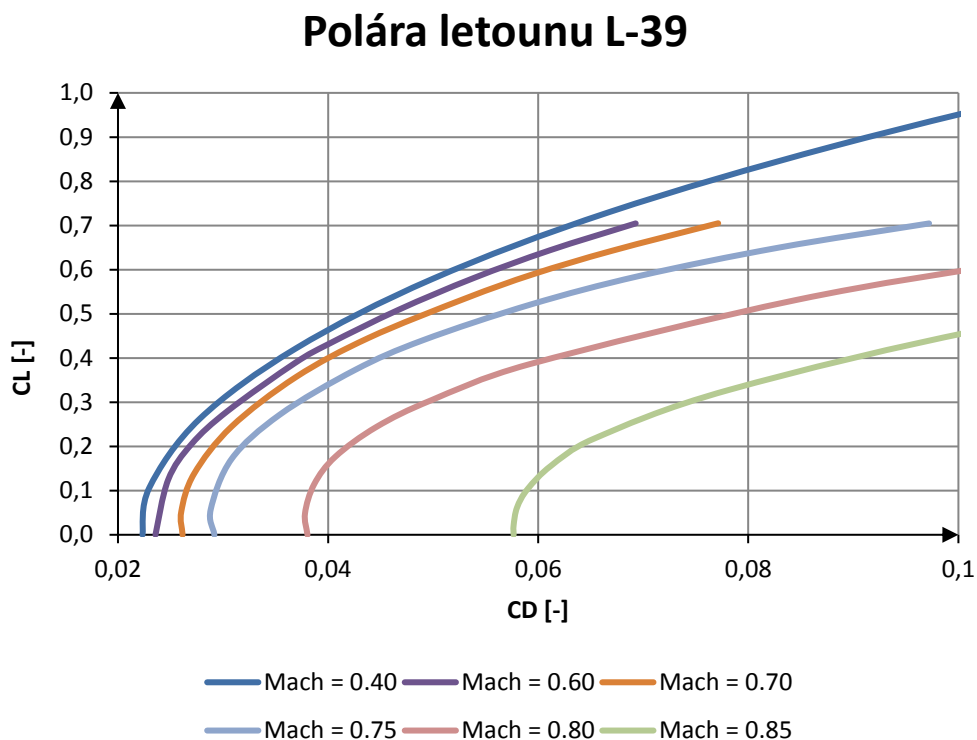
(3.3)

$$CL = \frac{CL_{0,3}}{\sqrt{1-M^2} + \left[M^2 \cdot \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2 \right) / \sqrt{1-M^2} \right]} \cdot \frac{CL_{0,3}}{2}$$

Analogicky se provede korekce pro součinitel odporu. [4]

3.2 Polára Aero L-39 Albatros

Výchozí polára, pro srovnání korekcí stlačitelnosti. Číselné hodnoty poláry jsou součástí přílohy č. (9). [6]



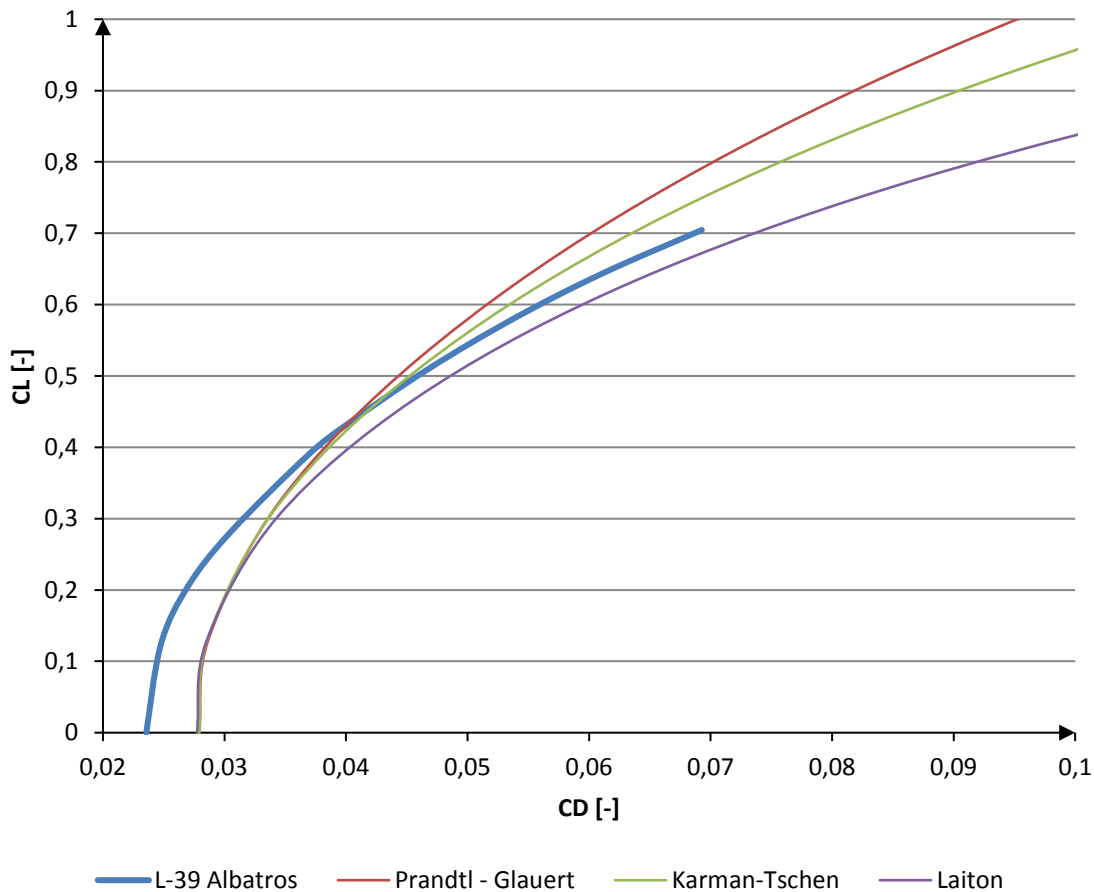
Obrázek 23 – Polára letounu L-39 s vlivem Machového čísla

3.2.1 Použité korekce stlačitelnosti na L-39

Na hodnoty L-39 naměřené pro $M = 0,4$ byly aplikovány korekce stlačitelnosti dle vzorců z kapitoly 3.1. Pro ilustraci byl vybrán $M = 0,6$ a následně byly korekce porovnány s naměřenými hodnotami na letounu.

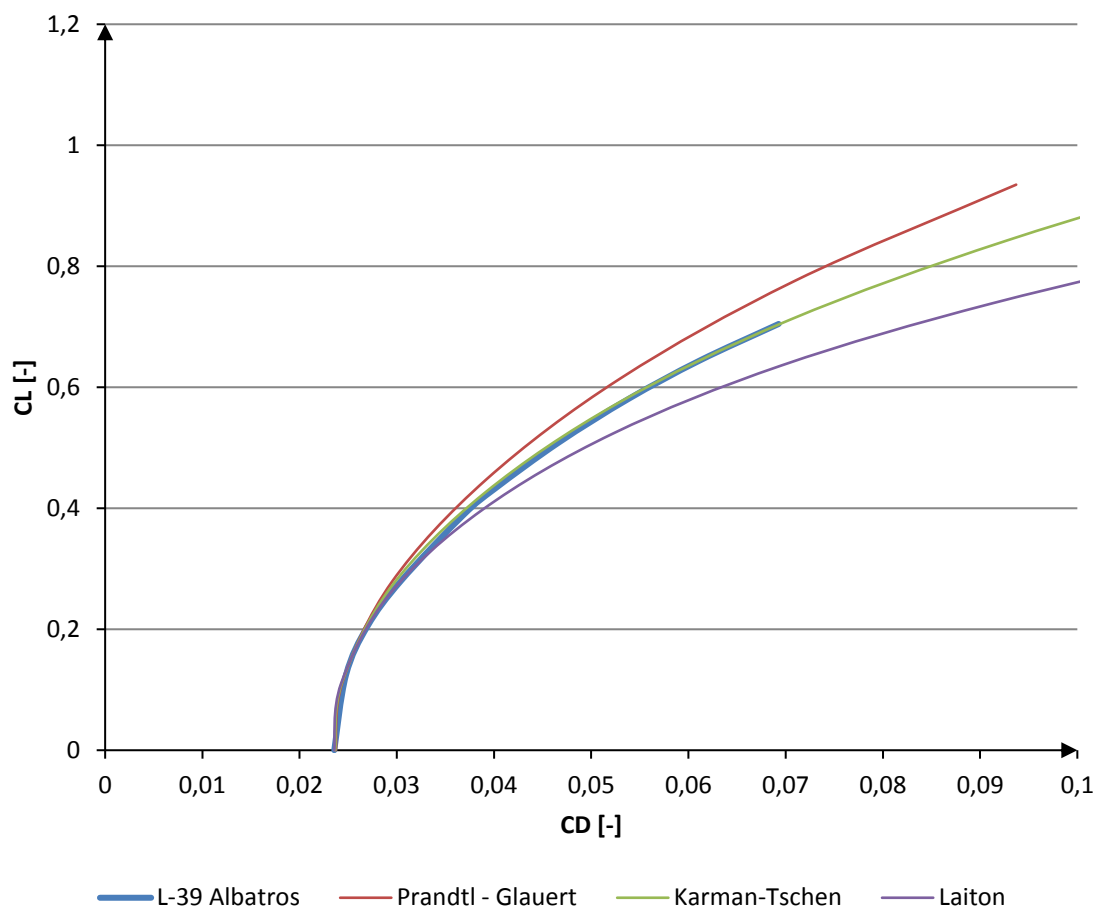
Vzhledem k posunutí polár vypočítaných pomocí korekcí, se přidá ke korekcím koeficienty k_x a k_y na opravu polohy. Pro $M = 0,6$ bude koeficient pro opravu součinitele odporu $k_x = 0,85$, a pro součinitele vztlaku $k_y = 0,85$. Výsledné poláry jsou znázorněny na obrázku Obrázek 25.

L-39 Mach 0,60 - bez korekce



Obrázek 24 – Poláry L-39 bez korekce k_x a k_y

L-39 Mach 0,60



Obrázek 25 – Poláry L-39 s použitou korekcí k_x a k_y

Koeficienty k_x a k_y se vybírají aby křivka co nejlépe opisovala výchozí poláru L-39 a s co nejmenší odchylkou od celého čísla 1 neboli 100 %. V tomto případě byla vybrána korekce dle Karman-Tschen.

Výsledky použitých typů korekcí a koeficientů byly zpracovány do přehledné tabulky:

Mach [-]	0,4	0,6	0,7	0,75	0,8	0,85
Korekce	Laiton	K-T	K-T	Laiton	K-T	K-T
k_x [-]	0,92	0,85	0,84	0,88	1,02	1,38
k_y [-]	1	0,85	0,8	0,9	0,65	0,65

Tabulka 23 – Použité korekce a koeficienty na stlačitelnost

Tyto korekce a koeficienty poslouží jako výchozí pro volbu korekcí a koeficientů na letouny AJT a AS28, kde nejsou naměřeny hodnoty polár ve stlačitelném prostředí.

3.3 Použití korekcí na letoun AJT a AS28

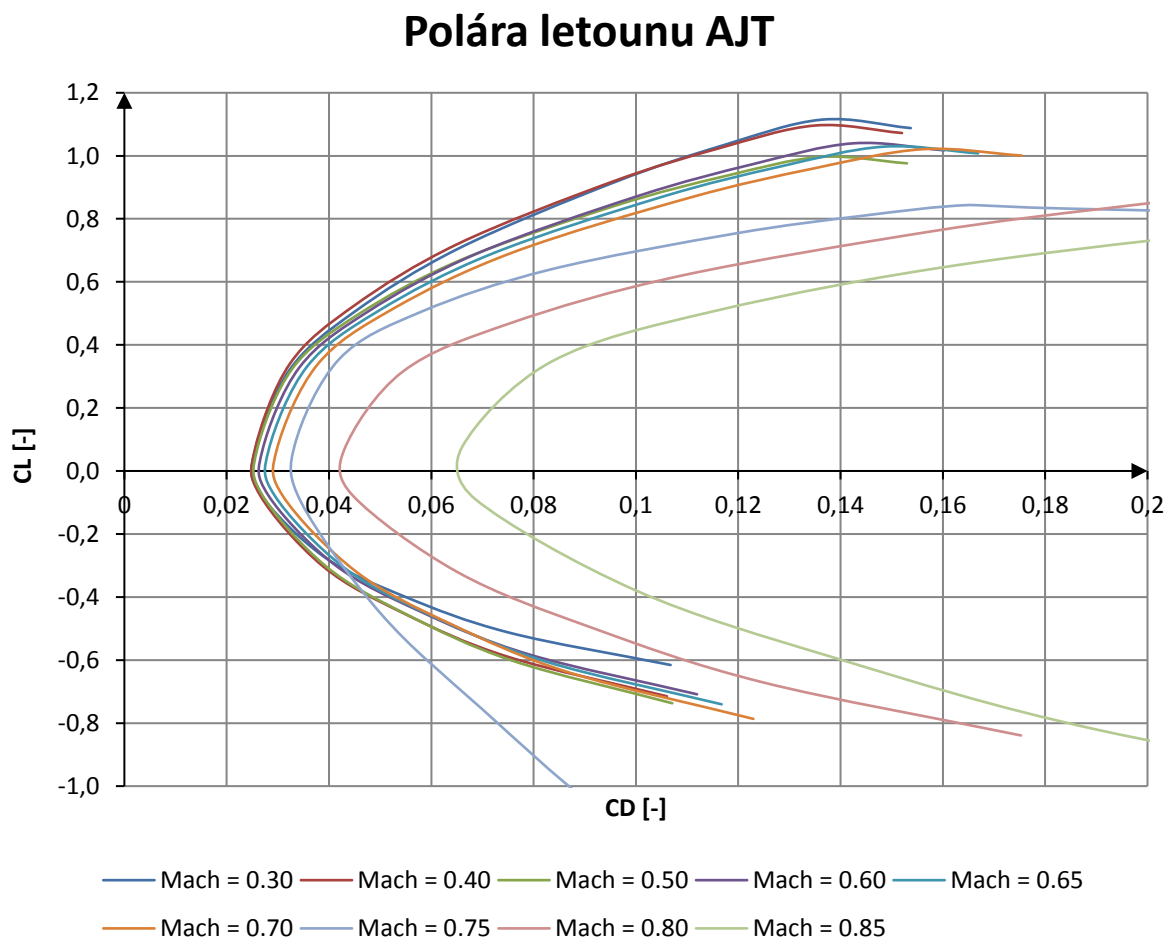
Výpočet polár ve stlačitelném prostředí na letounu AJT a AS28 se provede dle výchozích hodnot převzatých z kapitoly 3.2. Na základě těchto podkladů se doplní koeficienty a korekce pro $M = 0,5$ a $0,65$. Korekce se vyberou dle nejbližšího nižšího známého Machova čísla, předešlé známé použité korekce a hodnot koeficientů. Hodnoty koeficientů se zprůměrují. Všechny následné použité korekce a koeficienty jsou uvedené v Tabulka 24.

