



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ v Praze

Fakulta dopravní

Bc. Adam Tyll

Návrh provozní dokumentace ultralehkého letadla TL-32
Typhoon ČVUT

Diplomová práce

Vedoucí: Ing. Martin Novák, Ph.D.

Ing. Robert Theiner, Ph.D.

2015



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta dopravní
d ě k a n
Konviktská 20, 110 00 Praha 1

K621..... Ústav letecké dopravy

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení studenta (včetně titulů):

Bc. Adam Tyll

Kód studijního programu a studijní obor studenta:

N 3710 – PL – Provoz a řízení letecké dopravy

Název tématu (česky): **Návrh provozní dokumentace ultralehkého letounu
TL - 32 Typhoon ČVUT**

Název tématu (anglicky): Design of Operational Documentation of Ultralight Airplane
TL-32 Typhoon ČVUT

Zásady pro vypracování

Při zpracování diplomové práce se řiďte osnovou uvedenou v následujících bodech:

- Úvod
- Požadavky na provozní dokumentaci dle letecké legislativy LAA ČR
- Typový návrh letounu
- Návrh letové a provozní příručky letounu
- Výpočty užitečného zatížení
- Závěr

- Rozsah grafických prací: dle pokynů vedoucího diplomové práce
- Rozsah průvodní zprávy: minimálně 55 stran textu (včetně obrázků, grafů a tabulek, které jsou součástí průvodní zprávy)
- Seznam odborné literatury: Předpisy UL-2, LA-2
Špunda, J. : Stavebná mechanika a pevnost letounu, skripta VAAZ Brno, poř. č. tisku 2010; Brno 1961
Aircraft Weight and Balance Handbook, U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, FAA-H-8083-1, 1999

Vedoucí diplomové práce:

Ing. Martin Novák, Ph.D.
Ing. Robert Theiner, Ph.D.

Datum zadání diplomové práce:

31. července 2014

(datum prvního zadání této práce, které musí být nejpozději 10 měsíců před datem prvního předpokládaného odevzdání této práce vyplývajícího ze standardní doby studia)

Datum odevzdání diplomové práce:

31. května 2015

- a) datum prvního předpokládaného odevzdání práce vyplývající ze standardní doby studia a z doporučeného časového plánu studia
b) v případě odkladu odevzdání práce následující datum odevzdání práce vyplývající z doporučeného časového plánu studia



doc. Ing. Daniel Hanus, CSc.
vedoucí
Ústavu letecké dopravy



prof. Dr. Ing. Miroslav Svítek
děkan fakulty

Potvrzuji převzetí zadání diplomové práce.



Bc. Adam Tyll
jméno a podpis studenta

V Praze dne31. července 2014

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem zadanou diplomovou prací vypracoval sám, za pomoci vedoucích práce. Zároveň prohlašuji, že jsem čerpal pouze ze zdrojů uvedených na konci této práce a postupoval jsem v souladu s Metodickým pokynem o etické přípravě vysokoškolských závěrečných prací.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č. 121/2000 Sb. o autorském právu a právech souvisejících s autorským právem a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne 31.5.2015

Podpis.....

Bc. Adam Tyll

Poděkování

Tímto bych chtěl poděkovat vedoucím své diplomové práce Ing. Martinu Novákovi, Ph.D a Ing. Robertu Theinerovi, Ph.D. za velkou pomoc při zpracovávání práce a za cenné rady, které mi byly z jejich strany poskytnuty. Dále bych chtěl poděkovat svému kolegovi Bc. Zdeňku Noskovi, s nímž jsem na projektu pracoval.

Nakonec bych chtěl poděkovat mým rodičům a sestře, a celé rodině, za jejich velkou podporu po celou dobu mého studia. Poděkování za podporu patří rovněž mé přítelkyni a její rodině.

Abstrakt

Tato diplomová práce je zaměřena na uvedení ultralehkého letounu TL-32 Typhoon ČVUT do provozu. Práce je rozdělena na dvě části, z toho první část se zabývá tvorbou nezbytné dokumentace pro letoun. To je požadavky na dokumentaci letounu a dále se jedná o stanovení technické specifikace letounu a provozní a letovou příručku.

Druhá část práce je zaměřena stanovení hmotnostní obálky, neutrálního bodu a letové obálky provozních násobků.

Abstract

This thesis is focused on put an ultralight aircraft TL-32 Typhoon ČVUT into the operation. The thesis could be divided into two parts. The first part focuses on creation of necessary documentation of the aircraft. These documents are service documentation and technical specification of the aircraft and service documentation.

The second part of the thesis focuses on creation of mass envelope, neutral point and center of gravity limits envelope and flight envelope.

Klíčová slova

Ultralehké letadlo, Letová příručka, Provozní příručka, Typový návrh, neutrální bod, hmotnostní obálka, Letová obálka provozních násobků

Key words

Ultralight aircraft, Service documentation, Technical specification, Neutral point, Center of gravity limits envelope, flight envelope.

Obsah

Úvod.....	17
1 Požadavky na provozní dokumentaci dle letecké legislativy LAA ČR.....	19
2 Technická specifikace TL – 32 Typhoon ČVUT	23
2.1 Tvorba technické specifikace	23
2.2 Ukázka významné části technické specifikace.....	28
2.3 Třípohledový výkres letadla.....	29
2.4 Konstrukce letadla.....	30
2.5 Základní technická data letadla	33
3 Provozní a letová příručka TL-32 Typhoon ČVUT	36
3.1 Provozní a letová příručka – popis	36
3.2 Ukázka významné části letové a provozní příručky.....	37
3.3 Rozměry letadla.....	39
3.4 Třípohledový výkres letadla.....	42
3.5 Provozní omezení	43
3.5.1 Rychlost letu	43
3.6 Nouzové postupy.....	44
3.6.1 Porucha motoru	44
3.6.2 Požár motoru, kouř v kabině.....	46
3.6.3 Nouzové přistání	46
3.6.4 Přistání s poškozeným letadlem.....	46
3.6.5 Vybírání neúmyslné vývrtky.....	47
3.6.6 Nezvyklé vibrace.....	47
3.7 Normální postupy.....	47
3.7.1 Předletová prohlídka	47
3.7.2 Úkony po vstupu do kokpitu.....	49
3.7.3 Úkony před spuštěním motoru a jeho spuštění	50

3.7.4	Pojíždění.....	50
3.7.5	Ohřev motoru a motorová zkouška.....	50
3.7.6	Kontrola před startem.....	51
3.7.7	Vzlet.....	51
3.7.8	Stoupání	51
3.7.9	Let	51
3.7.10	Klesání	51
3.7.11	Úkony v poloze po větru.....	52
3.7.12	Úkony po 3. Zatačce	52
3.7.13	Úkony na finále.....	52
3.7.14	Přistání	52
3.7.15	Opakování přistání	52
3.7.16	Úkony po přistání.....	52
3.7.17	Zastavení motoru.....	53
3.8	Provozní násobky	54
3.9	Hmotnostní obálka	55
3.10	Údržba	56
3.10.1	Uživatelská údržba.....	56
3.10.2	Povinné prohlídky	58
3.11	Manipulace s letadlem.....	59
3.11.1	Tažení a tlačení letadla.....	59
3.11.2	Zvedání letadla.....	59
4	Výpočet užitečného zatížení	60
4.1	Stanovení těžiště.....	60
4.1.1	Stanovení těžiště trupu	60
4.2	Stanovení těžiště křídla	64
4.2.1	Podélné umístění těžiště křídla	64

4.2.2	Příčné umístění těžiště křídla	66
4.3	Vážení ocasních ploch a stanovení jejich těžiště.....	69
4.3.1	Stanovení těžiště bez trupu	71
4.4	Hmotnostní obálka	75
4.4.1	Položky bez posádky.....	76
4.4.2	Subjekt –Osoba 1	76
4.4.3	Subjekt – Osoba 2	77
4.4.4	Subjekt - Osoba 3.....	77
4.4.5	Hranice obálky:	77
5	Neutrální bod	79
5.1	Destabilizace trupem	79
5.2	Stabilizace pomocí vodorovných ocasních ploch	82
5.3	Koeficient vlivu zvíření proudu vzduchu	83
5.4	Výpočet koeficientu K_{VOP}	86
5.5	Výpočet polohy neutrálního bodu	87
5.6	Stanovení statické zásoby stability.....	88
6	Posun křídla a ocasních ploch.....	89
6.1	Návrh možné nápravy nevhodné relace těžiště a neutrálního bodu	89
6.1.1	Modifikace křídla.....	90
6.1.2	Modifikace ocasních ploch	91
6.2	Výpočet variant posunu křídla a ocasních ploch.....	94
6.3	Hmotnostní obálky pro jednotlivé případy.....	96
6.3.1	Hmotnostní obálka $c+r_0$	97
6.3.2	Hmotnostní obálka $c+r_1$	98
6.3.3	Hmotnostní obálka $c+r_2$	99
6.3.4	Hmotnostní obálka $c+r_3$	100
6.3.5	Celková hmotnostní obálka.....	101

7 Závěr.....	103
Zdroje.....	105
<input type="checkbox"/> Tištěné zdroje.....	105
<input type="checkbox"/> Webové zdroje	105

Seznam grafů

Graf 1 Letová obálka provozních násobků	54
Graf 2 Hmotnostní obálka.....	55
Graf 3 Hmotnostní obálka.....	78
Graf 4 Součinitel destabilizace trupem [Zdroj: 2]	81
Graf 5 Stoupání vztlakové čáry VOP [Zdroj: 2]	83
Graf 6 Poměr koncové a počáteční hodnoty bSAT [Zdroj: 2].....	84
Graf 7 Poměr délky ramene VOP, ku polovině délky rozpětí křídla [Zdroj: 2]	85
Graf 8 Nadsazení VOP [Zdroj: 2]	85
Graf 9 Koeficient zakrytí trupem [Zdroj: 2]	87
Graf 10 Hmotnostní obálka pro nulový posun křídla	97
Graf 11 Hmotnostní obálka pro posun o 100 mm.....	98
Graf 12 Hmotnostní obálka pro posun křídla o 200 mm	99
Graf 13 Hmotnostní obálka pro posun křídla o 227 mm	100
Graf 14 Porovnání hmotnostních obálek pro všechny stavy.....	101
Graf 15 Výsledná hmotnostní obálka pro posun o 227 mm	102

Seznam obrázků

Obrázek 1 TL-32 Typhoon ČVUT trup	17
Obrázek 2 Křídla a ocasní plochy TL-32 Typhoon ČVUT	18
Obrázek 3 V-n Obálka obrátů [Zdroj:5]	21
Obrázek 4 Geometrická metoda stanovení střední aerodynamické tětiny	24
Obrázek 5 Nákresy TL- 32 Typhoon ČVUT	29
Obrázek 6 Návrh rozložení přístrojů v kabině [Zdroj: 6, 7]	31
Obrázek 7 Nákresy TL- 32 Typhoon ČVUT	42
Obrázek 8 Schéma předletové prohlídky	48
Obrázek 9 Schéma pro vážení trupu	61
Obrázek 10 Podélné umístění těžiště křídla	64
Obrázek 11 Momentová rovnováha pro křídlo (podélný směr).....	65
Obrázek 12 Schéma příčného umístění těžiště	66
Obrázek 13 Vzdálenosti jednotlivých částí od referenčního bodu	73
Obrázek 14 Vysvětlení bodů hmotnostní obálky	96

Seznam tabulek

Tabulka 1 Základní technická data	33
Tabulka 2 Základní technická data	34
Tabulka 3 Základní technická data	35
Tabulka 4 Rozměry letadla	39
Tabulka 5 Rozměry letadla	40
Tabulka 6 Rychlostní omezení letounu.....	43
Tabulka 7 Značení rychloměru	44
Tabulka 8 Vzdálenosti podvozků a referenčního bodu.....	61
Tabulka 9 Hmotnosti subjektů pro vážení	62
Tabulka 10 Naměřené hodnoty při vážení	62
Tabulka 11 Zvážené hmotnosti křídel.....	64
Tabulka 12 Pozice těžiště pro obě křídla	65
Tabulka 13 Naměřené hodnoty pro stanovení těžiště	66
Tabulka 14 Naměřené hmotnosti pro obě křídla.....	67
Tabulka 15 Příčná poloha těžiště pro obě křídla.....	68
Tabulka 16 Hmotnosti ocasních ploch.....	69
Tabulka 17 Vzdálenosti těžišť ocasních ploch od referenčního bodu	69
Tabulka 18 Hmotnosti jednotlivých částí	71
Tabulka 19 Vzdálenosti potřebné pro stanovení těžiště.....	71
Tabulka 20 Vzdálenosti pro určení hmotnostní obálky	75
Tabulka 21 Poloha těžiště bez trupu a přístrojů.....	75
Tabulka 22 Hodnoty bez posádky.....	76
Tabulka 23 Hodnoty pro osobu 1.....	76
Tabulka 24 Hodnoty pro osobu 2.....	77
Tabulka 25 Hodnoty pro osobu 3.....	77
Tabulka 26 Data vymežující hranice hmotnostní obálky.....	77
Tabulka 27 Neměnné položky pro stanovení hmotnostních obálek s posunem křídla a ocasních ploch.....	89
Tabulka 28 Proměnné položky pro stanovení hmotnostních obálek s posunem křídla a ocasních ploch.....	90
Tabulka 29 Hodnoty posunů křídla.....	90
Tabulka 30 Hodnoty posunu křídla spolu se změnou polohy těžiště.....	91
Tabulka 31 Hodnoty posunů ocasních ploch	91
Tabulka 32 Hodnoty posunu ocasních ploch spolu se změnou polohy těžiště	92
Tabulka 33 Poloha neutrálního bodu a zásoba statické stability pro různé konfigurace	95

Seznam zkratek

EAS – Equivalent air speed – ekvivalentní rychlost

G – Gravity (Weight) – tíhová síla

IAS – Indicated Air speed – indikovaná vzdušná rychlost

km/h – kilometry za hodinu

Kw – kilowatt

L – Lift – vztlačková síla

LAA – Letecká Amatérská Asociace

MSA – mezinárodní standardní atmosféra

MTOW – Maximum Take off Weight – maximální vzletová hmotnost

ot/min – otáčky za minutu

PE – polyetylen

SAT – střední aerodynamická těživa

SLZ – sportovní létající zařízení

SOP – svislá ocasní plocha

ULL (a) – kategorie Ultralehké letadlo

V_{ne} – nepřekročitelná rychlost

V_{no} – maximální konstrukční cestovní rychlost

V_A – manévrovací rychlost

V_{RA} – maximální rychlost v silné turbulenci

VOP – vodorovná ocasní plocha

Úvod

Letadlo, jímž se tato práce zabývá, vychází ze sériově vyráběného stroje TL-32 Typhoon, jenž byl prvotinou dnešního úspěšného výrobce ultralehkých letadel, společnosti TL Ultralight. Tento letoun vychází z rogalu. Z tohoto původu také plyne vzhled a provedení Typhoona. Trup letadla je tvořen trubkovou konstrukcí, jež je kryta pouze laminátem, velmi podobný rogalům. Tím více pak napovídá původní velké plátěné křídlo a motor, který se dostal mimo trup letounů a je umístěn na nosné trubce, na kterou jsou uchycena křídla a ocasní plochy.

Modifikace Typhoona započala projektem na Fakultě strojní ČVUT, kdy byl získán trup původního letounu, viz Obrázek 1, a v rámci místních projektů vzniklo zcela nové křídlo. Toto nové křídlo, jež je kovové a pouze odtokovou hranu a křídélko pokrývá plátno, nahrazuje původní plátěné křídlo. Byly také vyrobeny zcela nové ocasní plochy, které se oproti původním liší, jak velikostí, tak tvarem. Ocasní plochy zůstaly trubkové konstrukce potažené plátnem. Jak křídlo, tak ocasní plochy zachycuje Obrázek 2.



Obrázek 1 TL-32 Typhoon ČVUT trup



Obrázek 2 Křídla a ocasní plochy TL-32 Typhoon ČVUT

Realizace projektu nebyla dokončena z důvodu nevhodné pozice vzpěry vůči křídlu a části letounu byly uloženy ve skladu.

Cílem této práce je vytvoření podkladů, na základě kterých by mohl být letoun uveden do provozu. Práce byla ztížena nedostatkem původních dokumentů.

Základním problémem uvedení letadla do provozu, byla předpokládaná poloha křídla vůči těžišti. V průběhu projektu se postupně, díky prováděným výpočtům, dospělo k výsledkům, které ukázaly skutečnost, jež se ovšem dala předvídat již dopředu. Křídlo se ukázalo jako nevhodné v pozici v jaké by mělo být uchyceno. Předzvěst tohoto výsledku vznikla díky znalosti rozměrů křídla, které bylo použito pro původní TL-32 Typhoon. Původní křídlo je rozměrově větší a je vybaveno flaperonem, který umožňuje nejen klonění letounu, ale také napomáhá ke zvýšení vztlaku, především při přistání. Zároveň se také předpokládá, že původní křídlo Typhoonu je o něco lehčí než nové kovové křídlo.

Díky zjištění, že s křídlem v dané pozici, by letadlo létat nemohlo, bylo rozhodnuto o tom, že se křídlo bude posouvat dozadu. Zároveň s tím bylo také uvažováno o případném posunu ocasních ploch směrem dozadu, aby byla zajištěna dostatečná mohutnost vodorovných ocasních ploch.

1 Požadavky na provozní dokumentaci dle letecké legislativy LAA ČR

Provozní dokumentace je upravována dle předpisu LAA ČR, konkrétně LA 2 a UL-2, který specifikuje nutné požadavky na obsah provozní dokumentace ultralehkého letadla a blíže upravuje, jak postupovat v jednotlivých případech změn, úprav a dalších činností.

Výrobce letadla plně zodpovídá za vedení a tvorbu dokumentace k letadlu. Každá dokumentace obsahuje dvě části:

- Doklady letové způsobilosti
- Provozní a technickou dokumentaci

Doklady letové způsobilosti jsou řešeny kolegy z Fakulty strojní a tato práce se bude zabývat jen Provozní a technickou dokumentací.

Obsah dokumentace je přesně dán předpisem LA 2 Hlava 7 odstavcem 7.2.2.

Provozní a technická dokumentace obsahuje informace a pokyny nutné pro zajištění bezpečného provozu, dále umožňuje vedení záznamů o provozu, údržbě a opravách. Zahrnuje tyto dokumenty:

a) letová a provozní příručka, která obsahuje:

a. údaje o letounu,

b. technický popis,

c. provozní postupy a omezení,

d. pokyny pro obsluhu, údržbu a opravy.

b) dokumentace o provozu a údržbě (letadlová kniha), která umožňuje vedení záznamů o provozu, údržbě, opravách a změnách.

Letová a provozní příručka a dokumentace o provozu a údržbě mohou být zvlášť nebo součástí jednoho celku.[cit. 21.10.2014 Zdroj: 4]

Veškeré části dokumentace podléhají schválení LAA ČR, s tím že taktéž podléhá schvalování jakákoliv změna v této dokumentaci. S tím, že dle předpisu LA 2 odstavce 7.3.1 může změny v dokladech letové způsobilosti provádět pouze LAA ČR. Odstavec 7.3.2.1 specifikuje povinnosti výrobce v případě změny v provozní a technické dokumentaci, což je distribuce těchto změn k majitelům a provozovatelům dotčeného SLZ. [Zdroj:4]

7.3 Změny v technické dokumentaci

7.3.1 Změny v dokladech letové způsobilosti může provádět pouze LAA ČR.

7.3.2 Významné změny v provozní a technické dokumentaci a pokyny a informace o povolených nebo

nařízených konstrukčních změnách, úpravách nebo prohlídkách vydává výrobce po schválení LAA ČR.

Ostatní vydává výrobce a dává LAA ČR na vědomí.

7.3.2.1 Změny v provozní a technické dokumentaci a pokyny a informace o povolených nebo nařízených

konstrukčních změnách, úpravách nebo prohlídkách distribuuje výrobce všem majitelům a provozovatelům dotčených SLZ.

7.3.3 V odůvodněných případech může změny v provozní a technické dokumentaci a pokyny a informace o

povolených nebo nařízených konstrukčních změnách, úpravách nebo prohlídkách vydat hlavní inspektor techniky LAA ČR.

7.3.3.1 Pokyny, informace, změny a nařízení dle 7.3.3 vydává hlavní inspektor techniky v bulletinu LAA ČR. [Zdroj:4]

Předpis UL-2 I, je stavebním předpisem pro SLZ, konkrétně pro ultralehká aerodynamicky řízená letadla. Tento předpis udává minimální požadavky letové způsobilosti pro aerodynamicky řízená ultralehká letadla. Předpis slouží především pro zajištění bezproblémového provozu ultralehkých letadel a tím přispívá k bezpečnosti letového provozu. Předpis UL-2 I stanovuje veškeré požadavky pro certifikaci letadel, respektive pro nabytí letové způsobilosti. Upravuje formu testování draku, pohonné jednotky, ovládacích ploch a dalších součástí letounu. Dále udává také základy pro dostatečnou ergonomii kokpitu. [Zdroj:5]

Pro letovou a provozní příručku je v předpisu UL-2 kapitola II. Letová příručka.

V první části stanovuje všeobecné podmínky pro letovou příručku. Cituji:

- a) *Pro každý letoun musí být vytvořena a předložena Letová příručka. Musí obsahovat minimálně údaje stanovené v následujících bodech.*
- b) *Všechny údaje, které jsou nutné pro bezpečný provoz nebo na základě neobvyklého typu konstrukce, neobvyklého způsobu provozu nebo neobvyklých provozních vlastností musí být jasně stanoveny.*
- c) *Údaje rychlosti letu na ukazateli a v letové příručce musí být ve shodných jednotkách.[Zdroj:5]*

Ve druhém bodu kapitoly II. udává, jaká provozní omezení musí letová příručka obsahovat.

Cituji:

- a) *Omezení rychlosti letu
Musí být stanovena následující omezení:*

- Rychlost letu v_{NE} a pokud to připadá v úvahu, v_{FE} a v_{LO} spolu s definováním jejich významu.
- Omezení maximální přípustné rychlosti větru
- Omezení motoru

b) Hmotnosti

Musí být stanovena následující omezení:

- Maximální vzletová hmotnost
- Hmotnost prázdného letounu a příslušná poloha těžiště
- Rozmístění nákladu

c) Zatížení

Musí být stanovena následující omezení:

- Omezení hmotnosti a krajních poloh těžiště podle kapitoly B. oddíl I. Bod 3 společně s částmi letounu započtenými do prázdné hmotnosti letounu podle bodu 4.
- Údaje, umožňující pilotovi zjistit, zda poloha těžiště a rozložení nákladu různých kombinací zatížení je dosud ve stanoveném přípustném rozsahu.
- Údaje o správném rozmístění odnímatelné zátěže pro každé rozložení nákladu, pro něž je potřebné použití odnímatelné zátěže.

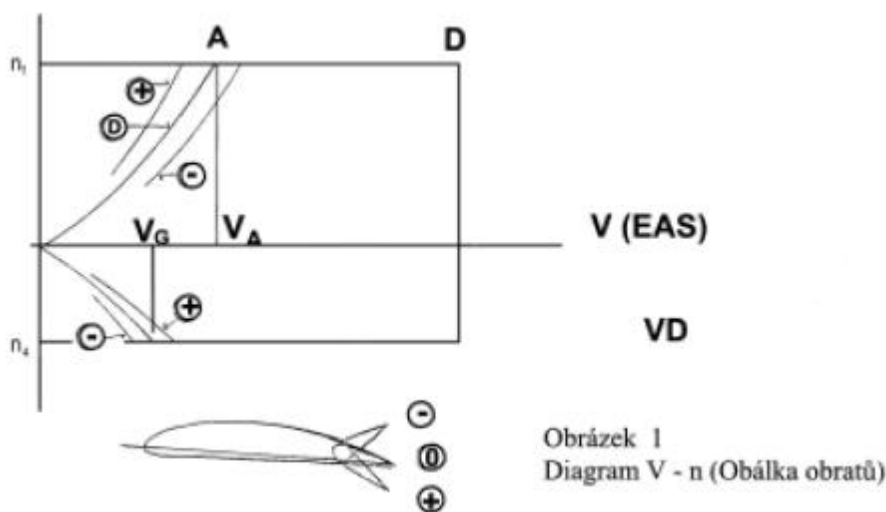
d) Povolené obraty, pro něž je prováděn průkaz, musí být stanoveny společně s přípustným rozsahem poloh vztlačových klappek.

e) Násobky

Jsou stanoveny následující kladné provozní násobky obrátů

- Násobek pro v_A , který odpovídá bodu A viz Obrázek 3 V-n Obálka obrátů.
- Násobek pro v_{NE} , který odpovídá bodu D viz Obrázek 3 V-n Obálka obrátů

(poznámka k a): význam v_{NE} a v_A nutno definovat v závislosti na přípustné činnosti příčných výškových a stranových kormidel) [Zdroj:5]



Obrázek 3 V-n Obálka obrátů [Zdroj:5]

Bod třetí upravuje obsahově informace o postupech během letu, standardních, nouzových.

- a) *Musí být podány údaje o normálních a nouzových postupech, jakož i další případné údaje, které jsou nutné pro bezpečný provoz.*
- b) *Musí být podány informace o postupech pro provedení bezpečného startu a bezpečného přistání na příslušné stanovené vzdálenosti podle kap. B. oddíl II. bod 3. Včetně postupů pro pilotáž při stranovém větru. Musí být podány údaje o nejvyšších složkách bočního větru, které jsou prokázány při startu a přistání, a o tom, zda při tom bylo řízení shledáno jako omezující faktor.*
- c) *Musí být podány následující údaje:*
 - *Rychlost pro nejlepší stoupavost, která nesmí být nižší než ta, která byla použita při průkazu plnění kapitoly B. oddíl II. bod 4.*
 - *Pádová rychlost v různých konfiguracích*
 - *Ztráta výšky od počátku pádu z přímého letu až do obnovení vodorovného letu a maximální úhel podélného sklonu podle kapitoly B, oddíl V. bod 1.*
- d) *Pokud jsou nutné ke spuštění motoru za letu zvláštní postupy, musí být tyto rovněž uvedeny.*
- e) *Musí být podány údaje o bezpečné montáži, nivelaci a demontáži, o kterých se předpokládá, že budou prováděny pilotem před a po letu a mohly by způsobit nepozorovaná poškození.*
- f) *Musí být podány údaje o funkci a obsluze záchranného systému. [Zdroj: 5]*

2 Technická specifikace TL – 32 Typhoon ČVUT

Úvod

Technická specifikace je dokumentem, který slouží k získání veškerých informací o letounu. Tento dokument se předkládá certifikační organizaci. V případě ultralehkého letadla se dokument předkládá Letecké amatérské asociaci České republiky (LAA ČR). Kromě typového návrhu, je samozřejmě nutno předložit také další dokumenty, které obsahují výsledky pevnostních zkoušek, a podobně. Samotná technická specifikace začíná kapitolou 2.2

2.1 Tvorba technické specifikace

Technická specifikace poskytuje veškeré technické údaje o letadle. Obsahuje jeho základní rozměry, aerodynamické parametry, uspořádání a popis konstrukce letounu včetně pohonné jednotky. Většina geometrických parametrů byla stanovena měřením. Původní dokumentace letadla se nedochovala.

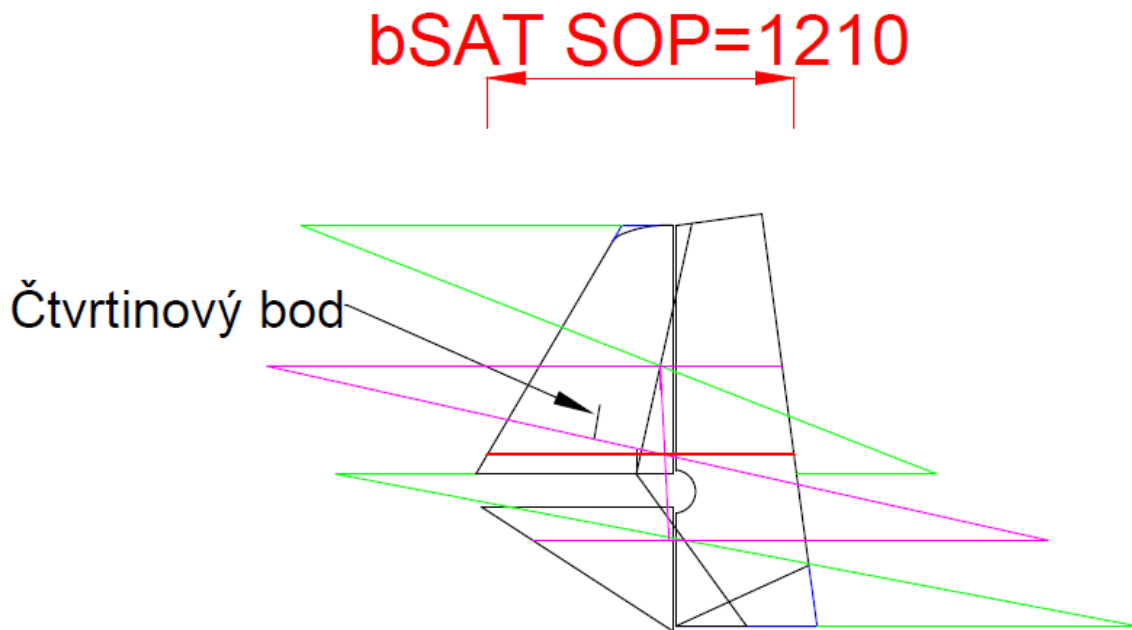
K měření bylo využito délkových měřidel (svinovacích metrů) a posuvných měřidel, aby byla zajištěna dostatečná přesnost. Byly změřeny hodnoty rozpětí (polorozpětí), délka letadla, velikosti kormidel. Stejným způsobem byla vyšetřena velikost ocasních ploch, což bylo náročnější vzhledem k jejich členitosti. Další nutností bylo zaměřit přesně polohu závěsů kormidel a určit jejich polohu.

Hloubka střední aerodynamické tětiny odpovídá hloubce křídla, neboť křídlo má obdélníkový půdorys. Bylo dohledáno, že profil křídla je R III. Křídlo má vzepětí 0.

Geometrie ocasních ploch byla přenesena do elektronické podoby pomocí programu AutoCAD, který umožnil přesnou specifikaci jejich plochy.

Štíhlost křídla byla stanovena výpočtem jako druhá mocnina rozpětí křídla dělená plochou křídla.

Stanovení SAT byla stanovena geometricky v programu AutoCAD



Obrázek 4 Geometrická metoda stanovení střední aerodynamické těživy

Na obrázku 4 jsou modře označeny doplňky do pravidelného tvaru, aby bylo stanovení SAT jednodušší. Zelenou čarou jsou označeny konstrukční čáry, které slouží pro stanovení SAT obou polovin svislé ocasní plochy (složitý tvar vyžadoval rozložení na dva obrazce). Konečně fialovou čarou je stanoven výsledný průřezík, který určuje konečnou SAT (označena červeně) svislé ocasní plochy.

Rozchod kol je určen měření vzdálenosti mezi koly hlavního podvozky. Naproti tomu rozvor je roven vzdálenosti předového podvozku od spojnice podvozků hlavních.

Typový návrh dále specifikuje letadlo z pohledu hmotností. U letadla TL- 32 Typhoon je maximální vzletová hmotnost (MTOW) stanovena pro kategorii ultralehkých letadel předpisem UL-2 LAA ČR. Ten udává hodnotu 450 kg pro letoun bez padákového záchranného systému. Hmotnost prázdného letadla byla stanovena vážením letadla pomocí vah. Vážení bylo provedeno pomocí 3 vah. Pod každé podvozkové kolo se umístí jedna váha, součet je roven celkové hmotnosti. Pro tento případ bylo letadlo váženo prázdné bez paliva, pilotů, přístrojů a i křídel, která byla vážena zvlášť. Stejně taky byly váženy odděleně i ocasní plochy. Takto zjištěná hmotnost nekompletního prázdného letounu k níž byly přičteny hodnoty všech vážených částí činila $m = 137,6$ kg. Stanovení hmotnosti nádrží s palivem bylo provedeno odhadem, přičemž na jednu nádrž připadá přibližně 14 kg.

Návrhové rychlosti letadla jsou stanoveny výpočtem, které udává předpis. Pádová rychlost se stanoví, z rovnosti vztlaku a tíhy letadla. Podrobné stanovení rychlostí se nachází v Příloze 1 této práce.

Stanovení pádové rychlosti

Vztah pro stanovení pádové rychlosti je dán z rovnosti L=G:

$$\frac{1}{2} * \rho * v_{SI}^2 * S * c_{Ymax} = m_{MTOW} * g \quad (1)$$

Z toho

$$v_{SI} = \sqrt{\frac{2 * m_{MTOW} * g}{\rho * S * c_{Ymax}}} \quad (2)$$

Kde:

ρ ... hustota vzduchu [kg/m³]

h... výška s hodnotou 0 m pro MSA (Mezinárodní standardní atmosféru)

$c_{y \max}$... součinitel vztlaku letounu na maximálním úhlu náběhu

S... plocha křídla [m²]

m_{MTOW} ... maximální vzletová hmotnost [kg]

Dosazení

$$v_{SI} = \sqrt{\frac{2 * 450 * 9,81}{1,225 * 1,675 * 11,53}} = 19,32 \text{ [m/s]} = 69,6 \text{ km/h}$$

Po přepočítání na [km/h] známým koeficientem 3,6 dostáváme hodnotu $v_{SI} = 69,6$ [km/h].

Návrhové rychlosti

Dle předpisu lze stanovit pro letadlo se zasunutými klapkami návrhovou rychlost obratu značenou v_A .

Návrhová rychlost obratu

Vzorec

$$v_A = v_{SI} * (n_1)^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

Dosazení

$$v_A = 19,32 * 4^{\frac{1}{2}} = 38,63 \text{ m/s}$$

$$v_A = 38,63 * 3,6 = 139 \text{ km/h}$$

Maximální návrhová rychlost strmého letu

Maximální návrhová rychlost může být dle předpisu UL-2 volena navrhovatelem. Tato rychlost ovšem nesmí být menší než rychlost, jenž se spočítá dle předpisu:

$$V_D = 1,2 * v_H \quad (4)$$

nebo

$$V_D = 1,5 * v_A \quad (5)$$

Násobky

Letadlo má předpisem dány maximální hodnoty provozních násobků, jak v kladném tak záporném smyslu. Předpis určuje, že kladný násobek může dosahovat maximálně +4 G a záporný maximálně -2 G.

Specifikace provozu

Předpis pro ultralehká letadla dále specifikuje, že letadlo této kategorie, není letadlem určeným pro akrobatický provoz a je zakázáno provádět s ním zatáčky o větším úhlu náklonu než 60°. Dále je letadlo určeno pouze pro obraty potřebné pro normální létání a pro nácviky pádů. Letadlo se nesmí úmyslně uvádět do pádu a vývrtek.