Mach [-]	0,4	0,5	0,6	0,65	0,7	0,75	0,8	0,85
Korekce	Laiton	Laiton	K-T	K-T	K-T	Laiton	K-T	K-T
k_x [-]	0,92	0,885	0,85	0,845	0,84	0,88	1,02	1,38
k_y [-]	1	0,925	0,85	0,825	0,8	0,9	0,65	0,65

Tabulka 24 – Přehled použitých korekcí a koeficientů na letounu AJT a AS28

3.3.1 Poláry letounu AJT do $M = 0,85$

Výchozí polára, na které se aplikují všechny koeficienty a korekce, je bez vychýlených klappek a je uvedena v příloze (6). Výsledné poláry jsou znázorněny na Obrázek 26 a příloze (10).



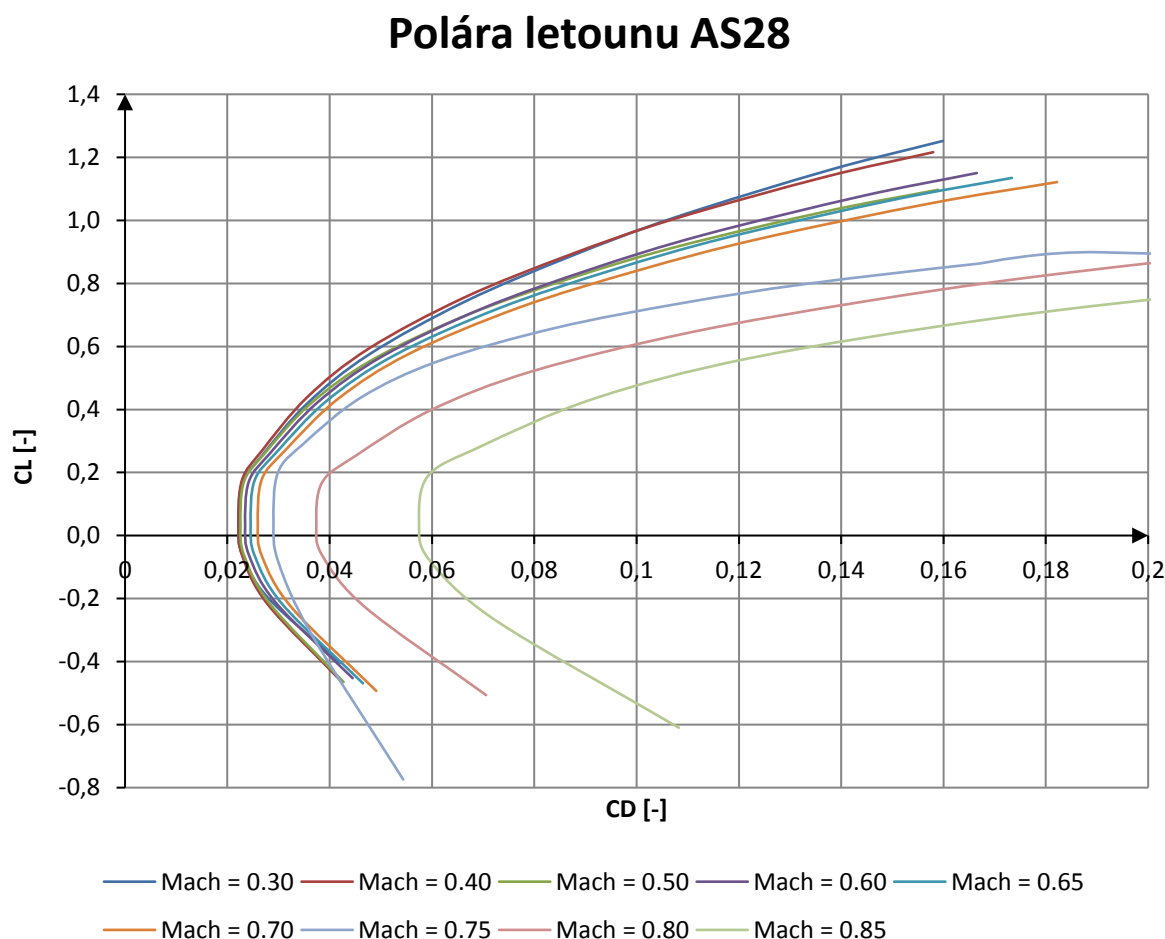
Obrázek 26 – Polára AJT v závislosti na Machově čísle

Na poláře je vidět, že například pro $M = 0,75$ jsou hodnoty pro záporný součinitel vztlaku naprosto nesmyslné. Tento průběh je zapříčiněn změnou výpočtu korekcí dle jiné metody a použití jiných koeficientů k_x a k_y . Pro stanovení letových výkonů a nadcházející výpočty nebude mít tato odchylka vliv.

Další odchylka je vidět mezi polárou pro $M = 0,3$ a $M = 0,4$. Vlivem použité metody a koeficientů má polára pro $M = 0,4$ nižší součinitel odporu při nižších součinitelích vztlaku než polára pro $M = 0,3$. Tento průběh je z fyzikálního hlediska nereálný. Hodnoty pro následný výpočet pro $M = 0,4$ budou převzaty z poláry $M = 0,3$, jelikož jsou reálně naměřeny z aerodynamického tunelu a praxe dokazuje, že odchylka bude minimální. Číselné hodnoty polár jsou součástí přílohy (10).

3.3.2 Poláry letounu AS28 do $M = 0,85$

Výchozí polára, na které se aplikují všechny koeficienty a korekce, je bez vychýlených klapěk uvedena v příloze (6). Výsledná polára je znázorněna na Obrázek 27 a v příloze (11).



Obrázek 27 – Polára AS28 v závislosti na Machově čísle

Odchytky jsou naprosto stejné jako u letounu AJT, popsány v kapitole 3.3.1 a nemají vliv na nadcházející výpočty.

4. Výpočet letových výkonů

Celkem jsou vybrány tři konfigurace k porovnání letových výkonů a to následující:

- Letoun AJT s pohonem F124
- Letoun AJT s pohonem M30K
- Letoun AS28 s pohonem M30K

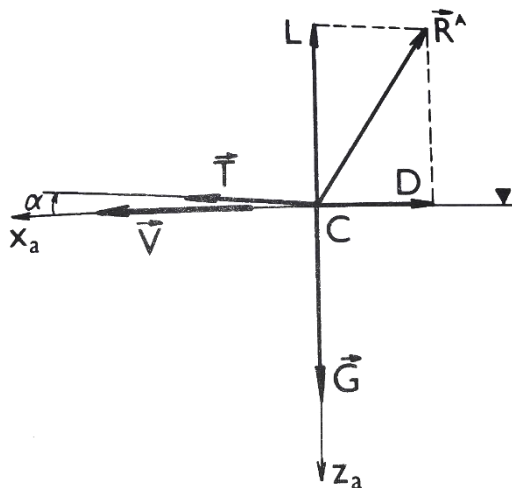
Letouny s příslušnou pohonnou jednotkou budou porovnány dle následujícího zadání:

- 1) Maximální rychlost v horizontálním ustáleném letu, REFW
- 2) Vertikální rychlost stoupání (stoupavost), REFW
- 3) Doba výstupu do FL100, FL200, FL300
- 4) Násobek v ustálené horizontální zatáčce, REFW
- 5) Praktický dostup, TOW
- 6) Délka doletu při optimální výšce a rychlosti s rezervou paliva 500 lbm (227 kg), TOW

Body 1) a 2) budou porovnány pro výšky dostupné z podkladů.

4.1 Maximální rychlost v horizontálním ustáleném letu

Rychlosti se odečtou z tzv. tahových diagramů, které představují závislost potřebného a využitelného tahu na rychlosti. Tam kde se protnou uvedené křivky nastává maximální rychlost letu. Využitelný tah se získá od výrobce a z podkladů pro pohonné jednotky, kdežto potřebné tahy se získají z polár letounů AJT a AS28. Odvození vzorců pro výpočet se provede pomocí rozložení sil ve vodorovném ustáleném přímočarém letu, přesně jak je znázorněno na obrázku Obrázek 28.



Obrázek 28 – Rozložení sil na letounu při vodorovném ustáleném přímočarém letu. [3]

Vzhledem k velkému přebytku tahu na letounu, je nutné počítat se svislou složkou tahu při rozložení sil. Svislá složka tahu bude mít vliv především při menších rychlostech, kdy letoun letí na vyšších úhlech náběhu.

Výpočet minimální rychlosti se provede pomocí tabulkových hodnot maximálních součinitelů vztlaků, maximálních úhlech náběhů a maximálního tahu pohonné jednotky pro danou výšku. Hodnoty jsou dosazeny do rovnice (4.1) pro konfiguraci AJT – H124 v nulové výšce dle MSA.

$$v_{min} = \sqrt{\frac{2 \cdot (G - T_v \cdot \sin \cdot \alpha)}{\rho \cdot S \cdot CL_{max}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot (5300 \cdot 9,81 - 25974 \cdot \sin \cdot 14,1)}{1,225 \cdot 18,9 \cdot 1,11}} = \mathbf{62 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}} \quad (4.1)$$

Zbývající rychlosti, v tomto případě Machově čísla, byly spočteny dle potřebného součinitele vztlaku, dle rovnice (4.2). Vzhledem k potřebě odhadu potřebného úhlu náběhu byl proveden iterační proces, pomocí programu excel s pěti iteracemi, v závislosti na stoupání vztlakové čáry. Za Využitelný tah T_v byla dosazena rovnice dle křivek uvedených v příloze (12). Následně se na základě příslušného Machova čísla a potřebného součinitele vztlaku CL odečetl z polár letounů příslušný součinitel odporu CD.

$$CL = \frac{2 \cdot (G - T_v \cdot \sin \cdot \alpha)}{\rho \cdot S \cdot v_{\infty}^2} = \frac{2 \cdot (5300 \cdot 9,81 - T_v \cdot \sin 11,4)}{1,225 \cdot 18,9 \cdot 68^2} = \mathbf{0,9215} \quad (4.2)$$

Ze statické rovnováhy vyplývá že $T_p \cdot \cos \alpha = D = CD \cdot 0,5 \cdot \rho \cdot v_{\infty}^2 \cdot S$ a proto se potřebný tah k letu ve vodorovném ustáleném přímočarém letu vypočítá následovně:

$$T_p = \frac{CD \cdot \rho \cdot v_{\infty}^2 \cdot S}{2 \cdot \cos \alpha} = \frac{0,0967 \cdot 1,225 \cdot 68^2 \cdot 18,9}{2 \cdot \cos 11,4} = \mathbf{5290 \text{ N}} \quad (4.3)$$

Pro lepší srovnání rychlostí v závislosti na výšce byly zpracovány tahové diagramy a tabulky s výsledky jsou součástí příloh.

4.1.1 Tahový diagram pro výšku $H = 0$ m dle MSA

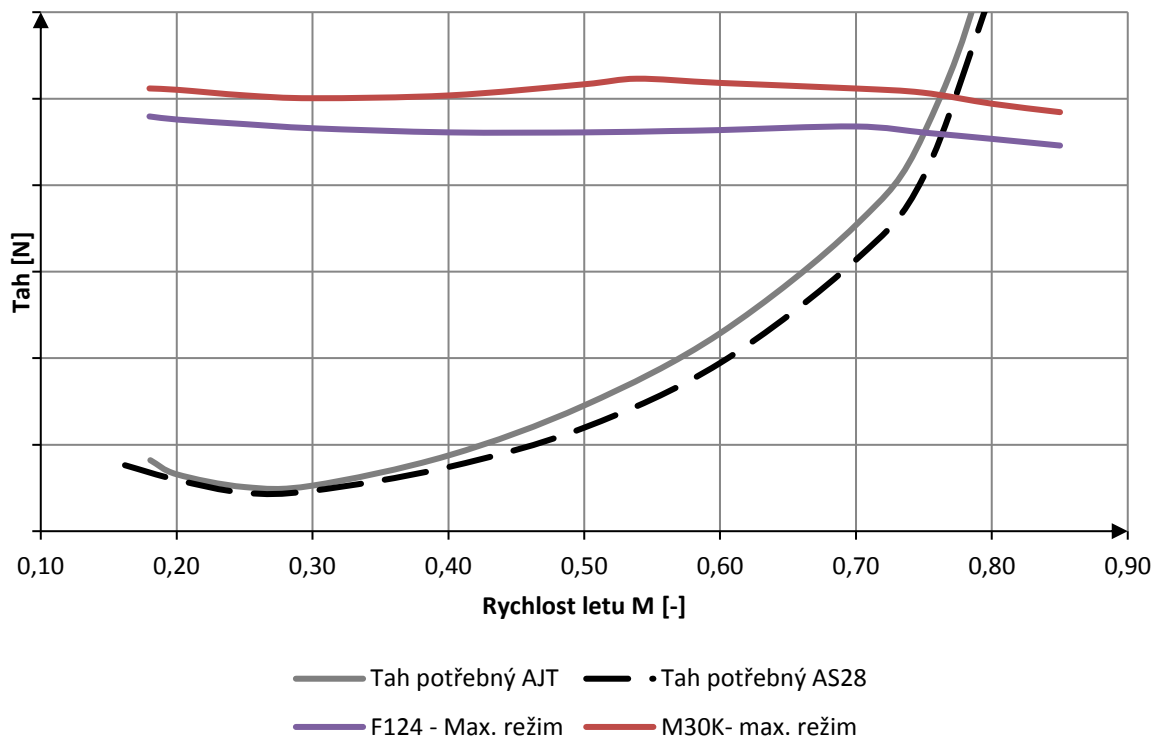
Výchozí hodnoty pro výpočty jsou uvedeny v tabulce č. Tabulka 25.

h [m]	T [K]	a [m/s]	ρ [Pa]	ρ_0 [kg/m ³]	g [m/s ²]
0	288,15	340,35	101325	1,225	9,807

Tabulka 25 – Hodnoty dle MSA pro $h = 0$ m

Výsledný tahový diagram je zobrazen na obrázku Obrázek 29. Potřebný tah pro AJT je vybrán s motorem F124, jelikož rozdíly oproti M30K jsou minimální. Číselné hodnoty jsou součástí přílohy č. (15).

Tahový diagram $h = 0$ m



Obrázek 29 – Tahový diagram pro výšku 0 m

Výsledné odečtené hodnoty rychlostí byly zpracovány do tabulky č. Tabulka 26. Tah reprezentuje využitelný tah na příslušné pohonné jednotce.

Odečtená hodnota maximální rychlosti			
	Mach	Rychlost	Tah
	[-]	[km/h]	[N]
AJT F124	0,75	918,94	25 081
AJT M30K	0,76	931,19	27 233
AS28 M30K	0,77	943,45	27 096

Tabulka 26 – Maximální rychlosti ve výšce $h = 0$ m

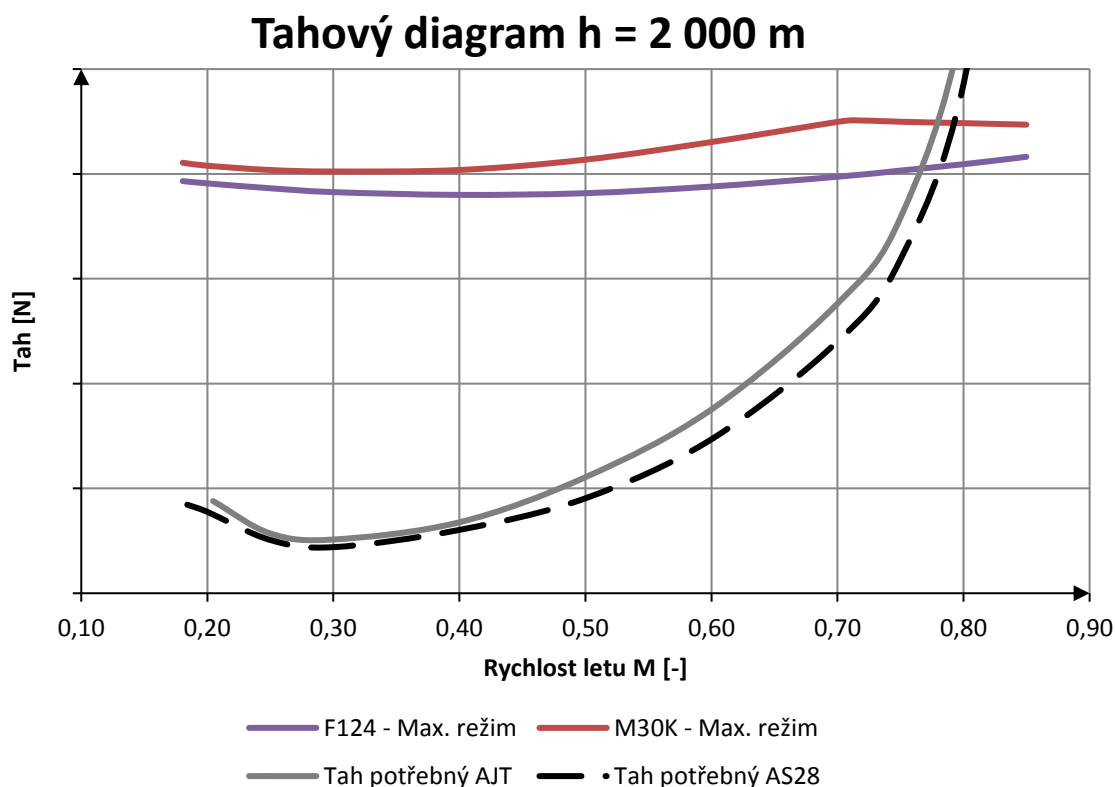
4.1.2 Tahový diagram pro výšku $H = 2\,000\text{ m}$ dle MSA

Výchozí hodnoty pro výpočet jsou uvedeny v tabulce č. Tabulka 27.

h [m]	T [K]	a [m/s]	p [Pa]	ρ_0 [kg/m ³]	g [m/s ²]
2000	275,15	332,58	79 487	1,016	9,807

Tabulka 27 – Hodnoty dle MSA pro $h = 2000\text{ m}$

Výsledný tahový diagram je zobrazen na obrázku č. Obrázek 30. Potřebný tah pro AJT je vybrán s motorem F124, jelikož rozdíly oproti M30K jsou minimální. Číselné hodnoty jsou součástí přílohy č.(16).



Obrázek 30 – Tahový diagram pro výšku $2\,000\text{ m}$

Výsledné odečtené hodnoty rychlostí byly zpracovány do tabulky č. Tabulka 28. Tah reprezentuje využitelný tah na příslušné pohonné jednotce.

Odečtená hodnota maximální rychlosti			
	Mach	Rychlost	Tah
	[-]	[km/h]	[N]
AJT F124	0,77	917,61	22 304
AJT M30K	0,78	933,05	24 492
AS28 M30K	0,79	949,10	24 493

Tabulka 28 – Hodnoty maximálních rychlostí pro $h = 2000\text{ m}$

4.1.3 Tahový diagram pro výšku $H = 3\,000\text{ m}$ dle MSA

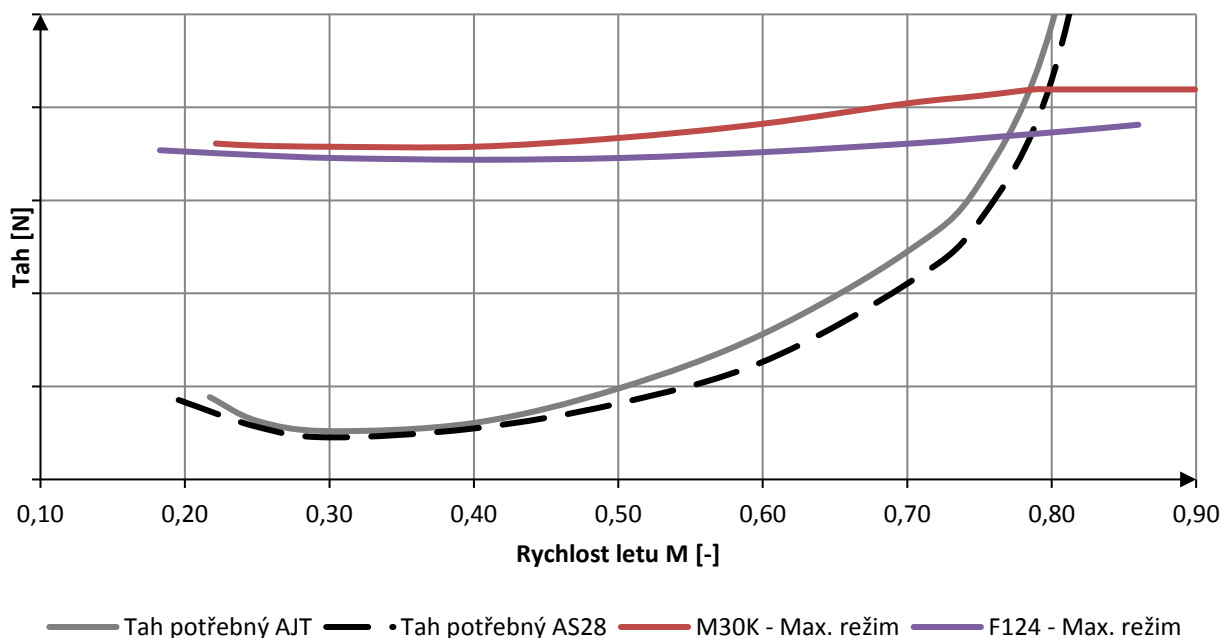
Výchozí hodnoty pro výpočet jsou uvedeny v tabulce č. Tabulka 29 .

h [m]	T [K]	a [m/s]	p [Pa]	ρ_0 [kg/m ³]	g [m/s ²]
3000	268,65	328,63	70 098	0,928	9,807

Tabulka 29 – Hodnoty dle MSA pro $h = 3000\text{ m}$

Výsledný tahový diagram je zobrazen na obrázku č. Obrázek 31. Potřebný tah pro AJT je vybrán s motorem F124, jelikož rozdíly oproti M30K jsou minimální. Číselné hodnoty jsou součástí přílohy č.(17).

Tahový diagram $h = 3\,000\text{ m}$



Obrázek 31 – Tahový diagram pro $h = 3000\text{ m}$

Výsledné odečtené hodnoty rychlostí byly zpracovány do tabulky č. Tabulka 30. Tah reprezentuje využitelný tah na příslušné pohonné jednotce.

Odečtená hodnota maximální rychlosti			
	Mach	Rychlost	Tah
	[-]	[km/h]	[N]
AJT F124	0,77	910,85	20 456
AJT M30K	0,78	928,24	22 952
AS28 M30K	0,80	943,73	22 952

Tabulka 30 – Maximální rychlosti pro výšku $h = 3000\text{ m}$

4.1.4 Tahový diagram pro výšku $H = 5\ 000\ m$ dle MSA

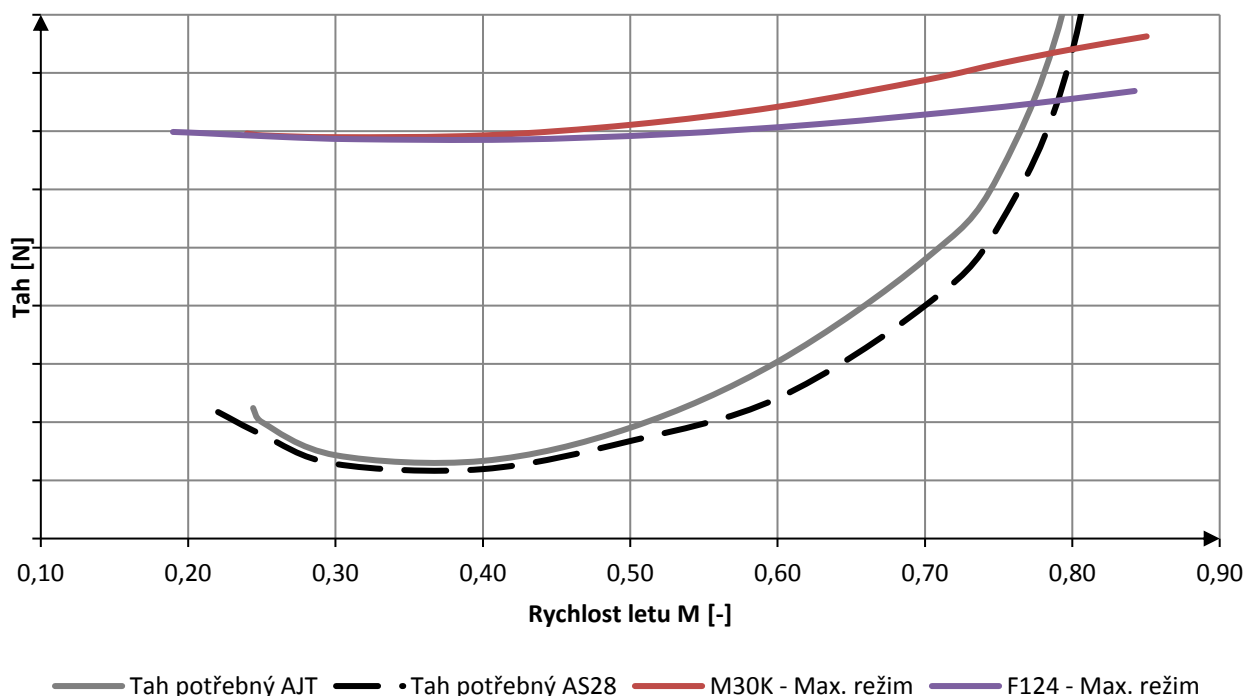
Výchozí hodnoty pro výpočet jsou uvedeny v Tabulka 31.

h [m]	T [K]	a [m/s]	p [Pa]	ρ_0 [kg/m ³]	g [m/s ²]
5000	255,65	320,58	54 005	0,779	9,807

Tabulka 31 – Hodnoty dle MSA pro výšku $h = 5000\ m$

Výsledný tahový diagram je zobrazen na obrázku č.Obrázek 32. Potřebný tah pro AJT je vybrán s motorem F124, jelikož rozdíly oproti M30K jsou minimální. Číselné hodnoty jsou součástí přílohy č.(18).

Tahový diagram $h = 5\ 000\ m$



Obrázek 32 – Tahový diagram pro výšku $h = 5000\ m$

Výsledné odečtené hodnoty rychlostí byly zpracovány do tabulky č.Tabulka 32. Tah reprezentuje využitelný tah na příslušné pohonné jednotce.