Pohonná jednotka

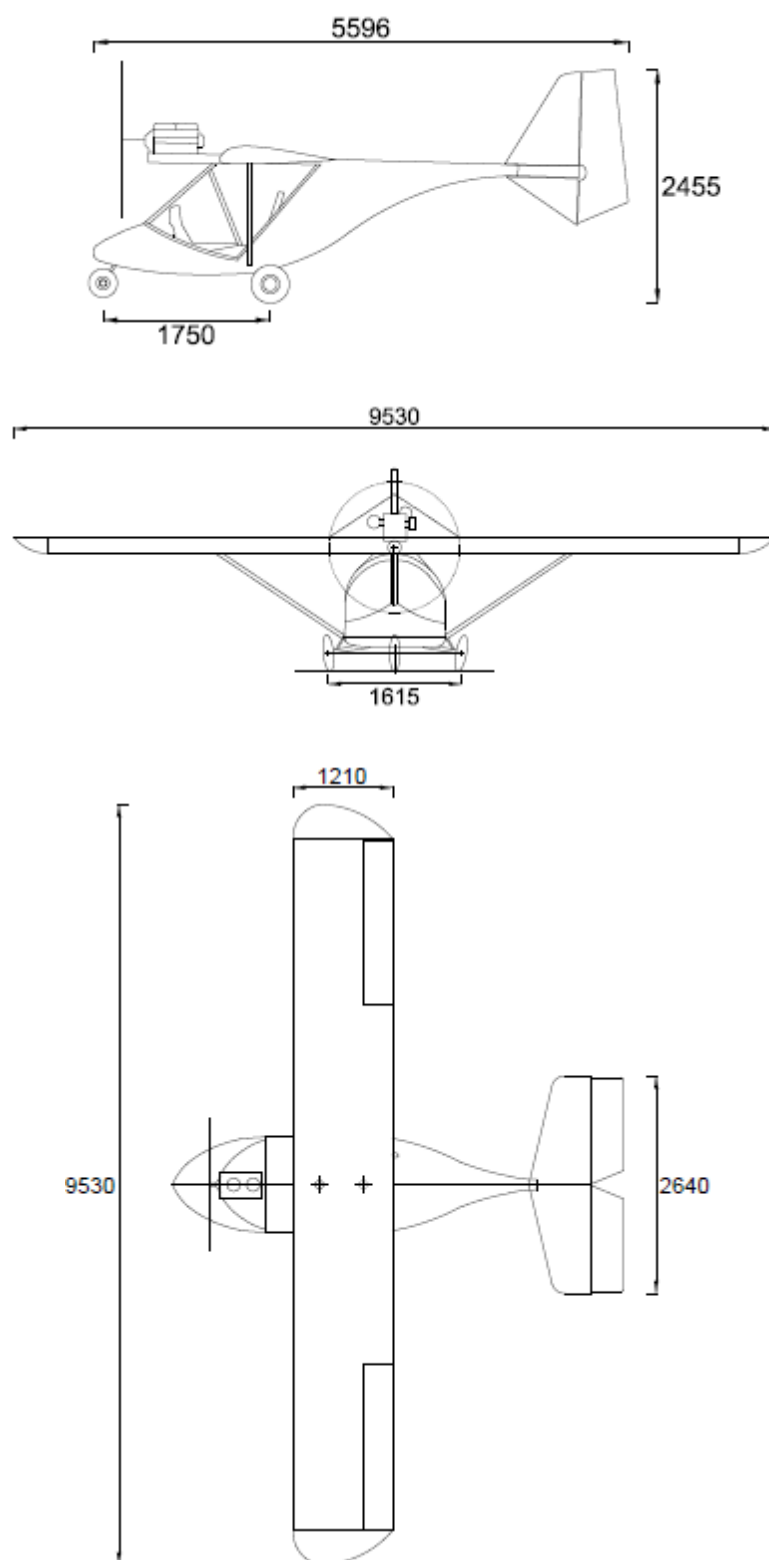
Pohonnou jednotku letadla tvoří zážehový dvouválcový dvoutaktní motor Rotax 582, chlazeným kapalinou a vrtule. Motor není certifikovaným leteckým motorem a je určen právě pro kategorii ULL(a). Motor má objem válců 580,7 cm³. Dosahuje maximálního výkonu 48 Kw při 6500 ot/min, přičemž maximální dosažitelné otáčky jsou 6800 ot/min. Krouticí moment dosahuje svého maxima při 6000 ot/min a dosahuje hodnoty 75 Nm. Tyto údaje byly zjištěny z podkladů výrobce, jež byly k motoru dodány.

Vážením byla zjištěna hmotnost suchého motoru, tedy bez paliva a oleje. Tato hmotnost je 38 kg. Chladič byl vážen zvlášť, bez kapaliny, jeho hmotnost činila 1,5 kg. Palivem je benzín, který je kombinován s olejem. Vrtule je dvoulistá dřevěná vrtule průměru 1,6 m.

2.2 Ukázka významné části technické specifikace

TL – 32 je vzpěrový dvoumístný hornoplošník smíšené konstrukce s uspořádáním sedadel vedle sebe s klasickými ocasními plochami a pevným tříkolým podvozkem příďového typuje. Letoun je poháněn pístovým spalovacím motorem ROTAX 582 a pevnou dřevěnou dvoulistou vrtulí. Certifikační báze letounu je předpis UL-2 pro kategorii ULL (a).

2.3 Třípohledový výkres letadla



Obrázek 5 Nákrasy TL- 32 Typhoon ČVUT

2.4 Konstrukce letadla

Křídlo

Křídlo je převážně kovové (vyrobené z lehkých slitin nýtováním), obdélníkového půdorysu se dvěma nosníky. Přední nosník je v místě největší tloušťky, zadní nosník tvoří zavětrování křídélka. Příčný systém je tvořen žebry. Potah křídla je plechový od zadního nosníku k odtokové hraně plátěný. Křídlo je podepřeno vzpěrou. Uchycenou v předním nosníku a spodní části trupu. Křídlo je vybaveno křídélkem, které má kovovou kostru a plátěný potah. Naháněno je soustavou táhel a úhlovou pákou. Výchyly jsou diferencovány.

Trup

Nosná konstrukce trupu je tvořena trubkami z lehkých slitin. Trup je potažen laminátovou karoserií a překryt kabiny je vyroben z organického skla. Pohonná jednotka je uložena na horní straně trupového nosníku, tvořeného rovněž trubkou z lehkých slitin, na ni jsou zavěšeny ocasní plochy. Kabina je vybavena dvěma sedačkami s čtyřbodovými pásy, soustavou primárního řízení, palivovými nádržemi a palubní deskou se základními navigačními a motorovými přístroji. Vstup je realizován odklápěcí částí trupu na obou stranách. Zavazadlo bude umístěno v uzamykatelném aerodynamicky zakrytém boxu, který bude upevněn na horní straně trupového nosníku.

Kabina

Vzhledem k tomu, že ještě nebyl realizován návrh na rozložení přístrojů v kabině, byl tedy vytvořen předběžný možný vzhled, viz Obrázek 6 Návrh rozložení přístrojů v kabině.



Obrázek 6 Návrh rozložení přístrojů v kabině [Zdroj: 6, 7]

Popis obrázku

1. Kompas
2. Variometr
3. Rychloměr
4. Výškoměr
5. Palivoměr (pro každou nádrž jeden)
6. Motorové hodiny
7. Otáčkoměr
8. Rádio
9. Odpovídač

Ocasní plochy

Ocasní plochy jsou tvořeny svislou ocasní plochou a vodorovnou ocasní plochou. Jsou tvořeny trubkovým rámem potaženým plátnem. Jsou deskovitého charakteru. Ocasní plochy jsou vyztuženy lanovými výztuhami.

Přistávací zařízení

Podvozek je tříkolový, pevný s řízeným předního kola a brzděnými koly hlavního podvozku. Brzdy jsou ovládány lany z místa levého pilota. Podvozek je upevněn k trubkové konstrukci letounu a je odpružen vinutými ocelovými pružinami. Kola jsou opatřena pneumatikami se vzdušnicí.

Primární řízení

Ruční řízení je dvojitě, realizované pomocí táhel a úhlových pák. Transmise nožního řízení je kombinovaná, v místě kabiny posádky je realizována táhly a v zadní části trupu je realizována lany. Řízení předového kola je realizováno táhly prostřednictvím pedálů nožního řízení.

Pitot statický systém

Snímač tlaku, pitot-statická trubice, je umístěn na vzpěře, rozvod je realizován pomocí PE hadic k přístrojům.

Pohonná jednotka

Pohonná jednotka je tvořena pístovým spalovacím motorem ROTAX 582 a pevnou dřevěnou dvoulistou vrtulí průměr 1,6 m.

Palivový systém

Palivový systém tvoří dvě nádrže a palivové čerpadlo. Nádoby palivových nádrží jsou kovové. Obsah nádrží je indikován vizuálně palivoznakem.

Vybavení

Letadlo je vybaveno základním vybavením povinným dle předpisu, které čítá výškoměr, rychloměr a kompas, dále je vybaven variometrem a rádiem pro komunikaci. Dále jsou zde motorové přístroje a alternativně indikátor množství paliva.

2.5 Základní technická data letadla

Základní parametry

Tabulka 1 Základní technická data

Parametr	TL-32 Typhoon ČVUT
Rozpětí	9,5 m
Délka	5,6 m
Výška	2,45 m

Křídlo

Parametr	TL-32 Typhoon ČVUT
Plocha křídla	11,5 m ²
Rozpětí křídla	9,5 m
Štíhlost	7,87
Hloubka SAT	1,210 m
Hloubka kořenového profilu	1,210 m
Hloubka koncového profilu	1,210 m
Kořenový profil křídla	R III
Koncový profil křídla	R III
Vzepětí křídla	0
Plocha křídélek	0,69 m ² (jedno)
Rozpětí křídélka	2,015 m
Hloubka křídélka	0,345 m
Výchylka křídélek nahoru	15°
Výchylka křídélek dolů	9°

Geometrie VOP

Plocha - jedna	2,5 m ²
Rozpětí	2,586 m
Geometrická štíhlost	5,46
Zúžení	0,7311
Hloubka SAT	0,981 m
Hloubka kořenového profilu	1,153 m
Hloubka koncového profilu	0,843 m
Profil	deskovité ocasní plochy
Výchylka nahoru	19,5°
Výchylka dolů	11°
Osa otáčení	59,23 %
Rameno VOP	3,321 m

Geometrie SOP

Tabulka 2 Základní technická data

Plocha	1,3 m ²
Rozpětí	1,6 m
Hloubka SAT	1,11 m
Hloubka kořenového profilu	0,76 m
Hloubka koncového profilu	0,45 m
Profil	deskovité ocasní plochy
Výchylka kormidla	+/- 20°
Osa otáčení	60 %
Rameno SOP	3,255 m
Plocha kormidla	0,65 m ²

Geometrie podvozku

Rozchod	1,615 m
Rozvor	1,750 m
Rozměr kol hlavního podvozku	400 x 10 mm
Rozměr kol předového podvozku	300 x 10 mm

Vrtule

Propulsní jednotka	vrtule
Počet listů	2
Průměr vrtule	1,62 m
Návrhový tah	908 N

Motor

Typ	Rotax 582
Charakteristika	Dvouválec, dvoutaktní
Objem	580,7 cm ³
Kompresní poměr	11,5EOR,5,75 ef
Maximální výkon	48 Kw při 6500ot/min
Maximální kroutící moment	75 Nm při 6000ot/min
Maximální otáčky	6800 ot/min
Chladicí systém	kapalinový
Hmotnost suchého motoru bez příslušenství	38 kg
Vrtání x zdvih	76 mm x 64 mm

Hmotnosti

Maximální vzletová hmotnost (MTOW)	450 kg
Prázdná hmotnost	137,6 kg
Maximální množství paliva	40 l

Rychlosti a omezení

Tabulka 3 Základní technická data

Maximální rychlost v horizontálním letu v_h	110 km/h (stanoveno výpočtem dle výkonů motoru Rotax 582)
Maximální návrhová rychlost strmého letu v_D	215 km/h
Návrhová rychlost obrátů v_A	143 km/h
Minimální rychlost v_{S0}	65 km/h

Provozní násobky při maximální vzletové hmotnosti

Maximální kladný násobek	+4
Maximální záporný násobek	-2

Toto letadlo je určeno pouze pro neakrobatický provoz, který zahrnuje:

- jakýkoliv obrat potřebný pro normální létání
- nácvik pádů
- ostré zatáčky s náklonem do 60°

3 Provozní a letová příručka TL-32 Typhoon ČVUT

Úvod

Provozní a letová příručka musí být publikována pro každé letadlo. Slouží jako návod pro provoz letadla. Udává limity, které se na dané letadlo vztahují. Obsah provozní a letové příručky musí být takový, aby pokryl co nejvíce situací, které mohou během provozu letadla nastat.

V této kapitole následuje od bodu 3.2. Návrh provozní a letové příručky.

3.1 Provozní a letová příručka – popis

Tato příručka byla vytvořena na základě údajů zjištěných měření, výpočty a zkušenostmi. Některé údaje v příručce zatím nejsou uvedeny, neboť nebylo možno je zatím zjistit popřípadě ověřit a taktéž je třeba některé údaje buď přímo změřit za provozu letounu, nebo alespoň provést jejich ověření. Příručka slouží jako pomoc při provozu letadla a zároveň poskytuje postupy pro bezpečný provoz letadla. Příručka vesměs čerpá údaje o rozměrech z Technické specifikace, viz 2. Technická specifikace TL – 32 Typhoon ČVUT.

3.2 Ukázka významné části letové a provozní příručky

Úvod

TL-32 Typhoon je ultralehké letadlo, určené pro rekreační létání. Letadlo je určeno pro neakrobatický provoz a pro provoz VFR. Letadlo je konstruováno ve shodě s předpisem UL-2. Příručka je vytvořena pro zajištění bezproblémového a bezpečného provozu tohoto letadla.

Seznam změn

Číslo změny	Dotčené strany	Datum vydání změn	Datum provedení a podpis

Popis letadla

Viz. kapitola 2. Ukázka významné části technické specifikace.

3.3 Rozměry letadla

➤ Křídlo

Tabulka 4 Rozměry letadla

Rozpětí	9 m
Délka	5,6 m
Výška	2,45 m
Šířka	1,2 m
Plocha křídla	11,5 m ²
Rozpětí křídla	9,5 m
Štíhlost	7,87
Hloubka SAT	1,210 m
Hloubka kořenového profilu	1,210 m
Hloubka koncového profilu	1,210 m
Kořenový profil křídla	R III
Koncový profil křídla	R III

➤ Křídélka

Plocha křidélek	0,69 m ² (jedno)
Rozpětí křídélka	2,015 m
Hloubka křídélka	0,345 m
Výchylka křidélek nahoru	15°
Výchylka křidélek dolů	9°

➤ VOP

Plocha	2,5 m ²
Rozpětí	2,586 m
Výchylka nahoru	19,5°
Výchylka dolů	11°

➤ SOP

Plocha	1,3 m ²
Rozpětí	1,6 m
Výchylka kormidla	+/- 20°

➤ **Podvozek**

Tabulka 5 Rozměry letadla

Rozchod	1,615 m
Rozvor	1,750 m
Rozměr kol hlavní podvozek	400 x 10 mm
Rozměr kol příďový podvozek	300 x 10 mm

➤ **Palivo**

Objem palivové nádrže (při hustotě paliva 0,73 kg/dm ³)	40 litrů (nutno mísit s olejem, viz níže!)
--	---

➤ **Hmotnosti**

Maximální vzletová hmotnost (MTOW)	450 kg
Hmotnost prázdného letounu	137,6 Kg

➤ **Motor**¹

Typ	Rotax 582
Charakteristika	Dvouválec, dvoutaktní
Objem	580,7 cm ³
Kompresní poměr	11,5EOR, 5,75 ef
Maximální výkon	48 Kw při 6500 ot/min
Maximální krouticí moment	75 Nm při 6000 ot/min
Maximální otáčky	6800 ot/min
Chladicí systém	kapalinový
Hmotnost suchého motoru bez příslušenství	38 kg
Vrtání x zdvih	76 mm x 64 mm

Upozornění! Motor ROTAX 582 není certifikovaným leteckým motorem a během letu může kdykoli dojít k jeho vysazení. Za následky nese odpovědnost pilot letounu.

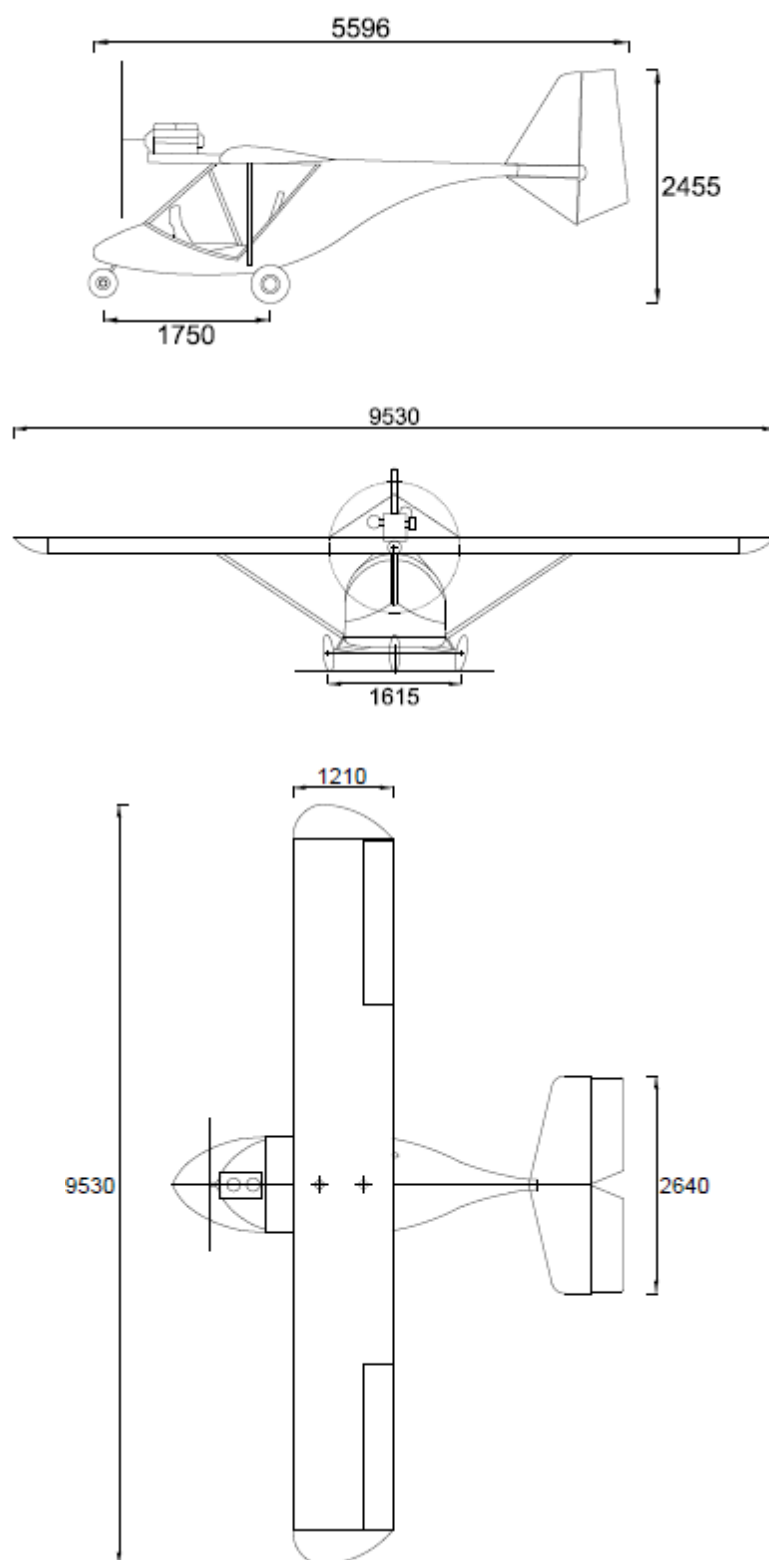
Upozornění! Motor ROTAX 582 je motorem dvoudobým! Je nutno dbát na to, že zároveň s palivem, se do nádrží přidává také olej, k tomu určený.