Odečtená hodnota maximální rychlosti			
	Mach	Rychlost	Tah
	[-]	[km/h]	[N]
AJT F124	0,77	891,53	16 957
AJT M30K	0,78	905,61	18 690
AS28 M30K	0,80	923,85	18 838

Tabulka 32 – Maximální rychlosti pro $h = 5000\ m$

4.1.5 Tahový diagram pro výšku $H = 8\,000\text{ m}$ dle MSA

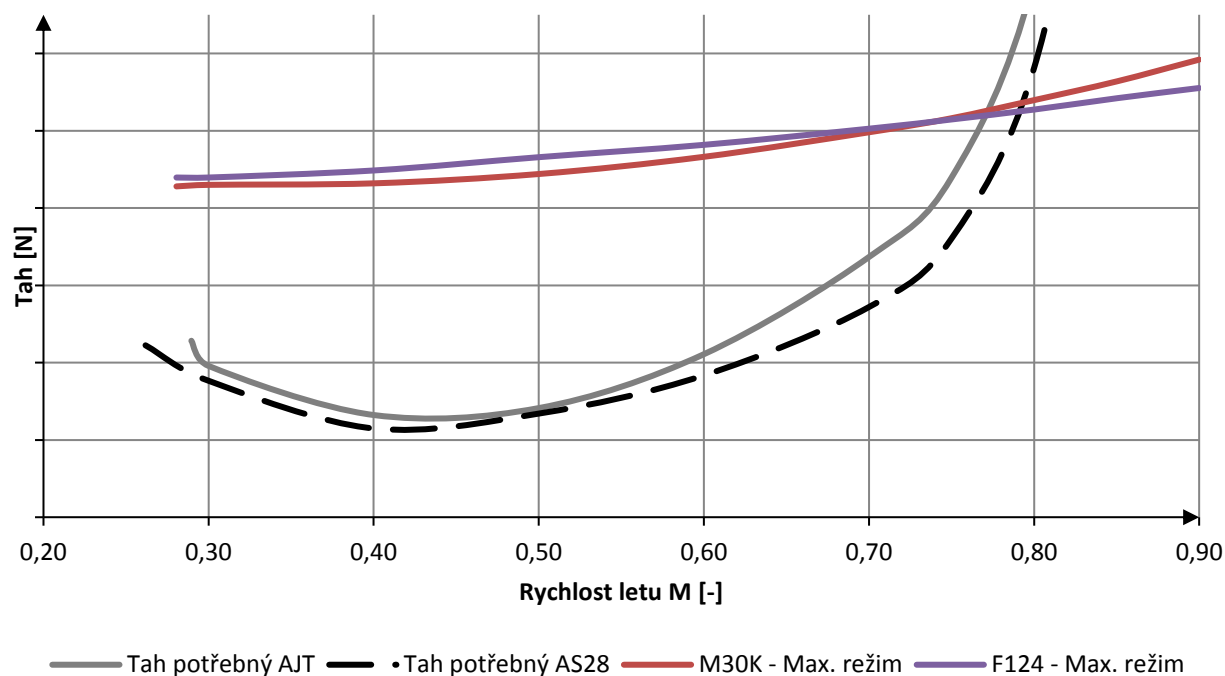
Výchozí hodnoty pro výpočet jsou uvedeny v tabulce č. Tabulka 33.

h [m]	T [K]	a [m/s]	p [Pa]	ρ_0 [kg/m ³]	g [m/s ²]
8000	236,15	308,11	35 583	0,607	9,807

Tabulka 33 – Hodnoty dle MSA pro $h = 8000\text{ m}$

Výsledný tahový diagram je zobrazen na obrázku č. Obrázek 33. Potřebný tah pro AJT je vybrán s motorem F124, jelikož rozdíly oproti M30K jsou minimální. Číselné hodnoty jsou součástí přílohy č.(19).

Tahový diagram $h = 8\,000\text{ m}$



Obrázek 33 – Tahový diagram pro výšku $h = 8000\text{ m}$

Výsledné odečtené hodnoty rychlostí byly zpracovány do tabulky č. Tabulka 34. Tah reprezentuje využitelný tah na příslušné pohonné jednotce.

Odečtená hodnota maximální rychlosti			
	Mach	Rychlost	Tah
	[-]	[km/h]	[N]
AJT F124	0,77	854,42	12 389
AJT M30K	0,77	855,75	12 529
AS28 M30K	0,79	879,26	12 733

Tabulka 34 – Maximální rychlosti pro výšku $h = 8000\text{ m}$

4.1.6 Tahový diagram pro výšku $H = 11\ 000\ m$ dle MSA

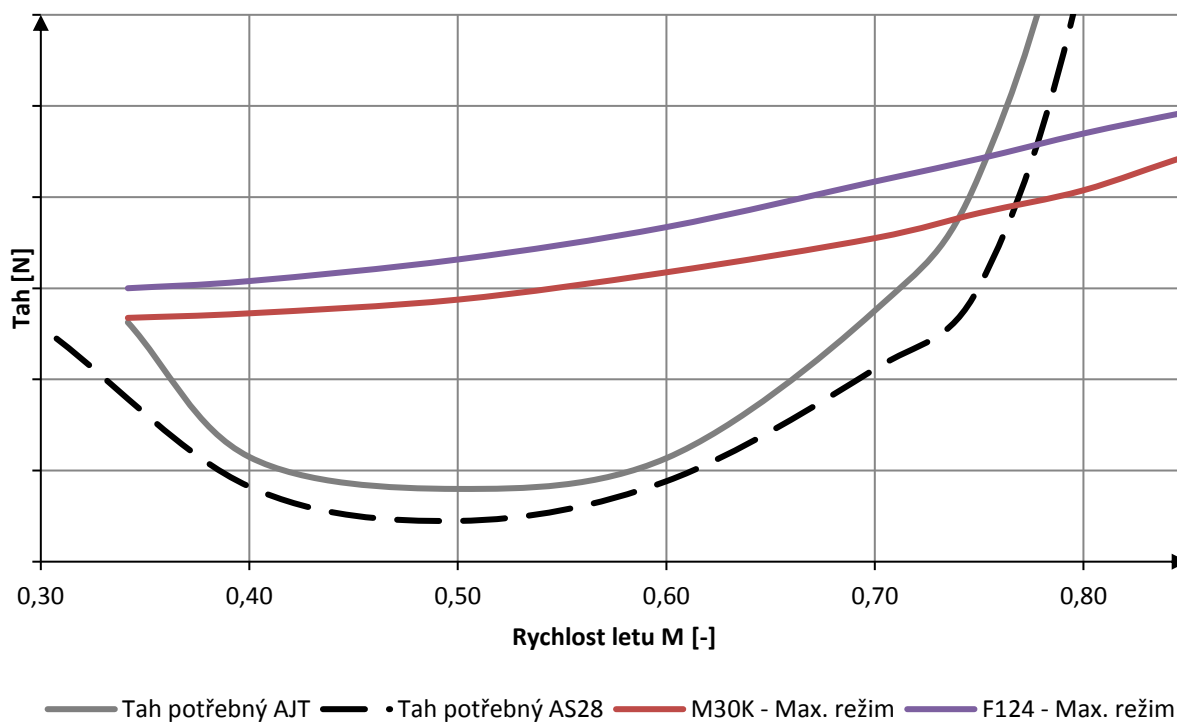
Výchozí hodnoty pro výpočet jsou uvedeny v tabulce č. Tabulka 35.

h [m]	T [K]	a [m/s]	p [Pa]	ρ_0 [kg/m ³]	g [m/s ²]
11000	216,65	295,12	22 616	0,479	9,807

Tabulka 35 – Hodnoty dle MSA pro výšku $h = 11000\ m$

Výsledný tahový diagram je zobrazen na obrázku č. Obrázek 34. Potřebný tah pro AJT je vybrán s motorem F124, jelikož rozdíly oproti M30K jsou minimální. Číselné hodnoty jsou součástí přílohy č.(20).

Tahový diagram $h = 11\ 000\ m$



Obrázek 34 – Tahový diagram pro $h = 11000\ m$

Výsledné odečtené hodnoty rychlostí byly zpracovány do tabulky č. Tabulka 36. Tah reprezentuje využitelný tah na příslušné pohonné jednotce.

Odečtená hodnota maximální rychlosti			
	Mach	Rychlost	Tah
	[-]	[km/h]	[N]
AJT F124	0,75	800,64	8 436
AJT M30K	0,74	786,30	7 774
AS28 M30K	0,77	814,88	7 914

Tabulka 36 – Maximální rychlosti pro $h = 11000\ m$

4.1.7 Závěr tahových diagramů a maximálních rychlostí

Z tahových diagramů v nižších výškách je vidět rozdíl ve využitelných tazích pohonných jednotek. Díky přebytkům výkonu lze odvodit, že stoupací rychlosti budou značně vyšší. Nicméně při výšce $h = 8$ km dle MSA nastává zlom a pohonné jednotky se ve využitelných tazích víceméně neliší. Další diagram, který je spočítán pro výšku $h = 11$ km dle MSA, už lze vidět, že původní pohonná jednotka má více přebytku tahu a výkonu, neboli také bude mít určitě větší zásobu stoupacích rychlostí.

Z pohledu potřebných tahů lze usoudit, že modifikace nepřidává výrazné zlepšení na maximálních rychlostech. Nutno podotknout fakt, že křivka potřebného tahu AS28 (i AJT) je spočítaná dle korekcí na stalčitelnost. Zatímco u konfigurace AJT, lze předpokládat určitou přesnost těchto korekcí, u modifikace AS28 tomu tak nutně nemusí být. Profil, který je použitý je tzv. superkritický a dosahuje výrazně menších odporů při transsonické oblasti oproti laminárnímu profilu, který je použitý u AJT. Pro přesnější hodnoty maximálních rychlostí je doporučeno změřit model letounu ve vysokorychlostním tunelu.

Rozdíl maximálních rychlostí verze AJT a AS28 se pohybuje v rozmezí $M = 0,03$. Maximální hodnoty jsou dosaženy v konfiguraci AS28 s novou pohonnou jednotkou při výškách $h = 3$ km a $h = 5$ km.

4.2 Vertikální rychlost (stoupavost), REFW

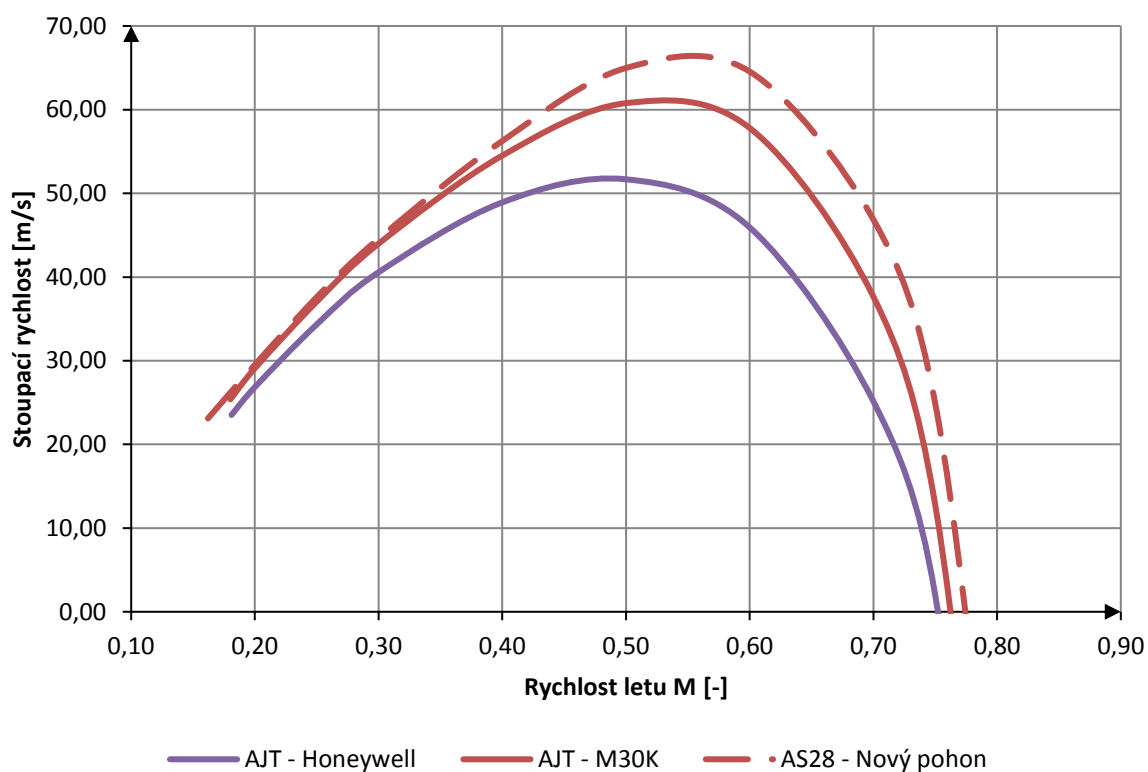
Z rovnováhy sil platí, že přebytek výkonu podělen tíhou je roven stoupací rychlosti. Na výkonových diagramech je tato závislost vyjádřena rozdílem potřebných a využitelných výkonů. Výkon se spočítá přenásobením tahu rychlostí letu. Stoupací rychlosti se tedy spočítají pomocí rovnice (4.4), pro ilustraci jsou brány hodnoty pro $h = 0$ m a minimální rychlost pro konfiguraci AJT – F124.

(4.4)

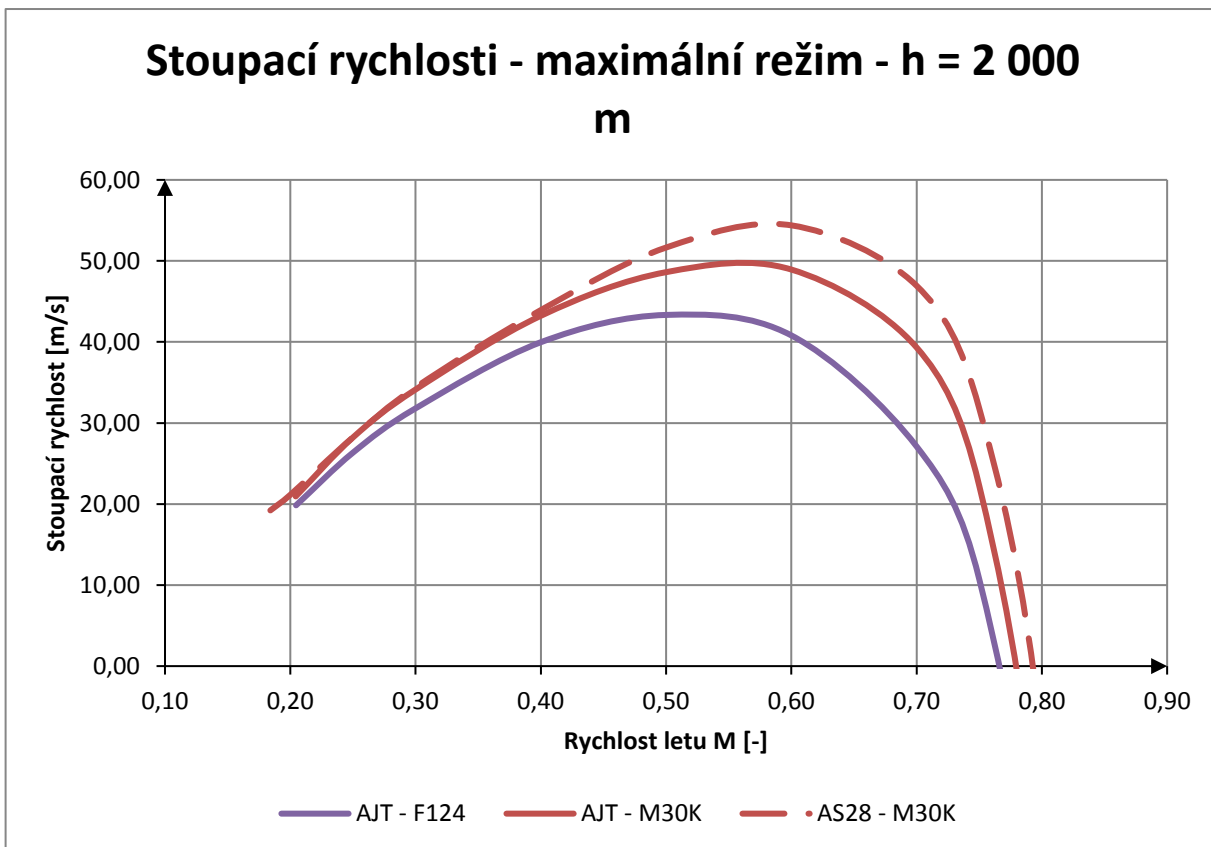
$$v_y = \frac{v \cdot (T_v - T_p)}{G} = \frac{62 \cdot (25974 - 6135)}{9,806 \cdot 5400} = 23,52 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

Výsledné hodnoty byly zpracovány do diagramů zobrazeny na Obrázek 35 až Obrázek 40 v závislosti na Machově čísle. Číselné hodnoty jsou součástí příloh (15) až (20).