¹ [Zdroj:8]

DO NÁDRŽE PŘIDÁVEJTE POUZE OLEJ KATEGORIE
API-TC

POMĚR OLEJ : PALIVO 1:50

3.4 Třípohledový výkres letadla



Obrázek 7 Náčrty TL- 32 Typhoon ČVUT

3.5 Provozní omezení

Úvod

Tato kapitola obsahuje provozní omezení, značení přístrojů a údaje k bezpečnému provozu letadla, motoru a dalších systémů.

3.5.1 Rychlost letu

Hodnoty jsou uváděny v kilometrech za hodinu (km/h) a jedná se o indikovanou vzdušnou rychlost – IAS.

Rychlostní omezení letadla

Tabulka 6 Rychlostní omezení letounu

Rychlost	Popis	IAS (km/h)	Popis
V_{NE}	Nepřekročitelná rychlost	190	Rychlost nesmí být nikdy překročena.
V_{NO}	Max. konstrukční cestovní rychlost	110	Rychlost lze překročit v klidném ovzduší
V_A	Návrhová rychlost obratu	143	Nelze používat plné výchylky ani dělat prudké zásahy do řízení, může dojít k přetížení ovládacích prvků
V_{RA}	Max. rychlost v silné turbulenci	143	Tuto rychlost nelze překročit při silné turbulenci

Značení rychloměru

Tabulka 7 Značení rychloměru

Označení a popis	Rychlost (IAS km/h)	Popis
Bílá část	55-70	Rychlosti pro vzlet
Zelená část	70-130	Standardní provozní rychlosti – cestovní rychlost
Žlutá část	130-150	Rychlost, nad níž se doporučuje nepoužívat plnou výchylku kormidel a manévry musí být provedeny plynule
Červená část	190	Maximální rychlost letu – nikdy nesmí být překročena

3.6 Nouzové postupy

Tato část příručky slouží pro případy, kdy stav letadla neodpovídá normálním okolnostem, či jsou hodnoty mimo povolené limity – případy nouze. Slouží jako návod, jak v takových situacích postupovat.

3.6.1 Porucha motoru

Vysazení motoru při rozjezdu

1. Páka ovládání motoru	stáhnou na volnoběh
2. Brzdy	intenzivní brzdění
3. Zapalování	vypnout

Vysazení motoru za letu do 200 m

1. Rychlost	Klouzavý let na rychlosti 100-110 km/h
2. Výška	Do 50 m přistát ve směru vzletu, nad 50 m zvolit vhodnou plochu pro přistání
3. Palivový kohout	Zavřít
4. Zapalování	Vypnout
5. Hlavní vypínač	Vypnout
6. Bezpečnostní pásy	Dotáhnout

Vysazení motoru za letu nad 200 m

1. Znovu spustit motor	
2. Motor se nespustil	
3. Rychlost	Klouzavý let na rychlosti 100-110 km/h
4. Výška	Klesat klouzavým letem do 50 m a vybrat vhodnou plochu pro nouzové přistání.
5. Palivový kohout	Zavřít
6. Zapalování	Vypnout
7. Bezpečnostní pásy	Dotáhnout

Upozornění! Důležité je neustále sledovat indikovanou rychlost! Tato rychlost nesmí klesnout pod 75 Km/h!

Spouštění motoru za letu

1. Rychlost	Klouzat na rychlosti 120 km/h
2. Výška	Minimálně 200 m
3. Zapalování	Zapnuto
4. Hlavní vypínač	Zapnuto
5. Palivoměr	Kontrola množství paliva
6. Palivový kohout	Poloha otevřeno (levá/pravá nádrž)
7. Páka ovládání motoru	Ve ¼ připustí
8. Startér	Otočit klíčkem
9. Nedojde-li ke spuštění motoru pak postup dle Vysazení za letu do 200m	

3.6.2 Požár motoru, kouř v kabině

Požár na zemi s pracujícím motorem

1. Palivový kohout	Zavřít
2. Páka ovládání motoru	Plná přípušť
3. Zapalování	Vypnout
4. Hlavní vypínač	Vypnout
5. Opuštění letounu a likvidace požáru, popřípadě přivolání pomoci.	

Požár za letu

1. Palivový kohout	Zavřít
2. Páka ovládání motoru	Plná přípušť
3. Zapalování	Vypnout
4. Hlavní vypínač	Vypnout
5. Výběr plochy pro přistání	Pokud možno letiště, je-li daleko pak výběr plochy pro nouzové přistání
6. Na finále	Uvést letadlo do mírného skluzu, aby nedošlo ke vznícení částí letounu potažených plátnem (VOP, SOP)
7. Nouzové přistání	
8. Opuštění letounu a likvidace požáru, popřípadě přivolání pomoci	

3.6.3 Nouzové přistání

1. Výběr plochy pro přistání	Výběr vhodné plochy
2. Směr přistání a vítr	Zvolit směr přistání dle větru (proti letounu)
3. Palivový kohout	Zavřít
4. Zapalování	Vypnout
5. Hlavní vypínač	Vypnout
6. Bezpečnostní pásy	Dotáhnout

3.6.4 Přistání s poškozeným letadlem

Poškození hlavního podvozku

Při poškození hlavního podvozku je důležité přistát na to kolo hlavního podvozku, které není poškozeno a snažit se pomocí křidélek, držet letoun co nejdéle na nepoškozeném kole.

Poškození příďového podvozku

Při poškození příďového podvozku je důležité přistát na hlavní podvozek a příďový podvozek držet za pomoci výškového kormidla co nejdéle nad zemí.

3.6.5 Vybírání neúmyslné vývrtky

1. Páka ovládání motoru	Volnoběh
2. Příčné řízení	Srovnat do neutrální polohy
2. Směrové řízení	Vyšlápnout pedál proti směru pohybu rotace
3. Podélné řízení	Potlačit knipl od sebe a držet až do zastavení rotace
4. Směrové řízení	Po zastavení rotace srovnat kormidlo do neutrální polohy
5. Podélné řízení	Pomalou přitáhnout a vybrat strmý let.

Upozornění! Úmyslné uvádění letadla do vývrtky je přísně zakázáno!

3.6.6 Nezvyklé vibrace

1. Páka ovládání motoru	Nastavit otáčky na ty, kdy jsou vibrace nejnižší
2. Přistání	Provést přistání na nejbližším vhodném letišti, či provést nouzové přistání

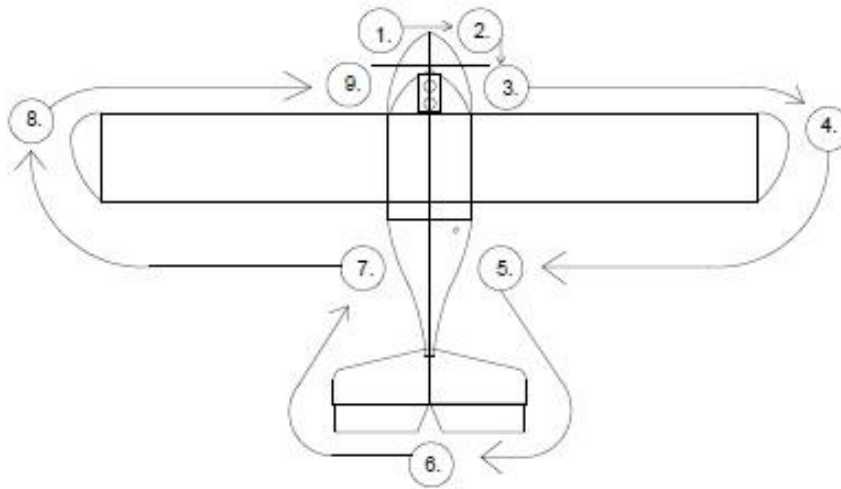
3.7 Normální postupy

Tato kapitola seznamuje provozovatele, pilota se základními postupy pro běžný a bezpečný provoz letadla TL-32 Typhoon.

3.7.1 Předletová prohlídka

Základem pro každou přípravu na let tvoří předletová prohlídka letadla velícím pilotem. Předletová prohlídka letadla obsahuje kontrolu celého letadla, začíná se od motoru a postupuje se ve směru hodinových ručiček okolo celého letadla. Dle schématu:

Schéma



Obrázek 8 Schéma předletové prohlídky

Postup předletové prohlídky

- 1) Kontrola motoru
 - ✓ Uchycení motoru
 - ✓ Přívodní systém
 - ✓ Propojení s baterií
- 2) Kontrola vrtule
 - ✓ Uchycení
 - ✓ Poškození
- 3) Kontrola předového kola podvozku
 - ✓ Prověření nafoukání tlakem na pneumatiku
 - ✓ Kontrola zavěšení kola
- 4) Kontrola pravého křídla
 - ✓ Kontrola náběžné hrany hmatem
 - ✓ Kontrola wingletu
 - ✓ Kontrola kormidla řízení křidélka – volnost závěsů
 - ✓ Kontrola odtokové hrany hmatem
 - ✓ Vizuální kontrola povrchu křídla
- 5) Kontrola pravé strany trupu
 - ✓ Vizuální kontrola trupu (poškození trupu)

- 6) Kontrola ocasních ploch
 - ✓ Prověření čistoty stabilizátoru
 - ✓ Kontrola volnosti kormidel výškového a směrového řízení a jejich uchycení

- 7) Kontrola levé strany trupu
 - ✓ Vizuální kontrola trupu (poškození trupu)
- 8) Kontrola levého křídla
 - ✓ Kontrola odtokové hrany hmatem
 - ✓ Kontrola kormidla řízení křídélka – volnost závěsů
 - ✓ Kontrola wingletu
 - ✓ Kontrola náběžné hrany hmatem
 - ✓ Vizuální kontrola povrchu křídla

- 9) Kontrola kokpitu
 - ✓ Kontrola kormidel pohybem kniplu a vizuální kontrola odezvy na kormidlech
 - ✓ Kontrola zapalování – vypnuto
 - ✓ Kontrola hlavního spínače – vypnuto
 - ✓ Kontrola přístrojů
 - ✓ Kontrola čistoty
 - ✓ Kontrola bezpečnostních pásů
 - ✓ Kontrola dveří
 - ✓ Kontrola dokumentace na palubě letounu (pojištění, záznamy údržby, typové osvědčení)

3.7.2 Úkony po vstupu do kokpitu

1) Nožní řízení	Kontrola volnosti
2) Ruční řízení	Kontrola volnosti
3) Páka ovládní motoru	Volnost chodu
4) Palivový kohout	Zavřen
5) Ukazatele množství paliva	Kontrola množství
6) Přístroje	Kontrola stavu
7) Zapalování	Vypnuto
8) Hlavní vypínač	Vypnuto
9) Ostatní vypínače	Vypnuto

3.7.3 Úkony před spuštěním motoru a jeho spuštění

1) Palivový kohout	Otevřít
2) Hlavní vypínač	Zapnout
3) Zapalování	Zapnout
4) Přístroje	Zapnout
5) Páka ovládání motoru	Volnoběh
6) Sytič	Dle teploty motoru
7) Prostor před vrtulí	Kontrola volnosti prostoru
8) Startér	Otočit klíčkem
9) Po spuštění	Volnoběh
10) Ostatní vypínače	Zapnout
11) Sytič	Zasunout
12) Ohřev motoru	Na provozní teplotu
13) Letadlová radiostanice	Zapnout

3.7.4 Pojízďení

1) Povolení k pojízďení	Schváleno
2) Pojízďení	Maximálně 15 km/h – přizpůsobit dle povrchu
3) Brzdy	Zkouška brzd
4) Zatáčení	Pomocí nožního řízení
5) Vyčkávací místo	Dojezd na vyčkávací místo dráhy

3.7.5 Ohřev motoru a motorová zkouška

Zahřívání motoru se musí provádět na povrchu, k tomu vhodnému a určenému – zpevněný povrch, aby bylo zamezeno odlétávání například štěrků, prachu atd.

Motor je nutno zahřívát asi při 2000 ot/min a dále pokračovat při 2500 ot/min dokud teplota oleje nedosáhne 50 °C. Poté provést motorovou zkoušku.

Motorová zkouška

- 1) Zajistit brzdy, aby nedošlo k neřízenému pohybu letounu
- 2) Páku ovládání motoru na 5000 ot/min po dobu 30 s.
- 3) 3x plynulý přechod z volnoběhu do maximálních otáček
- 4) Nastavit volnoběh.

3.7.6 Kontrola před startem

1) Brzdy	Zabrzdít
2) Přístroje	Provozní hodnoty
3) Pásy	Zapnuty
4) Dveře	Zajištěny
5) Vjezd na dráhu	Povolení uděleno

3.7.7 Vzlet

1) Najetí na dráhu	Povoleno
2) Brzdy	Uvolněny
3) Páka ovládání motoru	Plný výkon (plynule) <ul style="list-style-type: none">✓ Udržení přímého směru nožním řízením✓ Při rychlosti 40km/h, odlehčit a nadzdvihnout předové kolo✓ 75 km/h odpoutání letounu, mírně potlačit pro rozlet na 110 km/h✓ Stoupání při rychlosti 100 km/h
4) Dosažení výšky	Upravit otáčky motoru
5) Kola podvozku	Zabrzdít

3.7.8 Stoupání

1) Páka ovládání motoru	Maximální výkon
2) Rychlost	100 km/h
3) Přístroje	Kontrola hodnot

3.7.9 Let

1) Páka ovládání motoru	Upravit otáčky – cestovní režim
2) Přístroje	Kontrola hodnot

3.7.10 Klesání

1) Páka ovládání motoru	Volnoběh
2) Rychlost	110 km/h
3) Přístroje	Provozní hodnoty

Upozornění! Při sestupu z vyšší výšky neklesat na volnoběh, může dojít k podchlazení motoru a následnému omezení výkonnosti.

Úkony před přistáním

3.7.11 Úkony v poloze po větru

1) Bezpečnostní pásy	Dotáhnout
2) Dveře	Zajištěny
3) Prostor před letounem 3. a 4. zatáčka	Kontrola
4) Přistávací dráha	Kontrola

3.7.12 Úkony po 3. Zatáčce

1) Rychlost	110 km/h
2) Prostor na finále	Kontrola

3.7.13 Úkony na finále

1) Rychlost	100 km/h
2) Rychlost	90 km/h

3.7.14 Přistání

Dosednutí na hlavní podvozek kolem rychlosti 85 km/h. Přitahováním kniplu držet před'ový podvozek ve vzduchu co nejdéle. Před'ové kolo dosedne na zem samo kolem 50 km/h.

3.7.15 Opakování přistání

1) Páka ovládnání motoru	Plný výkon
2) Rychlost	110 km/h

3.7.16 Úkony po přistání

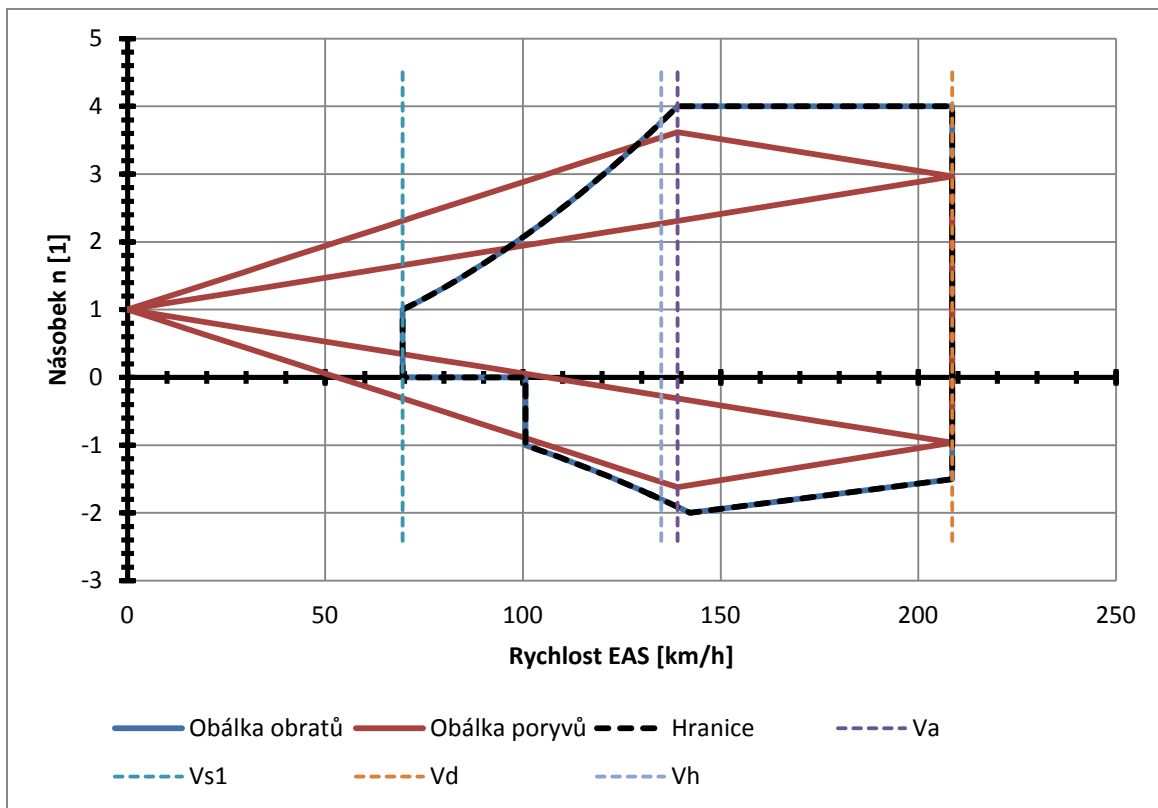
1) Páka ovládnání motoru	Dle potřeby
2) Ruční řízení	Přitaženo po dobu pojíždění

3.7.17 Zastavení motoru

1) Páka ovládání motoru	Volnoběh
2) Brzdy	Zabrzdit
3) Letadlová radiostanice	Vypnout
4) Přístroje	Vypnout
5) Zapalování	Vypnout
6) Ostatní vypínače	Vypnout
7) Hlavní vypínač	Vypnout
8) Palivový kohout	Zavřít

3.8 Provozní násobky

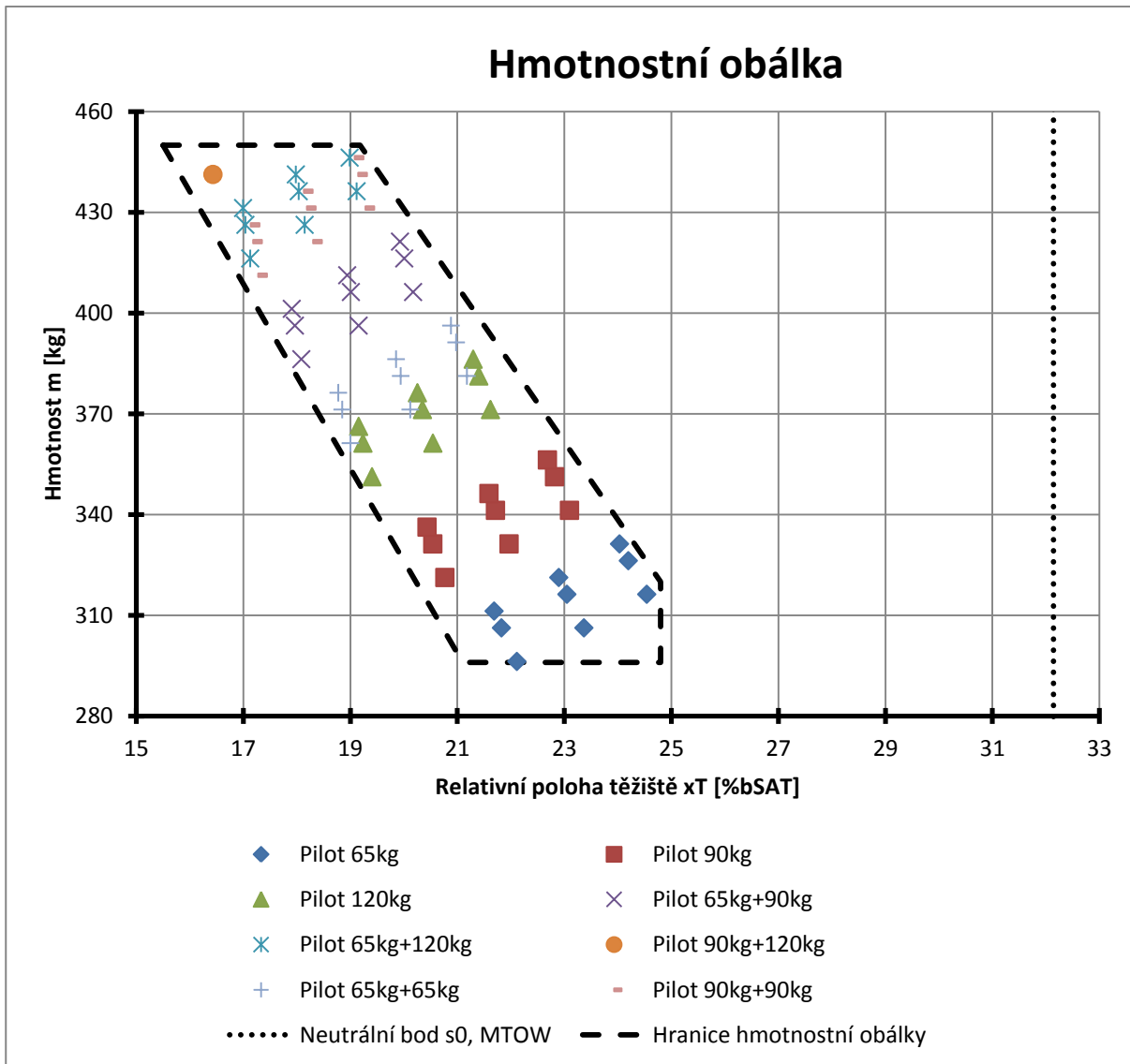
Graf 1 Letová obálka provozních násobků pro $m = 450$ kg



Graf 1 Letová obálka provozních násobků

3.9 Hmotnostní obálka

Hmotnostní obálka je závislost hmotnosti letounu v různých hmotových konfiguracích v závislosti na příslušné poloze těžiště, viz Graf 2.



Graf 2 Hmotnostní obálka

3.10 Údržba

Údržbu letadla je třeba provádět v pravidelných intervalech a to tak, aby byla zachována letová způsobilost letounu a především zachována bezpečnost.

3.10.1 Uživatelská údržba

Tímto se rozumí úkony, které může uživatel letadla (majitel, pilot) vykonávat sám. Jedná se především o čištění letadla, kontrolu stavu.

Čištění letadla

- **Trup**

Povrch trupu je možno čistit navlhčeným kusem látky, bez chemických čisticích a jiných agresivních chemikálií, jimiž by mohlo dojít k narušení struktury laminátového povrchu.

- **Křídla a ocasní plochy**

Křídla, především náběžné hrany je třeba pečlivě očistit od nečistot, které se na nich zachytily během letu či pohybu letounu po zemi (hmyz, prach, tráva...). K čištění je dobré použít mírně navlhčený kus látky.

- **Průhledné části kabiny**

Části, jimiž je umožněn výhled pilotovi z kabiny, je možno čistit navlhčeným kusem látky, popřípadě lze použít prostředky na čištění skel. Povrch nečistit pouze suchou látkou, aby nedošlo vlivem částic usazených na povrchu, k jeho poškození.

- **Interiér**

Vnitřek kabiny (sedadla, podlahu) lze čistit navlhčeným kusem látky. U přístrojů je potřeba dbát zvláštní opatrnosti, aby nedošlo ke styku vody a částí, které jsou během provozu pod napětím. Proto je lepší použít buď to velmi málo navlhčený kus látky, nebo raději suchou látku.

- **Vrtule**

Vrtuli lze otřít především po letu vlhkým kusem látky a nejlépe ji po utření osušit.

- **Podvozek**

Po letu by měl být podvozek zkontrolován a očištěn od částí, které by mohli bránit jeho volnému pohybu. Je doporučeno pravidelně přeměřovat tlak v jednotlivých kolech, aby bylo zbráněno podhuštění pneumatiky a tak poškození pneumatiky či ráfku kola.

Pravidelná údržba:

- **Olej**

Pravidelně kontrolovat množství oleje a popřípadě jej doplnit. (kontrola je součástí předletové prohlídky letounu).

**POUŽÍVEJTE POUZE OLEJ, KTERÝ BYL PRO DANÝ MOTOR DOPORUČEN!
ZACHOVÁTE TAK DELŠÍ ŽIVOTNOST MOTORU A JEHO SOUČÁSTÍ.**

- **Palivo**

Plnění letounu palivem musí probíhat na místě k tomu určeném. Je nutno především zajistit, aby nedošlo palivem ke kontaminaci okolí.

3.10.1.1 Proces plnění:

1. Letadlo přetáhneme na místo vhodné (určené) pro plnění.
2. Zajistíme letadlo proti pohybu (zašpalkování, zabrždění)
3. Ujistíme se, že:
 - ✓ Palivový kohout zavřen
 - ✓ Zapalování vypnuto
 - ✓ Páka ovládání motoru volnoběh
 - ✓ Hlavní vypínač vypnut
4. Letadlo uzemníme (zpravidla se napojí na kabelem výfuk ke svodu statické elektřiny)
5. Zajistíme, aby v okolí letadla nebyl otevřený oheň
6. Ujistíme, se že v okolí nikdo nekouří.
7. Odemkneme a otevřeme vstup do nádrže
8. Vybereme správný druh paliva – NATURAL 95
9. Vyjmeme ze stojanu hadici a pistoli zasuneme do hrdla nádrže (v případě nádoby s palivem nasadíme koncovku pro přelévání paliva a vsuneme ji do hrdla nádrže)
10. Tankujeme dle potřeby.
11. Do paliva dodáme olej podle daného poměru.

Motor na tomto letounu je dvoudobý. Do nádrže se plní tedy jak palivo, tak olej. Je nutno dbát správného poměru, aby nedošlo k poškození motoru!

Používejte pouze palivo a olej určené pro použití pro tento typ motoru, zabráníte tak zbytečnému poškození či snížení výkonu motoru.

3.10.2 Povinné prohlídky

- **Prohlídky motoru**

Provádí certifikované středisko (personál). Kontrola motoru se provádí v pravidelných intervalech, vždy po 300 letových hodinách. Více informací v příručce motoru Rotax 582.

- **Prohlídky vrtule**

Provádí výrobce či pověřený personál. Více informací v příručce vrtule.

- **Pravidelné prohlídky letadla a obnova technického průkazu**

Letadlo je nutno v pravidelných intervalech předávat ke kontrole certifikované organizaci. Prohlídky nutno provádět vždy po 100 ± 10 nalétaných hodinách. Generální prohlídka letadla se provádí vždy po 600 ± 10 nalétaných hodinách nebo po 5 letech.

Každá prohlídka, a její výsledek, musí být zapsána v servisní knize letadla.

Je nutno pravidelně obnovovat technický průkaz. Letadlo je certifikováno jako prototyp a má technický průkaz typu Z. Tento je vydán na dobu určitou a je třeba před skončením jeho platnosti požádat o prodloužení platnosti.

- **Parkování letadla**

Letadlo je nutno umístit do hangáru, či krytého prostoru, aby bylo chráněno před povětrnostními vlivy. Letadlo by mělo být uloženo v prostoru bez prachu, přebytečné vlhkosti či nečistot. Zvláště je třeba dát pozor, aby při manipulaci s letadlem v těsnějších prostorech nedošlo k poškození jakýchkoli částí letadla (zvláště citlivých na poškození – plátěné části, pitot-statická trubice).

Před opuštěním letadla nutno ověřit:

- ✓ Zajištění letadla proti pohybu (klíny, špalky, brzdy)
- ✓ Palivový kohout zavřen
- ✓ Hlavní spínač vypnut
- ✓ Dveře do kabiny zavřeny
- ✓ Zakrytí kabiny (zvláště průhledových částí, aby byly chráněny před poškozením)
- ✓ Zakrytí vrtule (ochrana před poškozením)

Při parkování letadla mimo hangár je nutno letadlo zajistit proti pohybu špalky. Je také potřeba dbát na ukotvení letadla a zabránit tak poškození letadla větrem.

- ✓ Kontrola vypnutí všech spínačů v kabině
- ✓ Zablokování řídicídel proti pohybu
- ✓ Zavřít a zajistit vstup do kabiny
- ✓ Ukotvit letadlo k zemi na určených místech

3.11 Manipulace s letadlem

Všeobecně je nezbytné dbát velké opatrnosti při manipulaci s letadlem, za jakýmkoli účelem. V žádném případě by nemělo dojít k jakémukoli mechanickému poškození a ani jiné újmě na konstrukci a jiných částech letadla.

3.11.1 Tažení a tlačení letadla

Tažení letadla necht' je prováděno výhradně pomocí oje, k tomu určené, jež se zachytí za přední podvozkovou nohu, případně lze letadlo tlačít za hlavní nosnou trubku (při tlačení letounu za trubku pozor na přetočení přední podvozkové nohy!)

3.11.2 Zvedání letadla

Při nutnosti nadzdvihnutí letadla, je třeba letadlo zvedat s nejvyšší opatrností, aby nedošlo k poškození (prolomení, průhyb) jakýchkoli částí. Je možno nadzdvihnout příďové kolo pomocí tlaku na hlavní nosnou trubku na vrchu letounu mezi trupem a ocasioními plochami. Tutěž trubku lze využít pro nadzdvihnutí hlavního podvozku.

Letadlo nikdy neuchopujte za křídla, zvláště za koncové části křídel a pohyblivé části, mohlo by dojít k jejich poškození.

4 Výpočet užitečného zatížení

Úvod

Původním záměrem této části práce bylo stanovení rozložení platícího zatížení. Vzhledem k nevyjasněné poloze křídla, se stala tato kapitola zdrojem pro opravu polohy křídla v relaci k neutrálnímu bodu letounu. Teprve v následné fázi byly vyšetřeny rozsahy užitečného zatížení.

Při hmotnostní analýze se vycházelo z výpočtu a vážení.

Bude vycházeno z hodnot, které byly výše popsány v technické specifikaci. Technická specifikace ovšem neobsahuje všechny hmotnosti, jež bylo nutno stanovit pro správné vykreslení hmotnostní obálky. Vzhledem k faktu, že bylo letadlo rozloženo, tak byly stanovovány váhy jednotlivých částí samostatně, tedy křídel, trupu a ocasních ploch.

4.1 Stanovení těžiště

4.1.1 Stanovení těžiště trupu

Trup byl v této fázi vážen samostatně, tedy bez křídel, ocasních ploch, přístrojového vybavení, motoru, baterie a vrtule. Postupně se vážil trup samostatně a poté byly přidávány proměnné položky, jako jsou piloti, zavazadla a palivo.

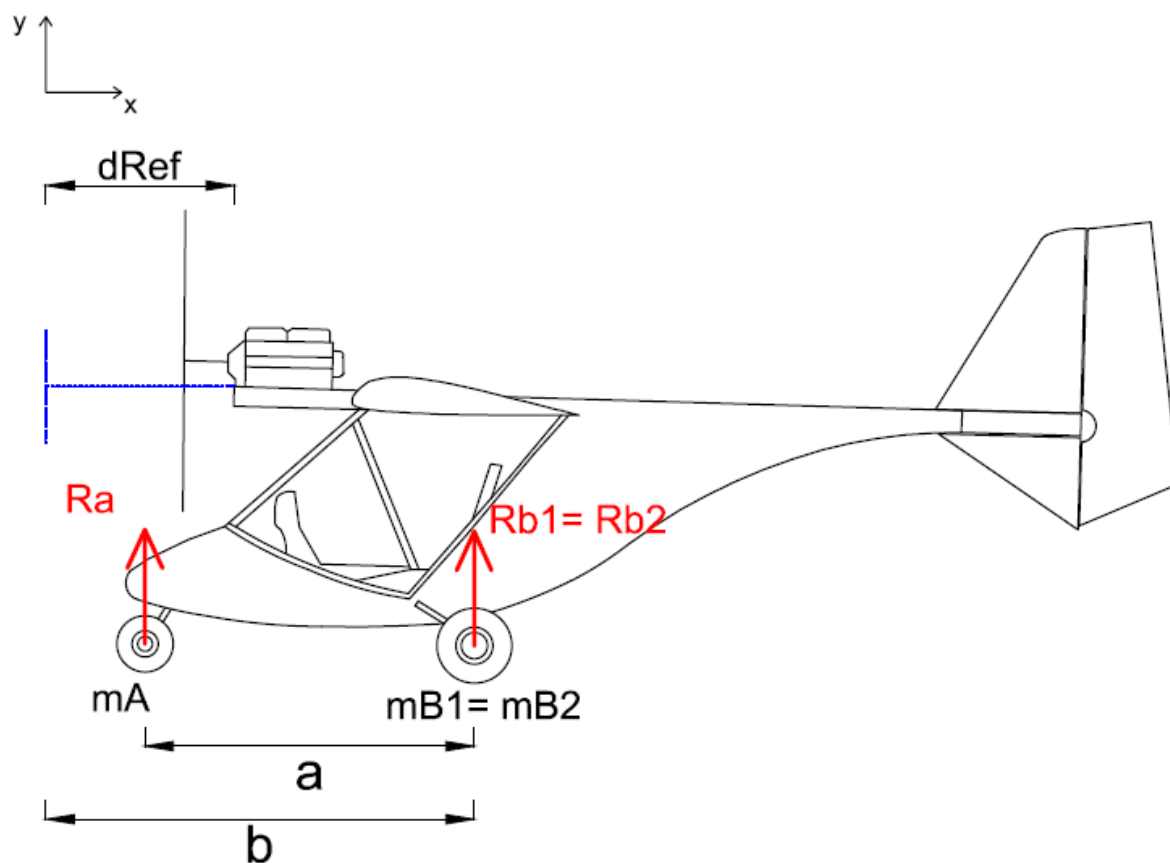
Vážení bylo provedeno pomocí trojice vah. U každé váhy byl označen střed na ploše pro vážení, na nějž se umístilo podvozkové kolo. Letadlo bylo následně položeno na váhy a zváženo. Součtem tří získaných hmotností (z každé váhy jedna), byla celková hmotnost letadla.