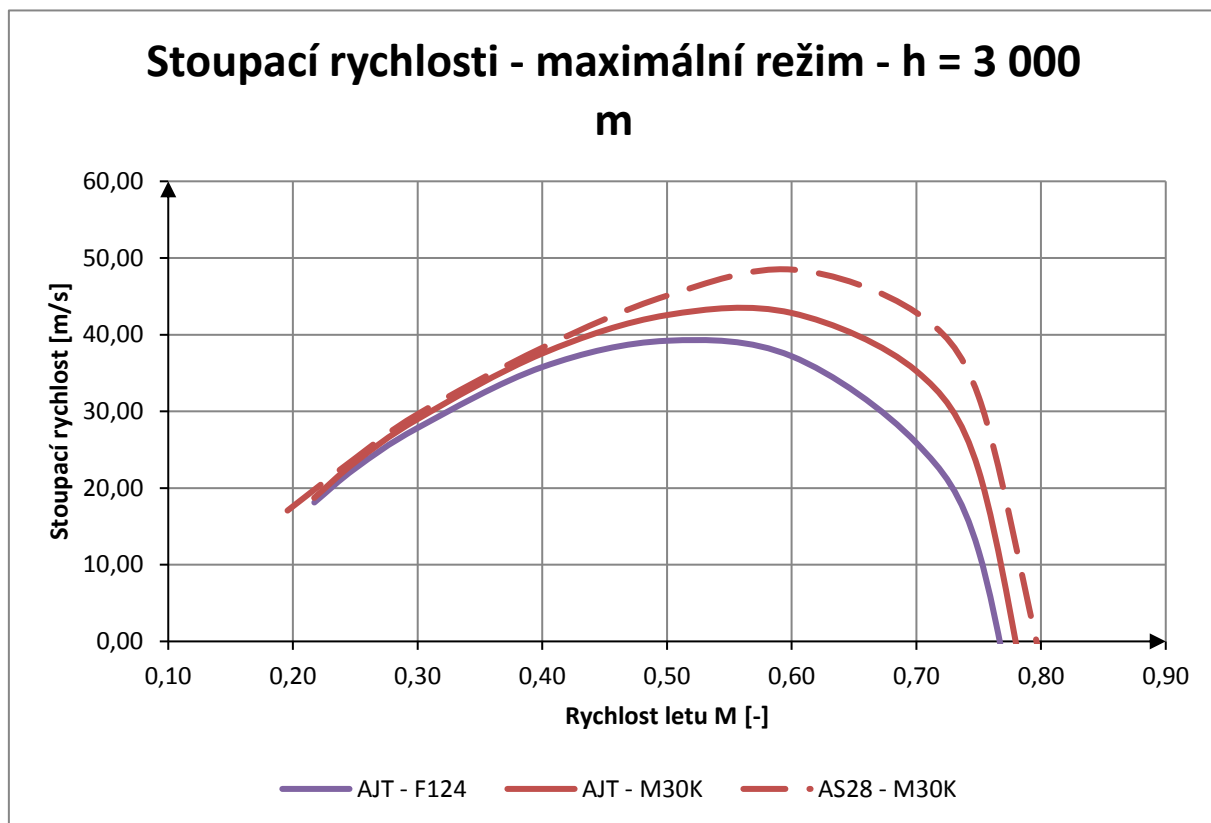
Stoupací rychlosti - maximální režim - $h = 0$ m



Obrázek 35 – Stoupavost pro výšku $h = 0$ m

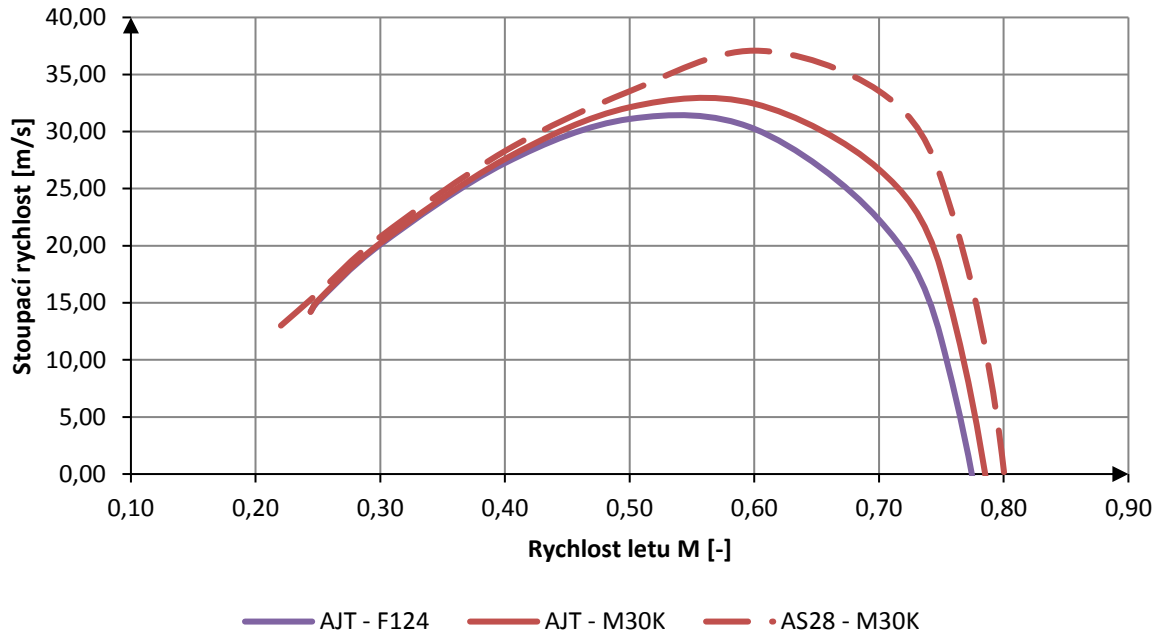


Obrázek 37 – Stoupavost ve výšce $h = 2000$ m



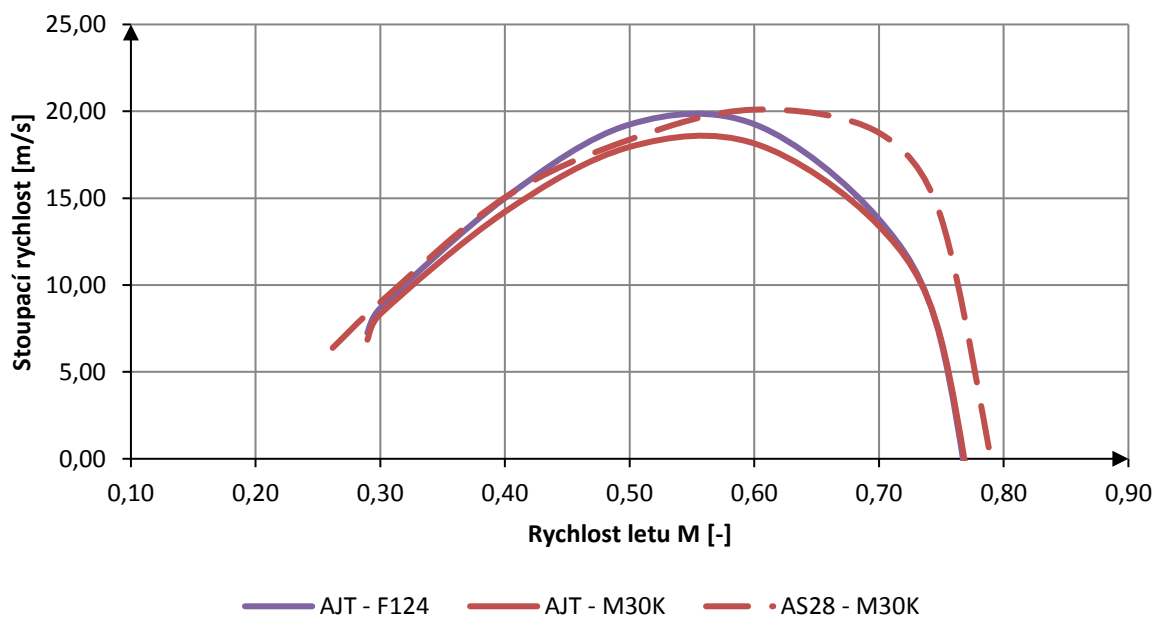
Obrázek 36 – Stoupavost ve výšce $h = 3000$ m

Stoupací rychlosti - maximální režim - h = 5 000 m

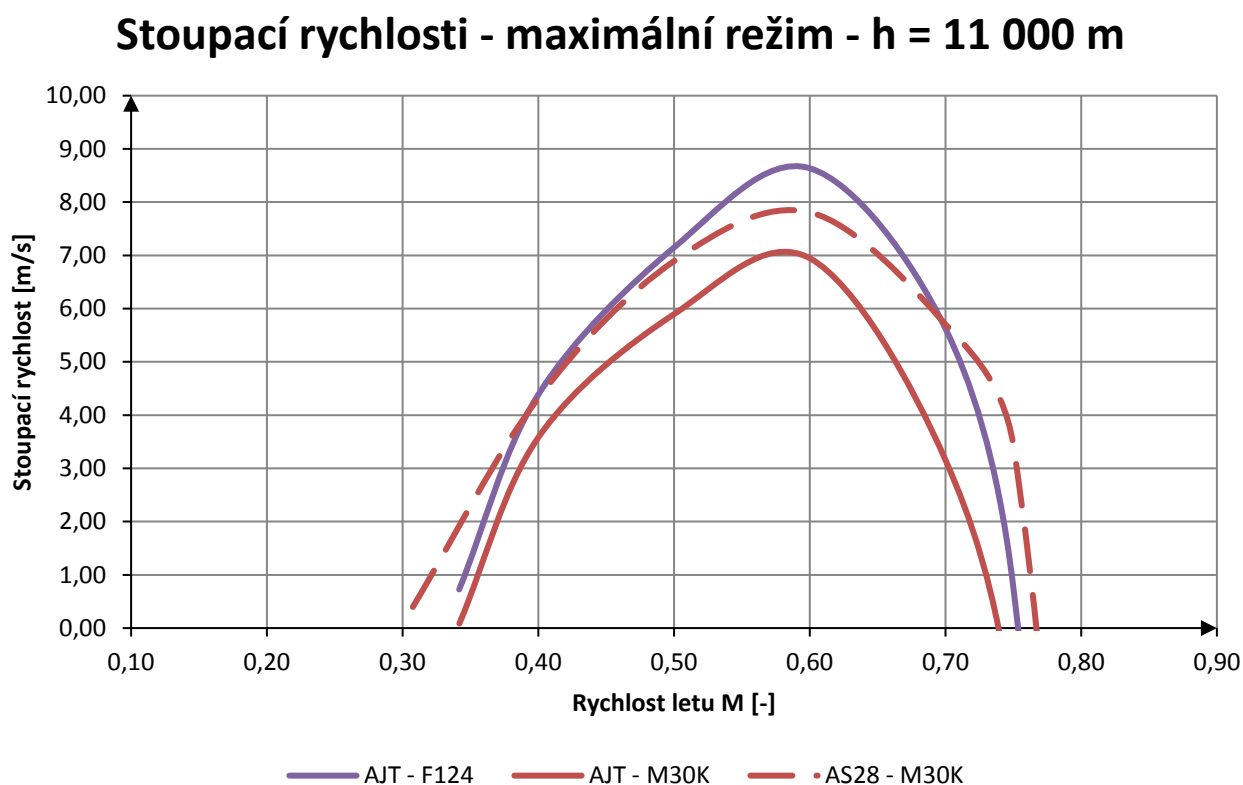


Obrázek 39 – Stoupavost ve výšce $h = 5000$ m

Stoupací rychlosti - maximální režim - h = 8 000 m



Obrázek 38 – Stoupavost ve výšce $h = 8000$ m



Obrázek 40 – Stoupavost ve výšce $h = 11000\ m$

Na rozdíl od maximálních rychlostí, u stoupacích rychlostí lze pozorovat větší rozdíly. Při nulové výšce dle MSA, je díky pouhé výměně pohonné jednotky k dispozici dalších $10\ m \cdot s^{-1}$ stoupací rychlosti. Díky modifikaci profilu se celkový nárůst vyšplhá až na $16\ m \cdot s^{-1}$. Zajímavý je také zlom při výšce $h = 8\ km$, kdy při nižších rychlostech letu, pod $M = 0,55$ je největší přebytek výkonu získán pohonnou jednotkou F124. Kdežto při vyšších rychlostech jsou stoupací rychlosti vyšší u kombinace AS28 – M30K.