Letoun byl vážen v letové poloze (kola hlavního podvozku byla podložena, tak aby osa trubkového nosníku trupu byla ve vodorovné poloze)

Před samotným vážením bylo pro následné výpočty nutno odměřit vzdálenosti mezi předřovým a hlavním podvozkem a dále hlavním podvozkem a zvoleným referenčním bodem, jímž je metrová vzdálenost před začátkem trubky.

Tabulka 8 Vzdálenosti podvozků a referenčního bodu

	[mm]	
a	1750	vzdálenost mezi předním a hlavním podvozkem
b	2275	vzdálenost mezi hlavním podvozkem a počátkem tyče trupu (vztažný bod)
dRef	1000	vzdálenost počátku nosné trubky od referenčního bodu



Obrázek 9 Schéma pro vážení trupu

Legenda:

- mA Hmotnost předního podvozku
- mB1 Hmotnost levý hlavní podvozek
- mB2 Hmotnost pravý hlavní podvozek
- m Hmotnost celého trupu
- x_B vzdálenost těžiště od hlavního podvozku
- x_T vzdálenost těžiště od konce tyče trupu (vztažný bod)

Vážení se zúčastnily tři osoby o různé hmotnosti a byla použita závaží simulující zavazadla. Hmotnosti jsou uvedeny v tabulce 9.

Hmotnosti subjektů:

Tabulka 9 Hmotnosti subjektů pro vážení

Subjekt	[kg]
Osoba 1	76,5
Osoba 2	63,4
Osoba 3	107,8
Závaží	14,3

Varianty vážení:

- 1 Prázdný
- 2 Prázdný+Levý pilot
- 3 Prázdný+Pravý pilot
- 4 Prázdný+Levý pilot+Pravý pilot
- 5 Prázdný+Levá nádrž
- 6 Prázdný+Pravá nádrž
- 7 Prázdný+Levá nádrž+Pravá nádrž
- 8 Prázdný+Levá nádrž+Pravá nádrž+Levý pilot
- 9 Prázdný+Levá nádrž+Pravá nádrž+Pravý pilot
- 10 Prázdný+Levá nádrž+Pravá nádrž+Levý pilot+Pravý pilot
- 11 Prázdný+Zavazadlo na místě baterie

Nyní následuje tabulka hodnot, naměřených během jednotlivých případů vážení.

Tabulka 10 Naměřené hodnoty při vážení

	mA	mB1	mB2	m	xB	xT	
1	8,5	42,7	42,5	93,7	159	2116	
2	29,1	59,8	81,6	170,5	299	1976	Osoba 1
2	25	57,8	74,6	157,4	278	1997	Osoba 2
2	37,4	98,3	65,6	201,3	325	1950	Osoba 3
2	42,1	105,2	68,3	215,6	342	1933	Osoba 3 +závaží
2	29,7	82,5	59,8	172	302	1973	Osoba 1
2	33,3	90,1	62,8	186,2	313	1962	Osoba 1+závaží
	mA	mB1	mB2	m	xB	xT	
3	28,7	82,5	59,4	170,6	294	1981	Osoba 1
3	25,1	76	56,3	157,4	279	1996	Osoba 2
				13	15	15	rozdíl

	mA	mB1	mB2	m	xB	xT	
4	45,3	96,5	92,2	234	339	1936	Osoba 2 vlevo
4	45,8	93,2	95,2	234,2	342	1933	Osoba 1 vlevo
				0	3	3	rozdíl

	mA	mB1	mB2	m	xB	xT
5	7,2	47,5	49,2	103,9	121	2154
6	7,5	49	47,5	104	126	2149
7	6,1	53,8	54,2	114,1	94	2181

	mA	mB1	mB2	m	xB	xT	
8	27,4	69,9	93,1	190,4	252	2023	Osoba 1
8	22,7	67,8	87,5	178	223	2052	Osoba 2
				12	29	29	rozdíl

	mA	mB1	mB2	m	xB	xT	
9	27,2	92,4	70,9	190,5	250	2025	Osoba 1
9	23	85,8	68,9	177,7	227	2048	Osoba 2
				13	23	23	rozdíl

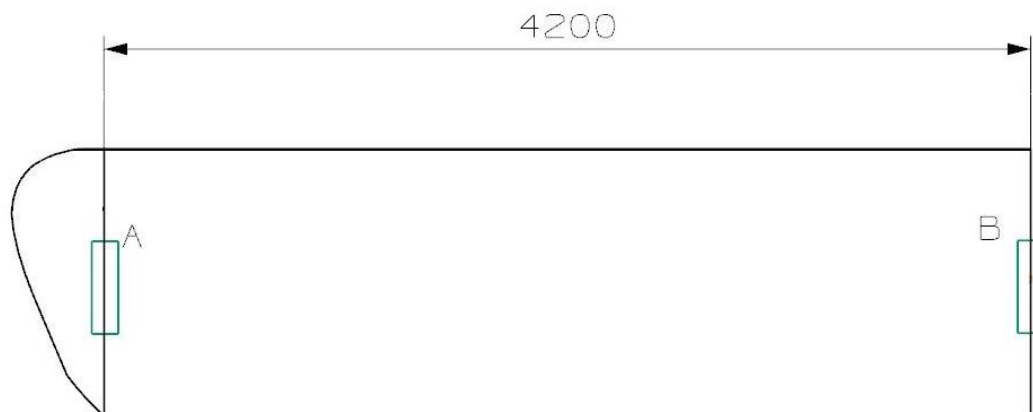
	mA	mB1	mB2	m	xB	xT	
10	43,6	106,1	104,4	254,1	300	1975	Osoba 2 vlevo
10	43,7	103,4	106,7	253,8	301	1974	Osoba 1 vlevo
				0	1	1	rozdíl

	mA	mB1	mB2	m	xB	xT	
11	11,5	48,1	48,4	108	186	2089	Závaží místo baterie - zavazadlo

4.2 Stanovení těžiště křídla

Vážení křídel proběhlo v laboratoři Ústavu letadlové techniky ČVUT v Praze. Byly k tomu využity dvě váhy Fakulty Strojní ČVUT. Váhy nacházely pod koncovým a kořenovým žebrem křídla. K vážení bylo použito přípravku, jenž zajišťoval správnou polohu křídla. Přičemž, bylo křídlo umístěno na Jäckelu, jenž ležel v ose vah.

4.2.1 Podélné umístění těžiště křídla



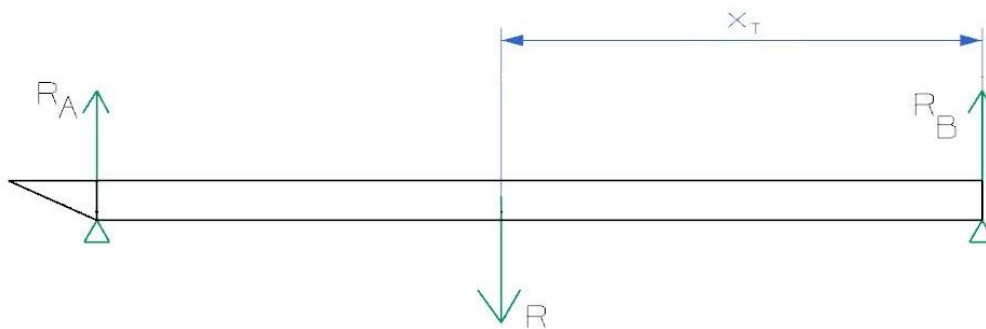
Obrázek 10 Podélné umístění těžiště křídla

Bod A reprezentuje hmotnost m_A , čili hmotnost u koncového žebra, bod B hmotnost m_B , tedy u kořenového žebra. Součtem hmotnosti m_A a m_B je výsledná hmotnost křídla m . Váhy byly umístěny ve vzájemné vzdálenosti 4200 mm.

Tabulka 11 Zvážené hmotnosti křídel

	Levé křídlo	Pravé křídlo
m_A	16,0 kg	16,2 kg
m_B	14,9 kg	14,8 kg
m	30,9 kg	31 kg

Polohu těžiště následně stanovím pomocí momentové rovnováhy. Pro tuto rovnováhu byl zvolen vztažný bod B.



Obrázek 11 Momentová rovnováha pro křídlo (podélný směr)

Poloha těžiště je výsledkem momentové rovnováhy.

$$R_A * 4200 = R * x_T$$

$$m_A * g * 4200 = m * g * x_T$$

$$m_A * 4200 = m * x_T$$

$$x_{T,Kř} = \frac{m_A * 4200}{m} \quad (6)$$

Vzhledem k tomu, že se křídla mohou vzájemně mírně odlišovat, bylo stanoveno x_T pro obě křídla.

Poloha těžiště levého křídla od kořenového žebra:

$$x_{T,Kř,L} = \frac{m_A * 4200}{m} = \frac{16 * 4200}{30,9} = 2175 \text{ mm}$$

Poloha těžiště pravého křídla od kořenového žebra:

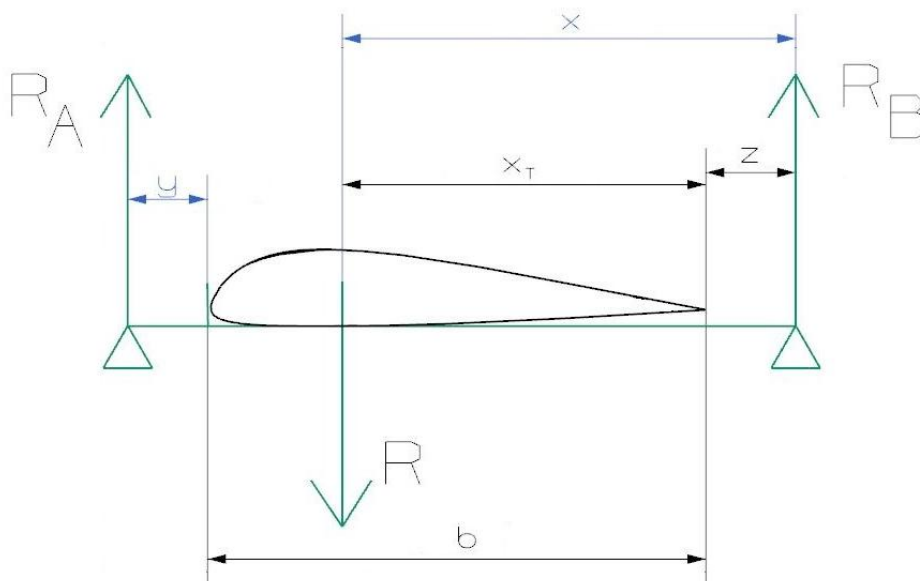
$$x_{T,Kř,P} = \frac{m_A * 4200}{m} = \frac{16,2 * 4200}{31} = 2195 \text{ mm}$$

Výsledkem jsou tedy dvě polohy těžiště, pro každé křídlo jedna.

Tabulka 12 Pozice těžiště pro obě křídla

	Levé křídlo	Pravé křídlo
$x_{T,Kř}$	2175 mm	2195 mm

4.2.2 Příčné umístění těžiště křídla



Obrázek 12 Schéma příčného umístění těžiště

Stejně jako u hledání podélné polohy těžiště, i zde bylo nutno zachovat co nejmenší dotek křídla s vahami. Z toho důvodu byl vytvořen přípravek, do něž se křídlo umístilo. Přípravek byl doplněn „L“ profilem, který zajišťoval právě onen malý dotyk s vahami. Místem od něž bylo odměřováno, byla odtoková hrana.

Naměřené hodnoty

Tabulka 13 Naměřené hodnoty pro stanovení těžiště

Rozměr	Vzdálenost [mm]
y	200
z	90
b	1210
<i>celkem</i>	1500

Postup je velmi podobný, jako při stanovení podélné polohy těžiště. Opět se zjišťovala hmotnost na dvou vahách, označených jako bod A, čili váha pod náběžnou hranou a B, váha

pod odtokovou hranou. V těchto bodech jsou tedy stanoveny hmotnosti m_A a m_B . S tím, že součtem je celková hmotnost m .

Hmotnosti získané měřením

Tabulka 14 Naměřené hmotnosti pro obě křídla

	Levé křídlo	Pravé křídlo
m_A	16,4 kg	16,5 kg
m_B	14,4 kg	14,5 kg
m	30,8 kg	31 kg

Stejně jako u podélného stanovení těžiště i u příčné polohy byla využita momentová rovnováha pro stanovení vzdálenosti, přičemž využíváme opět referenčního bodu, tedy odtokové hrany.

Momentová rovnováha se v tomto případě poskládala opět ze dvou rovnic. První rovnici tvoří reakce R_A , rozložené na hmotnost m_A a gravitační zrychlení g , násobené její vzdáleností od referenčního bodu. Druhá rovnice se skládá z reakce R , která se opět rozloží na celkovou hmotnost m a gravitační zrychlení g , a násobí se vzdáleností od referenčního bodu. Z těchto vztahů se vyjádří x_T , což je naše hledaná vzdálenost těžiště od odtokové hrany.

$$R_A * (y + b + z) = R * (x_T + z)$$

$$m_A * g * (y + b + z) = m * g * (x_T + z)$$

$$m_A * (y + b + z) = m * (x_T + z)$$

$$m_A * (y + b + z) = m * x_T + m * z$$

$$m_A * (y + b + z) - m * z = m * x_T$$

$$x_{T,Kř} = \frac{m_A * (y + b + z)}{m} - \frac{m * z}{m}$$

$$x_{T,Kř} = \frac{m_A * (y + b + z)}{m} - z \quad (7)$$

Příčná poloha těžiště levého křídla:

$$x_{T,K\check{r},L} = \frac{m_A * (y + b + z)}{m} - z = \frac{16,4 * 1500}{30,8} - 90 = 709mm$$

Příčná poloha těžiště pravého křídla:

$$x_{T,K\check{r},P} = \frac{m_A * (y + b + z)}{m} - z = \frac{16,5 * 1500}{31} - 90 = 708mm$$

Příčná poloha těžiště pro obě křídla

Tabulka 15 Příčná poloha těžiště pro obě křídla

	Levé křídlo	Pravé křídlo
$x_{T.K\check{r}}$	709 mm	708 mm

4.3 Vážení ocasních ploch a stanovení jejich těžiště

Ocasní plochy byly měřeny po jednotlivých částech. Bylo využito mincíře (závěsného měřidla) a olovnice. U každé části byla vždy stanovena hmotnost a zároveň bylo měření provedeno ve dvou bodech. Dva body proto, aby bylo možno stanovit pomocí olovnice polohu těžiště křídla. Poloha těžiště byla zjištěna pomocí olovnice, který byla zavěšena na provázek, a podle něj byla na lepící papírovou pásku, nalepenou na měřenou část, zakreslena čára. Stejně se postupovalo při druhém měření a protnutí dvou čar určilo polohu těžiště.

Naměřené hodnoty

- Hmotnost

Tabulka 16 Hmotnosti ocasních ploch

	[kg]	
mVS	2,38	hmotnost kýlové plochy (vertikální stabilizátor)
mS	1,9	hmotnost směrového kormidla
mHS1	1,77	hmotnost horizontální stabilizátoru levý
mHS2	1,81	hmotnost horizontální stabilizátoru pravý
mV1	1,47	hmotnost výškového kormidla levé
mV2	1,67	hmotnost výškového kormidla pravé
m	11	celková hmotnost ocasních ploch

- Vzdálenosti

Tabulka 17 Vzdálenosti těžišť ocasních ploch od referenčního bodu

	[mm]	
vs	5285	vzdálenost těžiště kýlové plochy od referenčního bodu
s	5680	vzdálenost těžiště směrového kormidla od referenčního bodu
hs1	5225	vzdálenost těžiště horizontálního stabilizátoru levého od referenčního bodu
hs2	5225	vzdálenost těžiště horizontálního stabilizátoru pravého od referenčního bodu
v1	5605	vzdálenost těžiště výškového kormidla levého od referenčního bodu
v2	5605	vzdálenost těžiště výškového kormidla pravého od referenčního bodu
xT	5425	vzdálenost těžiště ocasních ploch od referenčního bodu

Referenčním bodem byla zvolena vzdálenost 1 metr před počátkem trubky, která se nachází v horní části trupu letounu, a na které jsou zavěšena křídla, motor a baterii.

Pro stanovení těžiště bylo opětovně využito momentové rovnováhy. Vždy se jedná o součin hmotnost konkrétní části ocasních ploch a vzdálenosti jejího těžiště od referenčního bodu viz rovnice (8).

$$x_{T,OP} = \frac{m_{VS} * vs + m_S * s + m_{HS1} * hs1 + m_{HS2} * hs2 + m_{V1} * v1 + m_{V2} * v2}{m} \quad (8)$$

$$x_{T,OP} = \frac{2,38 * 5285 + 1,9 * 5680 + 1,77 * 5225 + 1,81 * 5225 + 1,47 * 5605 + 1,67 * 5605}{11}$$

$$x_{T,OP} = 5425 \text{ mm}$$

4.3.1 Stanovení těžiště bez trupu

První fází je stanovení těžiště částí, jejichž hmotnost se nemění. Mění se položky, budou stanoveny později. Další částí je osazení letounu přístroji. Zatím bylo pouze uvažováno o základním vybavení tedy Pitotova trubice, rychloměr, výškoměr, kompas a variometr. Je to ovšem pouze předčasná spekulace ohledně přístrojového vybavení. Záleží na poskytnutých financích a především, na prostoru v interiéru letadla, který není největší.