4.2.1 Teoretické a praktické dostupy

Součástí stoupacích rychlostí jsou také dostupy ať už se jedná o teoretické nebo ty praktické. Pro vypočítané výšky se vybrali maximální stoupací rychlosti a vynesli se do grafů v závislosti na výšce. Jednotlivé body se proloží křivkou a průtnutí s nulovou stoupací rychlostí se dostane tzv. teoretický dostup. Jelikož je pouze teoretický, smluvně se bere za praktický dostup takový, který má rychlost stoupání $0,5 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$. Číselné hodnoty maximálních stoupacích rychlostí jsou zpracovány do Tabulka 37.

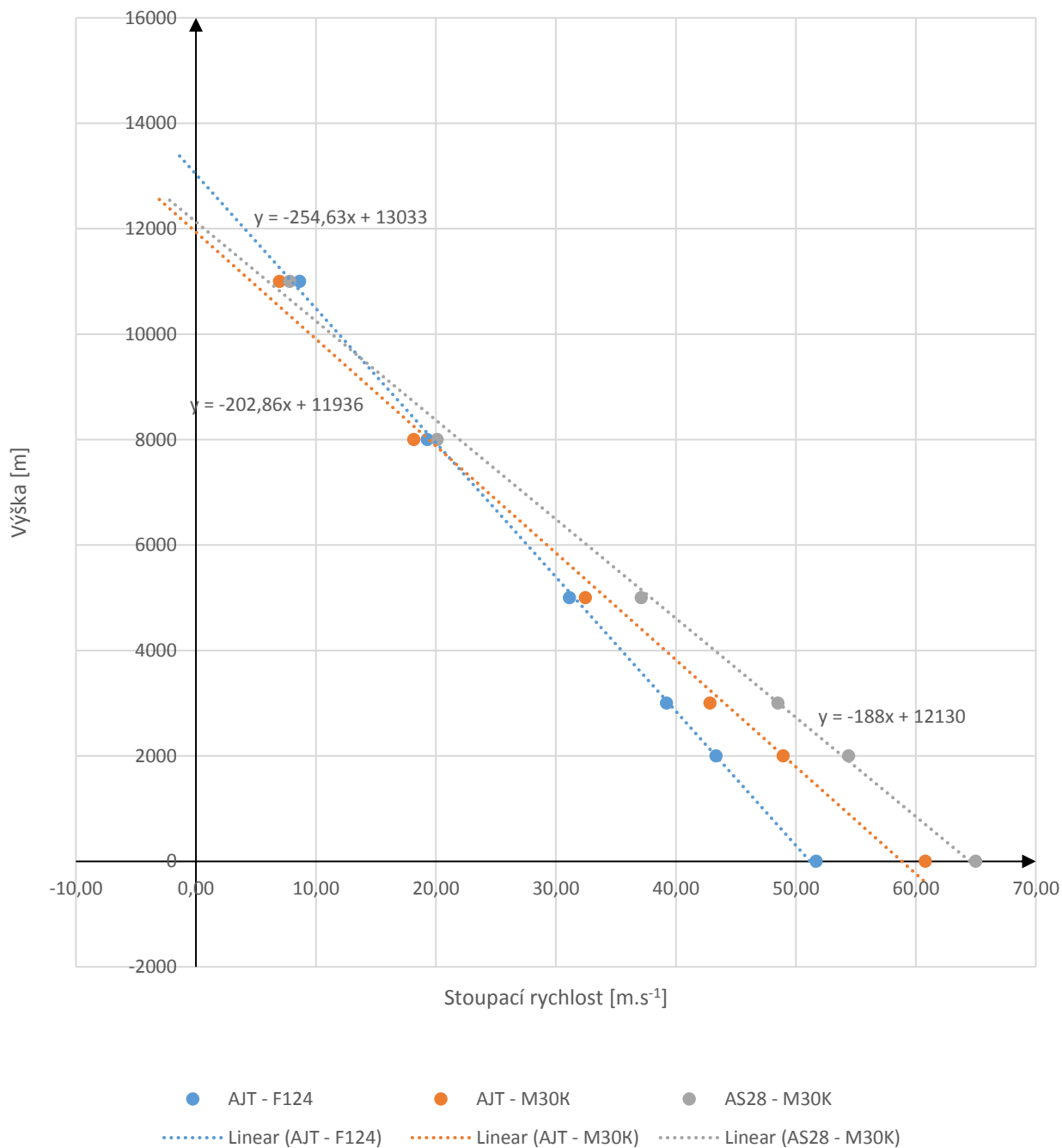
AJT - F124		AJT - M30K		AS28 - M30K	
Dostup (Metric)		Dostup (Metric)		Dostup (Metric)	
Výška	$v_{y_{\max}}$	Výška	$v_{y_{\max}}$	Výška	$v_{y_{\max}}$
[m]	[m/s]	[m]	[m/s]	[m]	[m/s]
0	51,68	0	60,78	0	64,98
2000	43,33	2000	48,94	2000	54,39
3000	39,21	3000	42,83	3000	48,49
5000	31,11	5000	32,44	5000	37,09
8000	19,26	8000	18,15	8000	20,10
11000	8,64	11000	6,95	11000	7,81

Tabulka 37 – Maximální stoupací rychlosti pro dané konfigurace

Díky špatným výškových charakteristikám nové pohonné jednotky, je maximální teoretický i praktický dostup dosažen v kombinaci s pohonou jednotkou F124. Maximální praktický dostup je snížen díky nové pohonné jednotce o více než 1 km. Modifikace křídla pomohla nové jednotce o pouhých 270 m.

Na závěr, lze z proložených křivek a odečtených hodnot programem Plot Digitizer vidět rozdíl v odečtených a spočítaných hodnotách. Rozdíl se pohybuje v maximálních hodnotách 40 N. Při těchto hodnotách, se maximální chyba pohybovala v toleranci 0,004 %.

Dostupy



Obrázek 41 – Teoretické dostupy

Praktické dostupy byly odečteny z grafu a jejich hodnoty jsou následující:

Konfigurace	AJT - F124	AJT - M30K	AS28 - M30K
Teoretický dostup [m]	13 063	11 910	12 179
Praktický dostup [m]	12 901	11 830	12 044

Tabulka 38 – Teoretické a praktické dostupy

4.3 Doby výstupů do FL100, FL200, FL300

Letové hladiny jsou uváděny ve stovkách stop s předponou FL, tedy letová hladina ve výšce $h = 10000 \text{ ft}$ bude označena jako FL100. Jelikož známe rovnice stoupacích rychlostí, které jsou uvedeny na rovnicích v obrázku č. Obrázek 41 – Teoretické dostupy, lze integrací výrazu rovnice (4.5) dostat čas dostupu do požadované letové hladiny. [3]

(4.5)

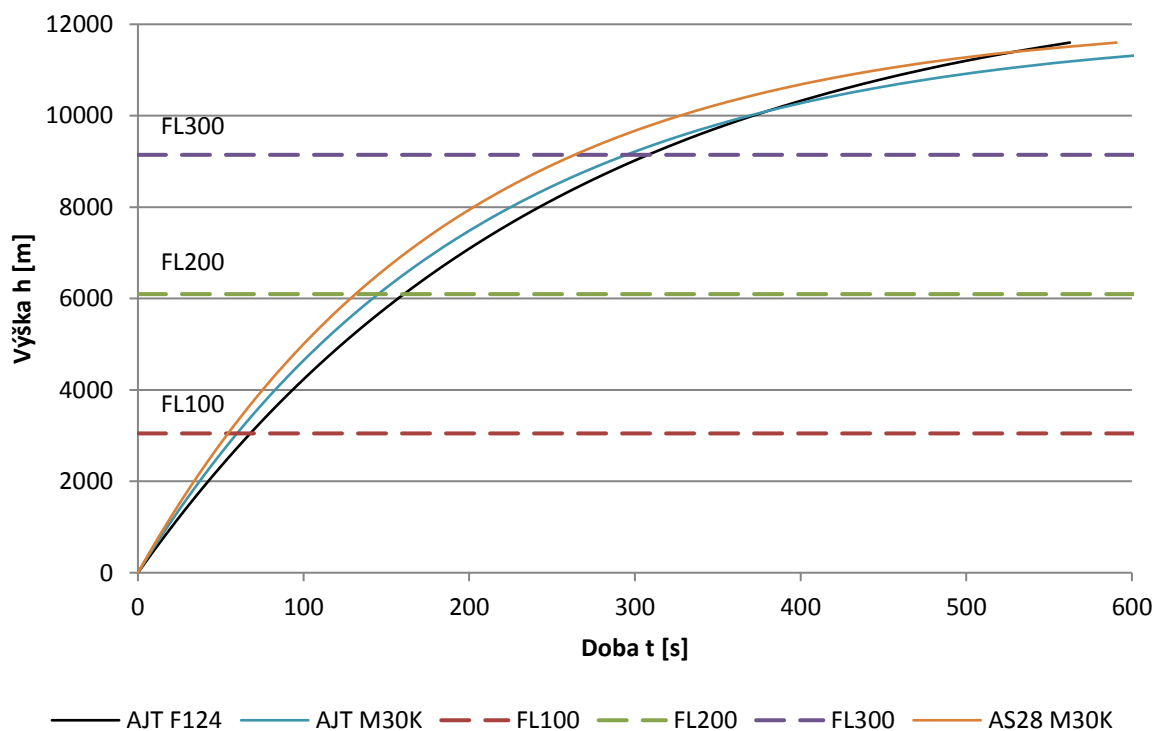
$$t = \int_0^{FL} \frac{1}{v_y} dH$$

Hodnoty byly zpracovány pomocí programu Excel a výsledné hodnoty dob výstupů a požadovaných letových hladin, pro jednotlivé konfigurace, jsou uvedeny v tabulce č. Tabulka 39.

Doba výstupů - AJT, F124			Doba výstupů - AJT, M30K			Doba výstupů - AS28, M30K		
	t	t		t	t		t	t
	[s]	[h:mm:ss]		[s]	[h:mm:ss]		[s]	[h:mm:ss]
FL 100	68	0:01:08	FL 100	60	0:01:00	FL 100	54	0:00:54
FL 200	161	0:02:41	FL 200	145	0:02:25	FL 200	131	0:02:11
FL 300	308	0:05:08	FL 300	295	0:04:55	FL 300	264	0:04:24

Tabulka 39 – Doby výstupů do jednotlivých hladin

Doba výstupu do letových hladin



Obrázek 42 – Doba výstupu do předepsaných letových hladin

Doby výstupu do předepsaných letových hladin jsou ve prospěchu pohonné jednotky M30K.

4.4 Násobek v ustálené horizontální zatáčce, REFW

Omezení v ustálené zatáčce je buď dovoleným násobkem, maximálním součinitelem vztlaku a nebo maximálním využitelným výkonem resp. tahem. V případě této diplomové práce se u letounů AJT a AS28 pouze zjišťuje možný dosažitelný násobek vlivem maximálního součinitele vztlaku, neboli fyzikálního omezení a využitelného tahu jelikož se porovnávají dva druhy pohonných jednotek. Násobky se porovnají v nulové výšce a pro výšku 11 km dle MSA.

K již známým hodnotám polár letounů v určitých Machových číslech z kapitoly 3.3.1 a 3.3.2 se násobky v závislosti na rychlosti spočítaly pro dané Machova čísla. Za Tah se dosadili rovnice proložených křivek využitelného tahu pro dané výšky uvedené v příloze (12).

V závislosti na rychlosti letu, je potřeba zjistit ze statické rovnováhy letu potřebný součinitel odporu pro let dle rovnice (4.6). [3]

(4.6)

$$CD = \frac{2 \cdot T_v}{\rho \cdot v_\infty^2 \cdot S}$$

K příslušnému součiniteli odporu, pro danou rychlost (Machovo číslo) se odečte potřebný součinitel vztlaku. Pokud součinitel odporu bude vyšší než je uvedeno na poláře, bude dosazen za součinitel vztlaku jeho maximální hodnota pro daný letoun. K tomuto dochází zejména při nižších rychlostech, kdy je letoun omezen fyzikálně (nelze dosáhnout většího součinitele vztlaku). Následně se pomocí součinitele vztlaku získá násobek dle rovnice (4.7).

(4.7)

$$n = \frac{L}{G} = \frac{CL \cdot 0,5 \cdot \varphi \cdot v_\infty^2 \cdot S}{m \cdot g}$$

Pro lepší přehlednost diagramu, se z násobku spočítá úhlová rychlost zatáčení spojením rovnic (4.8) a (4.9) a následně pomocí diagramu lze odečíst příslušný poloměr zatáčky, násobek, či rychlost zatáčení v závislosti na rychlosti letu. Do diagramu se vynesli tři známé konfigurace a jejich maximální omezení. [3]

(4.8)

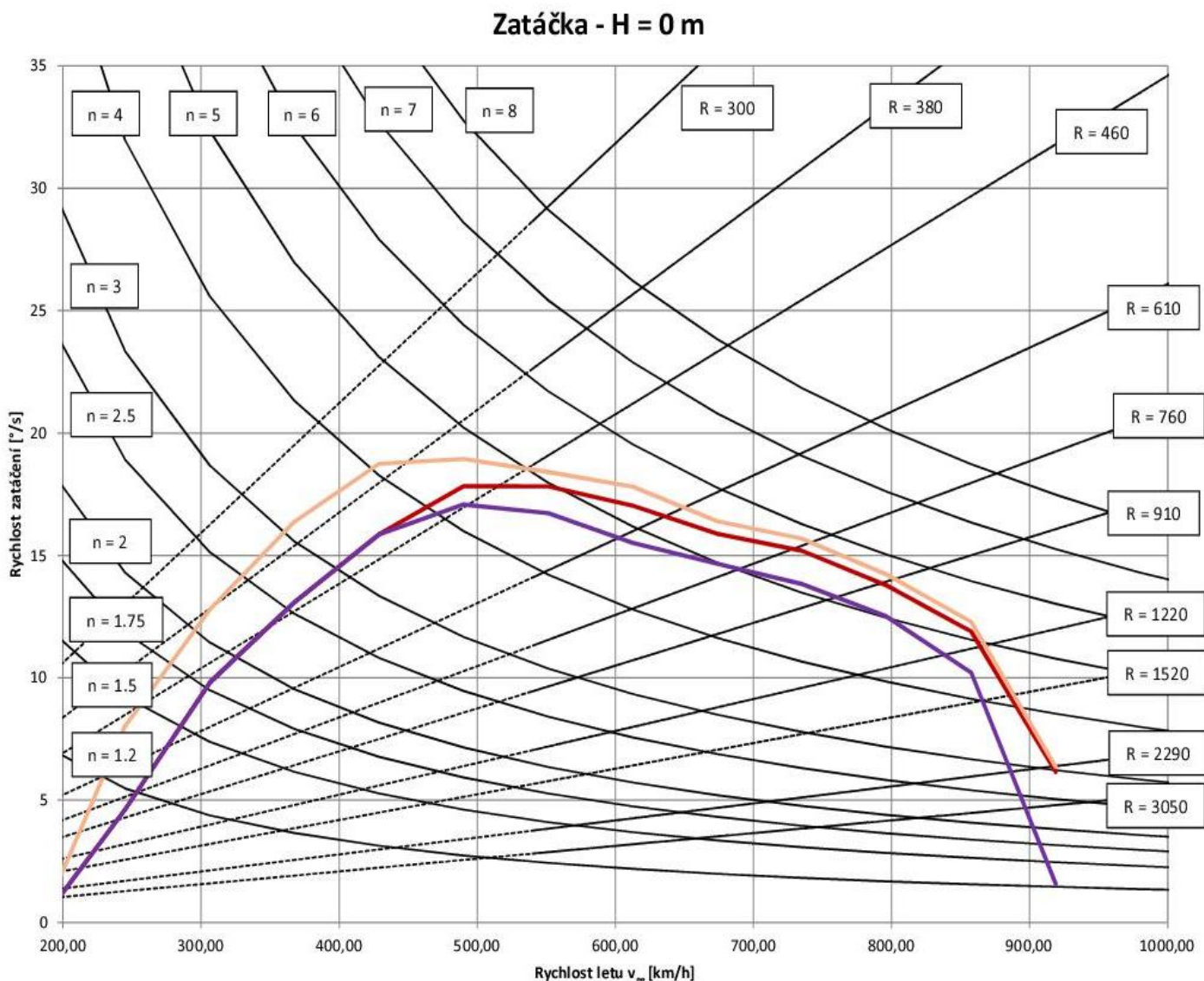
$$\omega = \frac{360}{t}$$

(4.9)

$$t = \frac{2\pi \cdot v_\infty}{g\sqrt{n^2 - 1}}$$

4.4.1 Maximální násobek pro výšku $h = 0$ m

Hodnoty pro výšku $h = 0$ m jsou maximální dosažitelné hodnoty na letounu, jelikož s rostoucí výškou klesají vlivem využitelného tahu, hustoty atd. Číselné hodnoty jsou součástí přílohy (21).

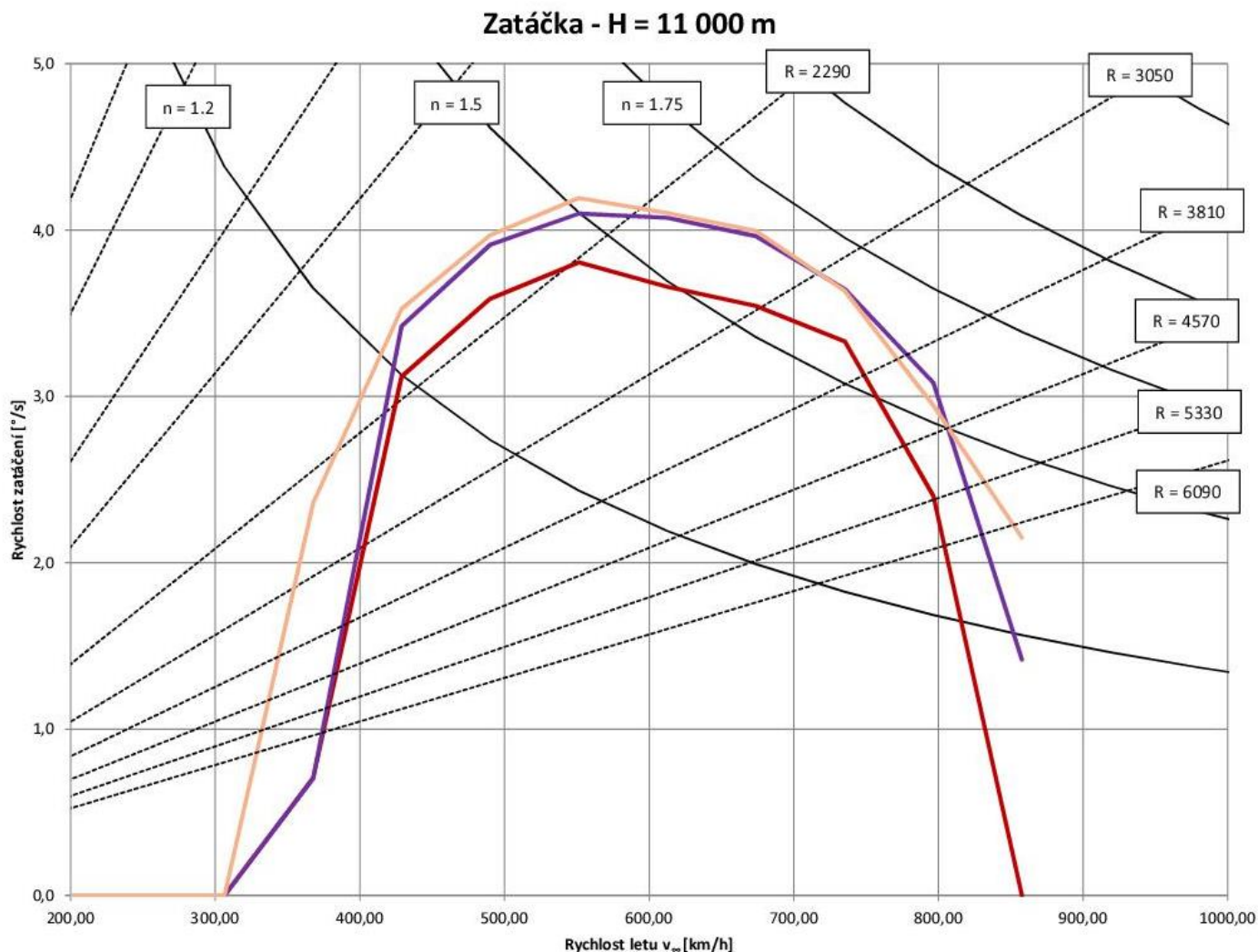


Obrázek 43 – Omezení v zatáčce vlivem pohonné jednotky. Legenda: Fialová – AJT, F124, Červená – AJT, M30K, Oranžová – AS28, M30K

Z číselných hodnot a grafu lze vyčíst, že maximální hodnoty se pohybují v rozmezí $n = 5,12 - 5,79$ v závislosti na konfiguraci při rychlostech $M = 0,6$. Pouhá změna pohonné jednotky zvětšila násobek u letounu AJT o $n = 0,49$.

4.4.2 Maximální násobek pro výšku $h = 11\ 000\text{ m}$

Jako další srovnávací výška byla vybrána výška $h = 11\text{ km}$, jelikož v této výšce je využitelný tah vyšší na pohonné jednotce F124. Číselné hodnoty jsou součástí přílohy č. (22).



Obrázek 44 - Omezení v zatáčce vlivem pohonné jednotky. Legenda: Fialová – AJT, F124, Červená – AJT, M30K, Oranžová – AS28, M30K

Z grafu lze vidět, patrné rozdíly v pohonných jednotkách a konfiguracích letounů. Násobek pro konfiguraci AJT – F124 a AS28 – M30K jsou velice podobné. Maximální hodnota násobku je $n = 1,66$, kdežto u konfigurace AJT – M30K v této výšce je $n = 1,57$.

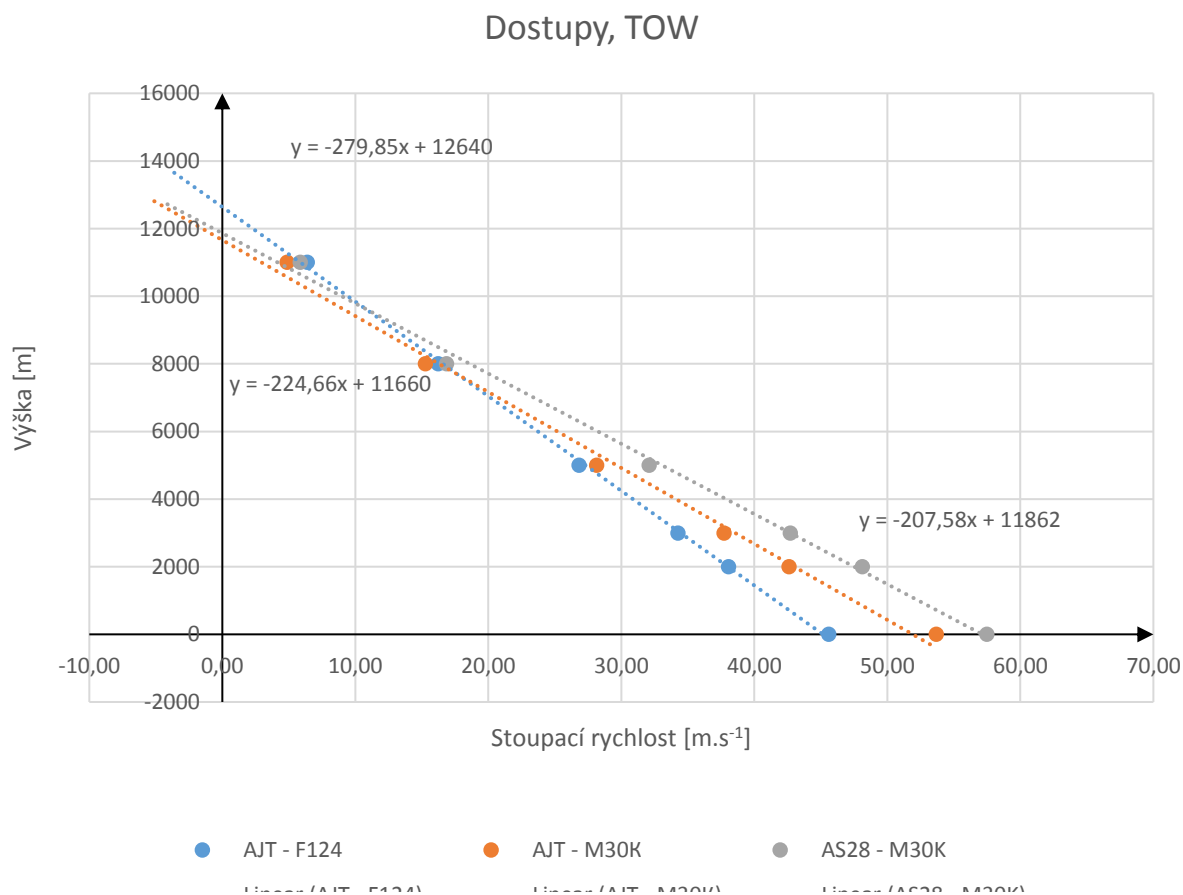
4.5 Praktický dostup, TOW

Praktický dostup se spočítá naprosto stejně jak je uvedeno v kapitole 0 a vzorce se použijí z kapitoly 4.1. Pouze se změní výchozí hmotnost na hmotnost TOW = 5970. Byly vybrány maximální hodnoty stoupacích rychlostí v jednotlivých výškách a zapsány do tabulky č. Tabulka 40.

AJT - F124		AJT - M30K		AS28 - M30K	
Dostup (Metric)		Dostup (Metric)		Dostup (Metric)	
Výška	$v_{y_{max}}$	Výška	$v_{y_{max}}$	Výška	$v_{y_{max}}$
[m]	[m/s]	[m]	[m/s]	[m]	[m/s]
0	45,60	0	53,68	0	57,49
2000	38,06	2000	42,62	2000	48,12
3000	34,26	3000	37,73	3000	42,72
5000	26,82	5000	28,15	5000	32,09
8000	16,25	8000	15,26	8000	16,87
11000	6,38	11000	4,88	11000	5,87

Tabulka 40 – Stoupací rychlosti pro jednotlivé výšky pro hmotnost TOW.

Stoupací rychlosti byly následně proloženy lineární křivkou a praktické dostupy byly odečteny pro stoupací rychlost $v_y = 0,5 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$.



Obrázek 45 – Teoretický a praktický dostup pro TOW.

Hodnoty dostupů byly zpracovány do tabulky Tabulka 41. Oproti REFW hmotnosti, se maximální praktické dostupy liší v rozmezí 250 – 500 m. Největší dosažitelný dostup je pořád v konfiguraci s pohonnou jednotkou F124, jelikož má lepší výškové charakteristiky než M30K a změna profilu křídla zvětšila dostup pouze o 230 m.

Konfigurace	AJT - F124	AJT - M30K	AS28 - M30K
Teoretický dostup [m]	12 640	11 660	11 862
Praktický dostup [m]	12 490	11 522	11 752

Tabulka 41 – Číselné hodnoty dostupů pro TOW.

4.6 Délka doletu při optimální výšce a rychlosti s rezervou paliva 500 lbm (227 kg), TOW

Pro stanovení a zejména ke srovnání doletů všech tří konfigurací, byly při výpočtu uvažovány tyto podmínky letu:

- Konstatní výška h
- Stálá přípust' paliva q_T
- Konstatní úhel náběhu letounu α

Ve skutečnosti je nutno, v důsledku poklesu hmotnosti letadla o spotřebované palivo, při údržení konstatního úhlu náběhu α , změnšovat rychlost letu v , nebo při letu s konstatní přípustí postupně zmenšovat α , tj.j. zvyšovat rychlost letu v . Z tohoto hlediska je výhodný (zvláště u letounů s proudovým pohonem) let se stálou pšípustí pohonných jednotek a stálou rychlostí letu, který je při zmenšující se hmotnosti ketadka mírně vzestupný. Změny rychlosti letu, případně i výšky letu jsou však velmi pomalé, takže použití rovnic pro ustálený vodorovný let je v prvním přiblížení oprávněné (strana 51 [3]).

Z již vypočtených hodnot z kapitoly 4.1 byla vybrána pro srovnání výška letu $h = 11\ 000$ m a úhel náběhu $\alpha \approx 2,5^\circ$. Letoun AJT si udržuje úhel náběhu $\alpha = 2,5^\circ$ při rychlost $M = 0,7$, kdežto letoun AS28 má úhel náběhu $\alpha = 3^\circ$ při rychlosti $M = 0,6$. Rozdíl $0,5^\circ$ je zanedbatelný při použitých výpočtech. Nutno podotknout, že se nemusí jednat o maximální dolety letounů, jelikož u proudových letounů je z aerodynamického hlediska dolet nejvíce ovlivněn poměrem \sqrt{CL}/CD . Maximální možný dosažitelný poměr určuje nejdelší dolet pro danou výšku.