Naměřené hodnoty

Tabulka 18 Hmotnosti jednotlivých částí

	[kg]	
mKř1	30,8	hmotnost křídla levého (zváženo)
mKř2	31	hmotnost křídla pravého (zváženo)
mPř	3,6	hmotnost přístrojů (odhad)
mB	12	hmotnost baterie (odhad za Projektu I)
mOP	11	hmotnost ocasních ploch (zváženo)
mV	3,2	hmotnost vrtule (dle dokumentace vrtule V230C) [Zdroj:3]
mVOD	5	hmotnost vody v chladiči (odhad)
mVýf	1,5	hmotnost výfuku (odhad)
mCH	1,5	hmotnost chladiče motoru (zváženo)
mM	38	hmotnost motoru (zváženo)
m	137,6	celková hmotnost

- **Vzdálenosti**

Tabulka 19 Vzdařlenosti potřebné pro stanovení těžiště

	[mm]	
c	2375	vzdářlenost zadního závěsu křídla a konce trubky trupu (referenční bod) (změřeno)
xTKř1	709	vzdářlenost těžiště křídla od odtokové hrany křídla -> levé
od1	355	vzdářlenost zadního závěsu křídla a odtokové hrany křídla -> levé (změřeno)
xKř1	2021	

	[mm]	
c	2375	vzdářlenost zadního závěsu křídla a konce trubky trupu (referenční bod) (změřeno)
xTKř2	708	vzdářlenost těžiště křídla od odtokové hrany křídla -> levé
od2	355	vzdářlenost zadního závěsu křídla a odtokové hrany křídla -> levé (změřeno)
xKř2	2022	

	[mm]	
c	2375	vzdálenost zadního závěsu křídla a konce trubky trupu (referenční bod) (změřeno)
e	420	vzdálenost těžiště baterie od zadního závěsu křídla (změřeno)
x _B	1955	

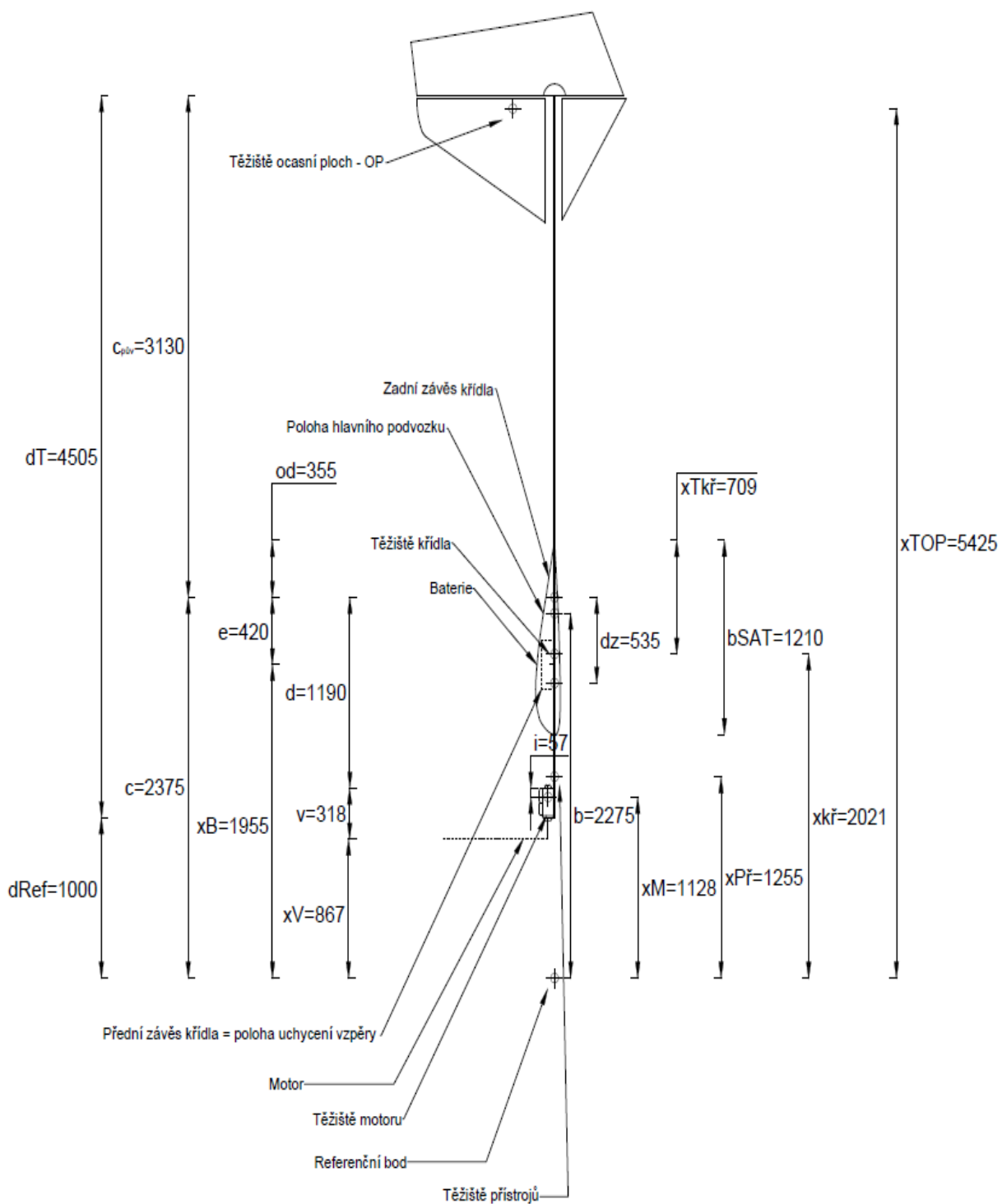
	[mm]
x _{TOP}	5425

	[mm]	
c	2375	vzdálenost zadního závěsu křídla a konce trubky trupu (referenční bod) (změřeno)
i	57	vzdálenost těžiště motoru od zadního závěsu motorového lože (dle podkladů Výpočet motorového lože)
d	1190	vzdálenost zadního závěsu motorového lože a zadního závěsu křídla (změřeno)
x _M	1128	

Př	1120	vzdálenost přístrojů od zadního závěsu křídla (změřeno)
c	2375	vzdálenost zadního závěsu křídla od referenčního bodu
x _{Př}	1255	vzdálenost přístrojů od počátku referenčního bodu

	[mm]	
c	2375	vzdálenost zadního závěsu křídla a konce trubky trupu (referenční bod) (změřeno)
d	1190	vzdálenost zadního závěsu motorového lože a zadního závěsu křídla (změřeno)
v	318	vzdálenost těžiště vrtule od zadního závěsu motoru (dle podkladu)
x _V	867	

Obrázek 13 je schéma, které demonstuje hodnoty výše zmíněné v tabulce 19 a má informativní charakter pouze.



Obrázek 13 Vzdálenosti jednotlivých částí od referenčního bodu

Stejně jako u minulých těžišť, se poloha těžiště bez trupu stanoví pomocí momentové rovnováhy, viz rovnice (9).

$$x_{T,L} = \frac{m_{K\check{r}1} * x_{K\check{r}1} + m_{K\check{r}2} * x_{K\check{r}2} + m_{P\check{r}} * x_{P\check{r}} + m_B * x_B + m_{OP} * x_{T,OP} + m_{CH} * x_M + m_M * x_M + +}{m}$$

$$\underline{m_{V\check{y}f} * x_M + m_{Vod} * x_M + m_V * x_V} \quad (9)$$

$$x_{T,L} = \frac{30,8 * 2021 + 31 * 2022 + 3,6 * 1255 + 12 * 1955 + 11 * 5425 + 1,5 * 1128 + 38 * 1128 +}{137,6}$$

$$\underline{+1,5 * 1128 + 5 * 1128 + 3,2 * 867}$$

$$x_{T,L} = 1942 \text{ mm}$$

4.4 Hmotnostní obálka

Hmotnostní obálka je závislost hmotnosti letadla na poloze těžiště. Obálka byla stanovena vážením částí, které byly k dispozici a výpočtem. Obálka vymezuje, povolené rozsahy polohy těžiště během provozu. Polohy těžiště jsou vztaženy k počátku střední aerodynamické tětiny křídla.

Samotné určení obálky je složeno z dat, která byla naměřena. Výpočtem byly získány polohy těžišť jednotlivých částí a lze tak obálku vytvořit.

Veškeré polohy těžiště byly převedeny na hodnotu v procentech střední aerodynamické tětiny, tedy bSAT. Pro toto letadlo je střední aerodynamická tětina rovna šíři křídla a to proto, že máme obdélníkové křídlo. Vztah (10) pro přepočítání na procenta bSAT byl stanoven pomocí nakresleného schématu a jeho funkčnost byla ověřena na mnoha případech.

$$x_T [\%bSAT] = \frac{bSAT - [(c - x_T) + od]}{bSAT} * 100 \quad (10)$$

Vzdálenosti využité pro výpočet

Tabulka 20 Vzdaľenosti pro určení hmotnostní obálky

	[mm]	
c	2375	vzdálenost zadního závěsu křídla od referenčního bodu
od	355	vzdálenost zadního závěsu křídla a odtokové hrany křídla -> levé (změřeno)
bSAT	1210	tětiva křídla

Těžiště bez přístrojů a trupu:

Tabulka 21 Poloha těžiště bez trupu a přístrojů

xtP[mm]	mP[kg]	%bSAT
1942	137,6	34,89

Vážením pro stanovení hmotnostní obálky probíhalo se subjekty zmíněnými výše. V tabulkách 22, 23, 24 a 25 se nachází čtyři případy.

4.4.1 Položky bez posádky

V této tabulce 22 jsou případy pro letoun bez posádky, pouze v kombinaci s nádržemi a zavazadlem. Příklad 1 hovoří o zcela prázdném letadle bez paliva. Příklad 5 je prázdné letadlo s plnou levou nádrží, případ 6 je prázdné letadlo s plnou pravou nádrží. Sedmý případ je s plnými nádržemi a konečně 11 případ je s přítomností zavazadla v poloze baterie.

Tabulka 22 Hodnoty bez posádky

případ	x_T [mm]	m [kg]	m^*x	$x_{T,P}$ [mm]	m_P [kg]	m^*x	$m_{celková}$ [kg]	$x_{T, celk.}$	%bSAT
1	2116	93,7	198292,5	1942	137,6	267241,9	231,3	2012,7	40,72
5	2154	103,9	223772,5	1942	137,6	267241,9	241,5	2033,2	42,41
6	2149	104	223475	1942	137,6	267241,9	241,6	2031,1	42,24
7	2181	114,1	248902,5	1942	137,6	267241,9	251,7	2050,6	43,85
11	2089	108	225575	1942	137,6	267241,9	245,6	2006,6	40,21

V případě pilota, je bráno víc případů. Pilot je vážen na obou možných pozicích – jak velitele letounu případ 2, tak pasažéra (druhého pilota) případ 3. Příklad 4 je pak brán s oběma piloty. Případy 8 a 9 jsou s oběma nádržemi, jen pilot mění svou pozici, pro 8 je to levá strana a pro 9 je to pravá strana. Příklad 10 je pak opět s oběma piloty a oběma nádržemi. Viz tabulky 23, 24 a 25.

4.4.2 Subjekt –Osoba 1

Tabulka 23 Hodnoty pro osobu 1

případ	x_T [mm]	m [kg]	m^*x	$x_{T,P}$ [mm]	m_P [mm]	m^*x	$m_{celková}$ [kg]	$X_{T, celk.}$	%bSAT
2	1976	170,5	336962,5	1942	137,6	267241,9	308,1	1961,1	36,45
2	1973	172	339325	1942	137,6	267241,9	309,6	1959,2	36,30
2	1962	186,2	365330	1942	137,6	267241,9	323,8	1953,6	35,83
3	1981	170,6	337890	1942	137,6	267241,9	308,2	1963,5	36,65
4	1933	234,2	452655	1942	137,6	267241,9	371,8	1936,2	34,40
8	2023	190,4	385210	1942	137,6	267241,9	328	1989,2	38,78
9	2025	190,5	385787,5	1942	137,6	267241,9	328,1	1990,3	38,87
10	1974	253,8	500920	1942	137,6	267241,9	391,4	1962,6	36,58

4.4.3 Subjekt – Osoba 2

Tabulka 24 Hodnoty pro osobu 2

případ	x_T [mm]	m [kg]	m^*x	$x_{T,p}$ [mm]	m_p [mm]	m^*x	$m_{celková}$ [kg]	$x_{T, celk.}$	%bSAT
2	1997	157,4	314335	1942	137,6	267241,9	295	1971,4	37,31
3	1996	157,4	314160	1942	137,6	267241,9	295	1970,9	37,26
4	1936	234	453075	1942	137,6	267241,9	371,6	1938,4	34,58
8	2052	178	365225	1942	137,6	267241,9	315,6	2004	40,00
9	2048	177,7	364017,5	1942	137,6	267241,9	315,3	2002,1	39,84
10	1975	254,1	501777,5	1942	137,6	267241,9	391,7	1963,3	36,64

4.4.4 Subjekt - Osoba 3

Tabulka 25 Hodnoty pro osobu 3

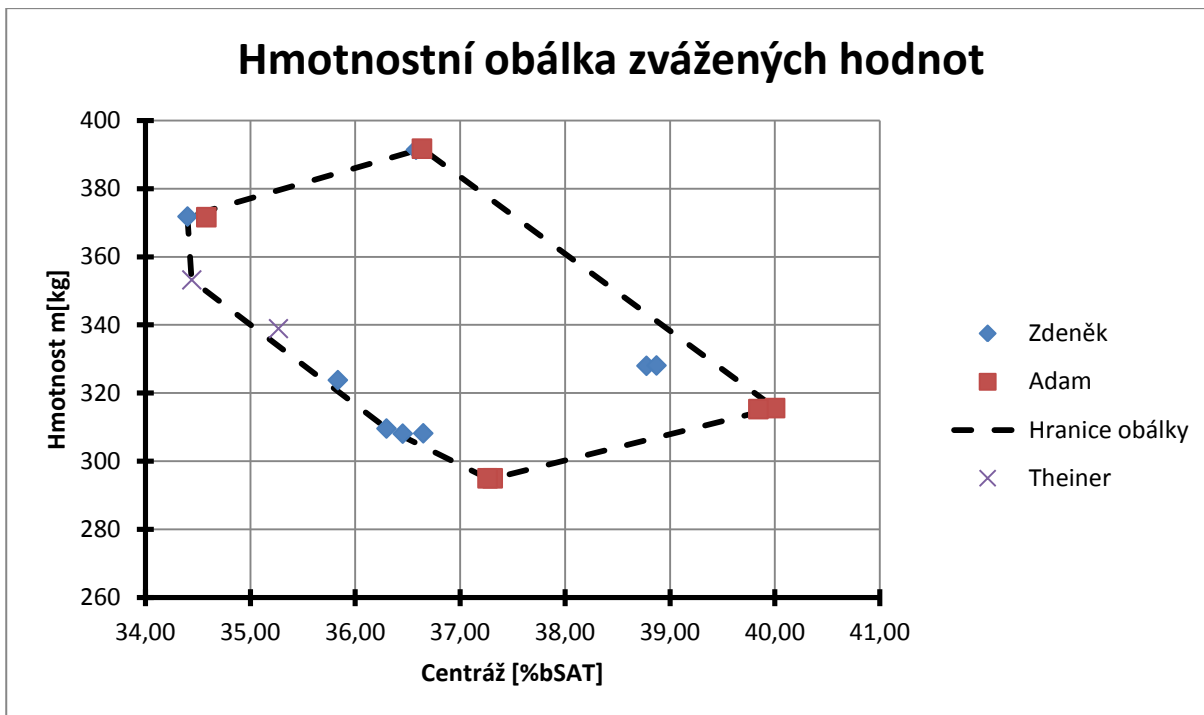
případ	x_T [mm]	m [kg]	m^*x	$x_{T,p}$ [mm]	m_p [mm]	m^*x	$m_{celková}$ [kg]	$x_{TCelk.}$	%bSAT
2	1950	201,3	392507,5	1942	137,6	267241,9	338,9	1946,7	35,27
2	1933	215,6	416815	1942	137,6	267241,9	353,2	1936,7	34,44

4.4.5 Hranice obálky:

Hranice obálky tedy tvoří maxima a minima z výše uvedených hodnot z tabulky, tabulka 26. Tyto hodnoty jsou následně použity pro tvorbu finální hmotnostní obálky.

Tabulka 26 Data vymežující hranice hmotnostní obálky

m [kg]	%bSAT
371,8	34,40
353,2	34,44
309,6	36,30
295	37,26
295	37,31
315,6	40,00
391,7	36,64
371,8	34,40



Graf 3 Hmotnostní obálka

Pro původní navrženou polohu křídla je z tabulek zřejmé, že se poloha těžiště nachází příliš vzadu, obzvláště pro případy lehkého pilota, kdy se dostáváme do poměrně extrémních hodnot až 40 % bSAT.

Na základě hodnot, které byly zjištěny vážením a výpočtem, je zřejmé, že letoun bude nutné upravit tak, aby se hodnoty dostaly do přijatelných mezí. Použitelné hodnoty centráže by se měly pohybovat okolo 27 % bSAT. Samotná hodnota polohy těžiště ovšem není relevantní bez znalosti polohy neutrálního bodu

Výsledky hmotové analýzy vedly k otázkám, jak letoun uvést do stavu letové způsobilosti. Z možných variant se jevil nejschůdnější variantou se jeví posun křídla směrem k vzad případně posunutí ocasních ploch stejným směrem.

5 Neutrální bod

Úvod

Tato kapitola se zabývá výpočtem polohy neutrálního bodu. Za pomoci polohy neutrálního bodu a znalosti těžiště se později určí také zásoba statické stability letadla daná v procentech. Tyto údaje jsou nesmírně důležité pro provedení letu kvůli správnému vyvážení letadla a především vymezují polohy centrází. Díky znalosti krajních centrází, tedy přední a zadní, je možno bezpečně umístit na palubu letadla, jak posádku, zavazadla, tak i palivo.

Samotný výpočet neutrálního bodu vychází z předpokladu, že se neutrální bod (nebo také aerodynamické centrum) nachází v poloze 25% střední aerodynamické tětiny křídla.

Výpočet je složen z více kroků, ale každý z nich má neméně velký vliv na výsledek.