Celková spotřeba paliva při výpočtech tedy činí $Q_0 = 1550 - 226,8 = 1323,2$ kg. Výchozí výpočty jsou udány v tabulce č. Tabulka 35. Od výrobce jsou dostupné podklady spotřeby za jednotku času. Při výpočtech je potřeba použít speciální motorovou spotřebu pro proudový motor, která se získá vydělením potřebným tahem pro ustálený vodorovný přímočarý let. Hodnoty jsou součástí přílohy (23). Celkový dolet se počítal dle rovnice (4.10). [3]

(4.10)

$$s = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \frac{2}{q_T} \frac{1}{g} \frac{\sqrt{CL}}{CD} \sqrt{\frac{G}{S}} \left(1 - \sqrt{1 - \frac{Q_0}{m}} \right)$$

M [-]	q_t [kg/h]	q_T [kg/s.N]	$CL^{0,5}/CD$ [-]	t_s [hh:mm:ss]	s [km]
0,30	482	1,84E-05	7	2:44:44	1046
0,40	508	2,44E-05	12	2:36:21	1337
0,50	544	2,98E-05	16	2:25:51	1476
0,60	591	3,13E-05	18	2:14:26	1532
0,70	650	2,79E-05	17	2:02:13	1603
0,80	728	1,84E-05	11	1:49:04	1624

Tabulka 42 – Dolety konfigurace AS28 – M30K

M [-]	q_t [kg/h]	q_T [kg/s.N]	$CL^{0,5}/CD$ [-]	t_s [hh:mm:ss]	s [km]
0,30	633	2,35E-05	8	2:05:30	877
0,40	665	2,99E-05	11	1:59:20	1027
0,50	713	3,60E-05	15	1:51:20	1134
0,60	777	3,88E-05	17	1:42:11	1176
0,70	854	3,38E-05	15	1:32:59	1197
0,80	937	2,09E-05	13	1:24:44	1702

Tabulka 43 – Dolety konfigurace AJT – F124

M [-]	q_t [kg/h]	q_T [kg/s.N]	$CL^{0,5}/CD$ [-]	t_s [hh:mm:ss]	s [km]
0,30	482	1,79E-05	8	2:44:44	1153
0,40	508	2,28E-05	11	2:36:21	1346
0,50	544	2,75E-05	15	2:25:51	1486
0,60	591	2,95E-05	17	2:14:26	1548
0,70	650	2,57E-05	15	2:02:13	1573
0,80	728	1,62E-05	13	1:49:04	2191

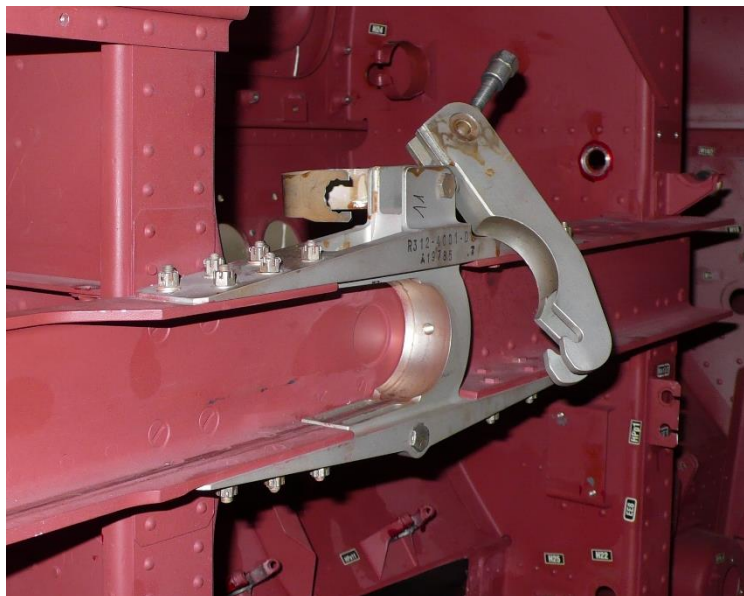
Tabulka 44 – Dolety konfigurace AJT – M30K

Snížená spotřeba pohonné jednotky M30K kladně přispívá a navýší dolet zhruba o necelých 400 km, při zvolených optimálních hodnotách, což není zanedbatelná hodnota. Tento dolet se bude snižovat s klesající výškou letu. Je pravděpodobné, že rozdíl v praxi nebude dosahovat stejných hodnot, ale zvětšení v rozsahu 300 – 400 km je pravděpodobné.

Zajímavé je také srovnání doby pro vyčerpání rezervy, kdy konfigurace AJT – F124 vydrží při stejných podmínkách 15,75 min, tak s novou pohonnou jednotkou M30K dostane 5 minutovou rezervu navíc s celkovým časem 20:35 [hh:mm]. Modifikace křídla se vyšplhá až na celkových 22:38 [hh:mm].

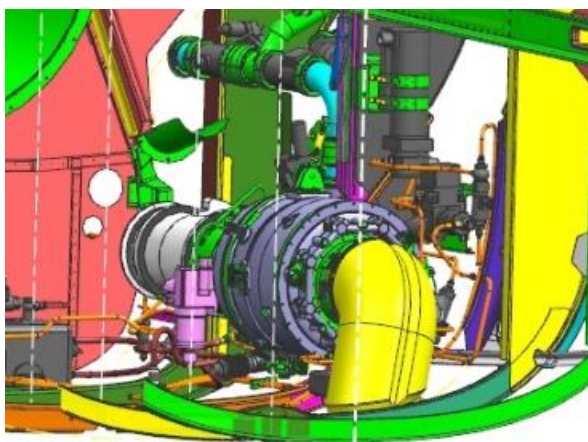
5. Změny v konstrukci draku vzhledem k zástavbě nové pohonné jednotky

Momentálně je na modelu AJT uložen hlavní čep, neboli kulový závěs, mezi hlavními trupovými přepážkami X2 a X4, tak jak je zobrazeno na obrázku Obrázek 47. Z tohoto důvodu je nutné zesílení trupových přepážek, aby byly schopny přenést zatížení na trup. U nové pohonné jednotky by rozměry uchycení na kulový závěs vycházely daleko lépe, a je dost možné, že by se vlastní závěs umístil do roviny přepážky X4 a je tu možnost pro možné odlehčení konstrukce zadní části trupu.



Obrázek 47 – Kulový závěs mezi přepážkami X2 a X4.

Toto umístění je pouze úvaha a až reálné studie, kdy se provede kompletní instalace vybavení, avioniky, radaru apod., ukáže jak moc je proveditelná. Díky vysokým hmotnostem pohonné jednotky, lze letoun obecně na závěr vyvažovat dle potřeby a dle modifikace. V horším případě je nutno přidat tzv. protizávaží neboli „mrtvou váhu“ aby letoun měl požadované letové vlastnosti.



Obrázek 46 – Pomocná pohonná jednotka APU

V původní verzi letounu AJT je v zadní části trupu také umístěna záložní pohonná jednotka neboli APU, které slouží k nastartování primární pohonné jednotky. Nastává zde otázka, zda

by v budoucnu nemohla pomocná jednotka, také plnit například funkci generátoru pro klimatizaci při stání na stojánce před vzletem. Nutno zohlednit proud výstupních spalin a vlastní umístění pomocné jednotky. V původní verzi AJT je totiž kanál výstupního ústrojí nasměřován pod letoun, tak jak je znázorněno na obrázku č.Obrázek 46.

Díky rozdílným rozměrům umístění hlavního čepu na pohonných jednotkách a délek pohonné jednotky, bude nutné zohlednit výhody a nevýhody jednotlivých konstrukčních řešení, které při realizaci mohou nastat. Vlastní poloha pomocné jednotky APU může mít také výrazný vliv na konečné konstrukční řešení umístění pohonné jednotky.

6. Závěr

Vzhledem k dostupným aerodynamickým podkladům letounů bylo nutno provést korekce na stlačitelnost pro získání polár v závislosti na vyšších Machových číslech pro stanovení letových výkonů. K podobnosti aerodynamického tvaru letounů AJT a AS28 s letounem L-39, byly korekce navíc přenášeny koeficienty k_x a k_y aby se korekce co nejvíce přiblížili hodnotám letounu L-39.

Ještě před samotnou aplikací korekcí, byly provedeny korekce na poláry pro $M = 0,3$ na vyvažovací síly, neboli přírůstek odporu od vodorovných kormidel. Zde je vidět rozdíly v průběhů klopivých momentů letounů AJT a AS28. Letoun AS28 díky momentových charakteristikám potřebuje větší výchylky výškových kormidel tím pádem budou větší síly v řízení.

Z tahových diagramů je vidět nepatrný rozdíl v maximálních rychlostech, rozdíl se pohybuje v rozmezí 0,03 Machu. Zajímavý je zlom, který nastává při výšce $h = 8$ km, kdy využitelné tahy obou pohonných jednotek jsou téměř identické. V této výšce má motor F124 přebytek výkonu při nižších rychlostech ($< 0,55 M$), kdežto pohonná jednotka M30K ve vyšších rychlostech. Při výšce 11 km motor Honeywell dosahuje vyšších využitelných tahů.

Díky nové pohonné jednotce, při nižších výškách pod 8 km, má letoun k dispozici až $16 m \cdot s^{-1}$ stoupací rychlosti navíc v modifikaci AS28 – M30K než původní verze AJT – F124. Pohonná jednotka ale ztrácí s rostoucí výškou na přebytku tahu a ve výšce 11 km opět dominuje motor Honeywell. S tím jsou také spojeny teoretické a praktické dostupy, kdy díky zástavbě nové pohonné jednotky může maximální dostup klesnout až o hodnotu 1,1 km na výsledných 11 800.

Díky uváděným hodnotám ve spotřebě, je na první pohled vidět, že pohonná jednotka M30K má nižší spotřebu. Při výpočtech se dolety s 500 lb rezervou paliva zvětšily v rozmezí 300 – 400 km dle modifikace. Výpočty doletů jsou závislé na mnoha aerodynamických parametřů a pro větší přesnost je navrhována důkladnější studie.

Násobky díky zvětšenému využitelnému tahu se zvětšily až o $n = 0,5$ při výšce $h = 0$ m.

Parametry pro vzlet a přistání nebyly spočteny, pro budoucí studie stojí za zmínku se podívat také na rozdíly délky rozjezdů a dojezdů a také změna potřebné dráhy pro vzlet a přistání vlivem zástavby nové pohonné jednotky. Důležité bude především srovnání původního profilu s novým profilem na letounu AS28.

Zástavba nové pohonné jednotky bude vyžadovat důkladnější studie, jelikož možností se nabízí hned několik. Je třeba důkladně analyzovat hmotové vyvážení letounu v závislosti na změně pohonné jednotky (s tím souvisí především poloha těžiště a hmotnost) a případné nové instalace doplňkových systémů pro modernizaci vybavení.

7. Použitá literatura

- [1] BROŽ, Václav. Aerodynamika nízkých rychlostí: Určeno pro stud. fak. strojní. 3. vyd. Praha: ČVUT, 1990. ISBN 80-010-0198-9.
- [2] Zpráva č. V-1707/00 – Měření modelu cvičného letounu s výzkumným křídlem
Vypracoval: Ing. Tomáš Beneš
Datum: 2000
- [3] POKORNÝ, Vlastimil a Radim MALÁTEK. Mechanika letu: Letové vlastnosti. Praha, 2010.
- [4] BROŽ, Václav. Aerodynamika vysokých rychlostí: Určeno pro stud. fak. strojní. 2. vyd. Praha: ČVUT, 1990.
- [5] ATASSI, H.M. *Compressibility Effects on Airfoil Lift* [online]. [cit. 2017-07-20]. DOI: AME-60639.
- [6] HOŘENÍ, Bohumil. *Aerodynamické charakteristiky letadel užívaných v ČSR letectví*. Brno.

Seznam příloh

- (1) PŘÍLOHA – Polára AJT a AS28 s výchylkou klappek
- (2) PŘÍLOHA – Momentové charakteristiky AJT a AS28 s klapkou
- (3) PŘÍLOHA – Polára AJT a AS28 s výchylkou výšk. kormidla, $\eta_{kl} = 0^\circ$
- (4) PŘÍLOHA – Polára AJT a AS28 s výchylkou výšk. kormidla, $\eta_{kl} = 44^\circ$
- (5) PŘÍLOHA – Momentové čary s výchylkou výškových kormidel AJT a AS28
- (6) PŘÍLOHA – Vyvážená polára v konfiguraci bez vysunutých klappek pro AJT a AS28
- (7) PŘÍLOHA – Vyvážená polára ve vzletové konfiguraci pro AJT a AS28
- (8) PŘÍLOHA – Vyvážená polára v přistávací konfiguraci AJT a AS28
- (9) PŘÍLOHA – Polára letounu L-39
- (10) PŘÍLOHA – Polára letounu AJT v závislosti na M
- (11) PŘÍLOHA – Polára letounu AS28 v závislosti na M
- (12) PŘÍLOHA – Tahové diagram pohonných jednotek
- (13) PŘÍLOHA – Číselné hodnoty tahových diagramů F124 (1/3)
- (14) PŘÍLOHA – Číselné hodnoty tahových diagramů M30K (1/3)
- (15) PŘÍLOHA – Tahový diagram pro $h = 0$ m (1/2)
- (16) PŘÍLOHA – Tahový diagram pro $h = 2000$ m (1/2)
- (17) PŘÍLOHA – Tahový diagram pro výšku $h = 3000$ m (1/2)
- (18) PŘÍLOHA – Tahový diagram pro výšku $h = 5000$ m (1/2)
- (19) PŘÍLOHA – Tahový diagram pro výšku $h = 8000$ m (1/2)
- (20) PŘÍLOHA – Tahový diagram pro $h = 11000$ m (1/2)
- (21) PŘÍLOHA – Násobek v zatáčce pro $h = 0$ m (1/2)
- (22) PŘÍLOHA – Násobek v zatáčce pro $h = 11\ 000$ m (1/2)
- (23) PŘÍLOHA – Tahový diagram pro $h = 11$ km, TOW