5.1 Destabilizace trupem

Všeobecně se předpokládá, že neutrální bod se musí nacházet za těžištěm, aby bylo dosaženo kladných hodnot pro statickou stabilitu. Na pozici neutrálního bodu má vliv každá část letadla. Nyní se budu zabývat trupem. Trup jako takový destabilizuje, to znamená, že posouvá těžiště směrem dozadu. Pro stanovení destabilizace je nutno spočítat plochu trupu.

Vzorec pro výpočet

$$S_{tr} = l_{tr} * c_{tr} \quad (11) \text{ [Zdroj: 2]}$$

Kde S_{tr} označuje plochu trupu, l_{tr} označuje délku trupu a c_{tr} označuje šířku trupu.

Hodnoty

l_{tr}	5,115 m
c_{tr}	1,205 m

Výpočet

$$S_{tr} = 5,115 * 1,205 = 6,163575 \text{ m}^2$$

Nyní je tedy spočítána hodnota plochy trupu. Další výpočet vede ke zjištění štíhlosti trupu letounu.

Vzorec pro výpočet

$$\lambda_{tr} = \frac{l_{tr}}{c_{tr}} \quad (12) \quad [\text{Zdroj:2}]$$

Kde λ_{tr} značí štíhlost trupu, l_{tr} označuje délku trupu a c_{tr} označuje šířku trupu.

Výpočet

$$\lambda_{tr} = \frac{5,115}{1,205} = 4,244813$$

Nyní následuje fáze odečítání z grafu. Je potřeba zjistit koeficient vlivu polohy trupu vůči těžišti. Tento koeficient se stanoví pomocí spočítané štíhlosti trupu λ_{tr} a poměru polohy těžiště a délky trupu.

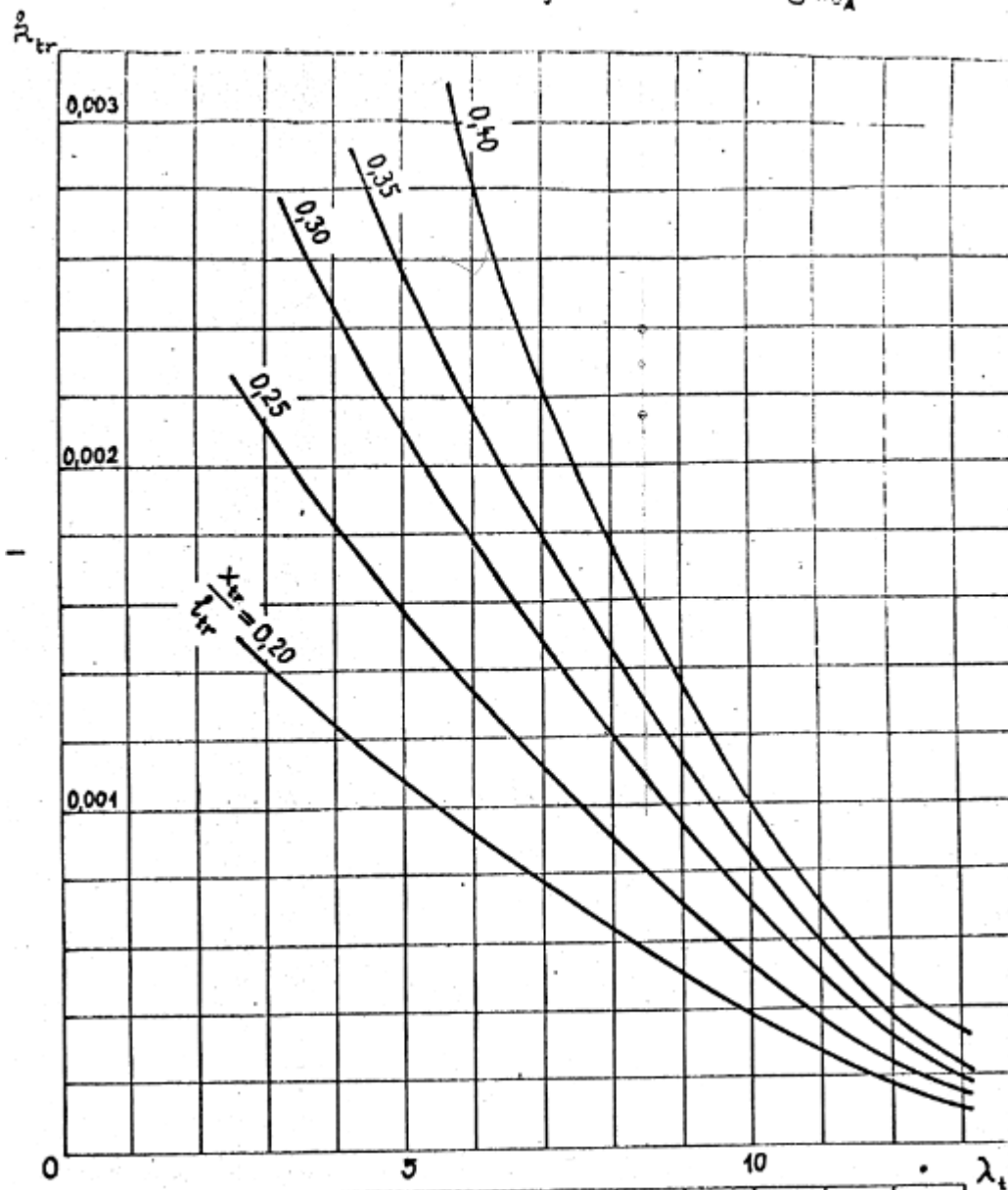
Poměr polohy těžiště a délky trupu – vzorec

$$\frac{x_{tr}}{l_{tr}} \quad (13)$$

Výpočet

$$\frac{1,5564}{5,115} = 0,304293$$

Získaná hodnota tedy spolu se štíhlostí trupu poslouží k odečtení potřebné hodnoty, tedy součinitele destabilizace trupem, značen jako k_{tr} viz Graf 4.



Graf 4 Součinitel destabilizace trupem [Zdroj: 2]

Z grafu tedy zjistíme hodnotu $k_{tr} = 0,00237$.

Nyní jsou potřebné hodnoty zjištěny a lze využít vzorec pro výpočet destabilizace trupem.

Vzorec

$$\Delta \bar{x}_{NB} = -k_{tr} * \frac{1}{C_{y,kř}^\alpha} * \frac{S_{tr}}{S_{kř}} * \frac{l_{tr}}{b_{SAT}} \quad (14) \text{ [Zdroj: 2]}$$

kde $\frac{1}{C_{y,kř}^\alpha}$ je převrácená hodnota součinitele vztlaku křídla, $\frac{S_{tr}}{S_{kř}}$ je poměr mezi plochou křídla a plochou trupu a $\frac{l_{tr}}{b_{SAT}}$ je poměr mezi délkou trupu a délkou střední aerodynamické tělvy křídla.

Výpočet

$$\Delta \bar{x}_{NB} = -0,00237 * \frac{1}{0,082798} * \frac{6,163575}{11,53} * \frac{5,115}{1,21} * 100$$
$$\Delta \bar{x}_{NB} = -6,46627$$

Hodnota -6,46627 nám říká, že se nám vlivem trupu posune neutrální bod dopředu.

Opačně než trup nám působí vodorovné ocasní plochy. Tyto plochy tedy letoun stabilizují.

Stabilizaci lze ovlivnit buď to zvětšením ramene VOP, nebo zvětšením plochy VOP.

5.2 Stabilizace pomocí vodorovných ocasních ploch

Stabilizace se vypočítá pomocí mohutnosti VOP

Vzorec pro mohutnost VOP:

$$H_{VOP} = \frac{S_{VOP} * L_{VOP}}{S_{kř} * b_{SAT}} \quad (15) \text{ [Zdroj: 2]}$$

Výpočet:

$$H_{VOP} = \frac{2,541894 * 3,321}{11,53 * 1,21} = 0,605$$

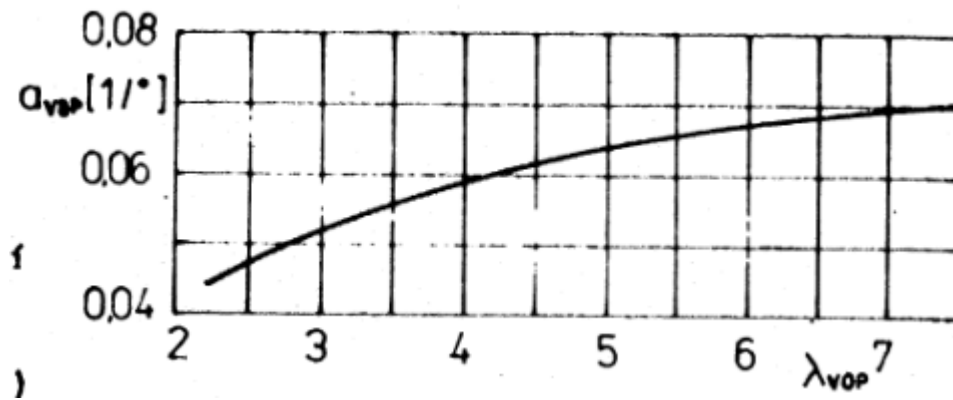
Další nutnou složkou pro zjištění stabilizace VOP je štiřlost VOP.

Vzorec pro štiřlost VOP:

$$\lambda_{VOP} = \frac{l_{VOP}^2}{S_{VOP}} \quad (16) \text{ [Zdroj: 2]}$$

$$\lambda_{VOP} = \frac{2,776^2}{2,541894} = 3,031667$$

Vzhledem k nutnosti znát stoupání vztlakové čáry, bude využito štiřlosti VOP pro odečtení hodnoty, viz Graf 5



Graf 5 Stoupání vztlakové čáry VOP [Zdroj: 2]

Odečtená hodnota pro VOP je 0,052 1/°.

5.3 Koeficient vlivu zvíření proudu vzduchu

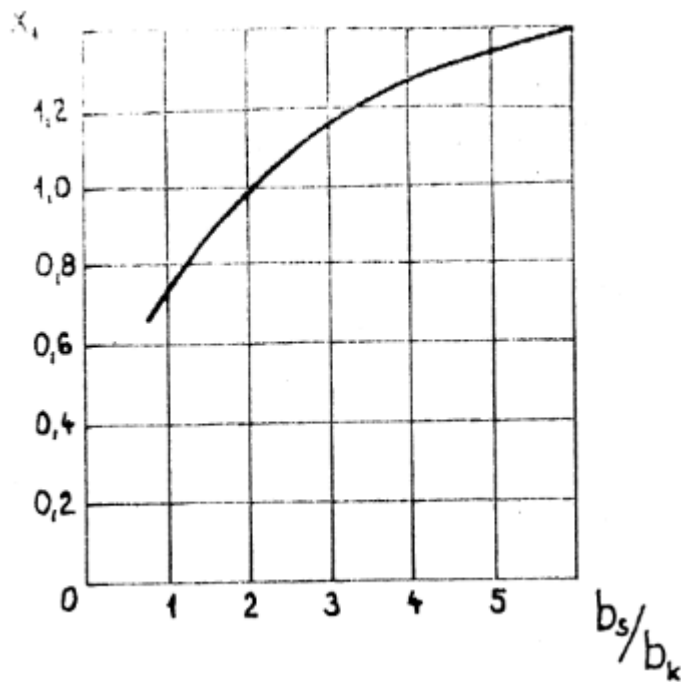
Nutnost je také stanovit vliv ofukování letounu vrtulí. Tento vliv není zanedbatelný. Byla vzata hodnota průměrná pro vrtuli tedy $D_{vrt} = 2,5^\circ$.

Pro křídlo se musí hodnota $D_{kř}$ určit z grafů. První graf, tedy Graf 6, udává poměr koncové hodnoty střední aerodynamické tělivity ku hodnotě kořenové. Tento poměr dán vztahem:

$$\frac{b_s}{b_k} \quad (17)$$

Vzhledem k tomu, že křídlo TL-32 Typhoon ČVUT je obdélníkové křídlo, je výpočet jednoduchý.

$$\frac{1210}{1210} = 1$$



Graf 6 Poměr koncové a počáteční hodnoty b_{sAT} [Zdroj: 2]

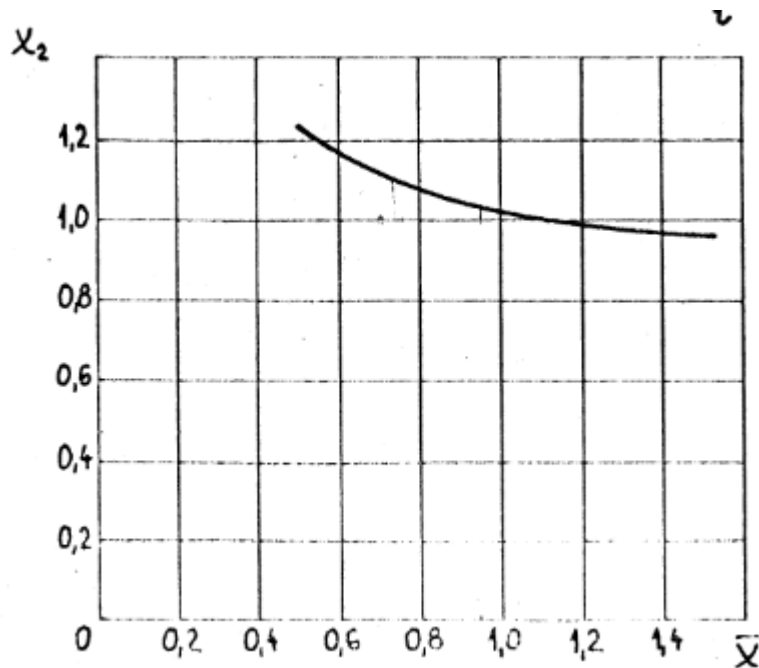
Použijeme tedy poměr a Graf 6 a odečteme hodnotu χ_1 , která je pro TL-32 Typhoon ČVUT rovna 0,72.

Druhým koeficientem je poměr délky ramene VOP, ku polovině délky rozpětí křídla, viz Graf 7. Vzorec je tedy následující:

$$\bar{x} = \frac{L_{VOP}}{\frac{l}{2}} \quad (18)$$

Pro TL-32 Typhoon ČVUT tedy platí po dosazení:

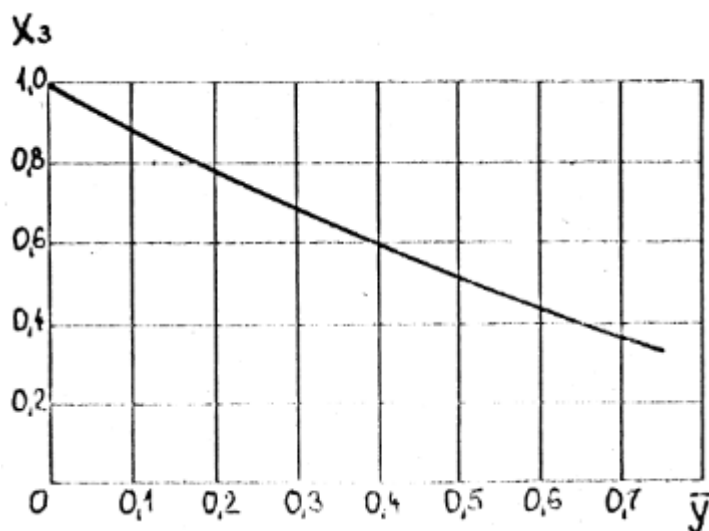
$$\bar{x} = \frac{3,3205}{4,766} = 0,696706$$



Graf 7 Poměr délky ramene VOP, ku polovině délky rozpětí křídla [Zdroj: 2]

Získaná hodnota a Graf 7 umožní odečíst hodnotu pro χ_2 , která je 1,1.

Posledním ze tří nutných koeficientů je nadsazení VOP., viz Graf 8. Letadlo TL-32 Typhoon ČVUT nemá nadsazení VOP a proto je hodnota na ose x rovna 0. Čímž dostaneme hodnotu $\chi_3=1$.



Graf 8 Nadsazení VOP [Zdroj: 2]

Díky spočítaným koeficientům χ , lze stanovit celkové D. Nejprve je nutno stanovit $D_{kř-VOP}$, které je dáno vzorcem:

$$D_{kř-VOP} = \frac{46,2}{\lambda_{kř}} * \chi_1 * \chi_2 * \chi_3 \quad (19)$$

Dosazení:

$$D_{kř-VOP} = \frac{46,2}{7,8776} * 0,72 * 1,1 * 1 = 4,6448$$

Z toho lze stanovit výsledný koeficient:

$$D = D_{kř-VOP} + D_{vrt} \quad (20)$$

$$D = 4,6448 + 2,5 = 7,144816^\circ$$

5.4 Výpočet koeficientu K_{VOP}

Koeficient K_{VOP} je koeficient zarytí ocasní plochy trupem. Zakrytí VOP trupem se vypočítá jako plocha, která je dána šíří trubky i se závěsy a vzdáleností předního závěsu VOP a konce trubky.

R	52 mm
v_{zt}	16 mm
f_{VOP}	760 mm

$$S_1 = 2 * (r + v_{zt}) * f_{VOP} \quad (21)$$

$$S_1 = 2 * (52 + 16) * 760 = 103360 \text{ mm}^2$$

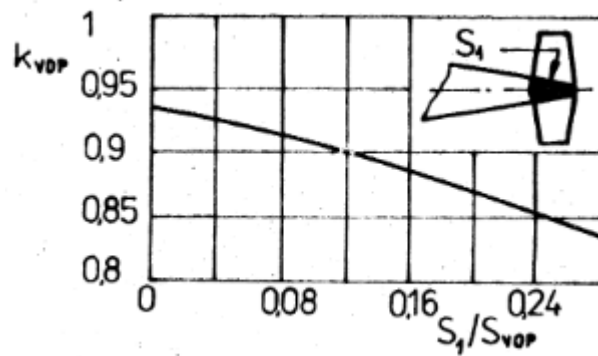
$$S_1 = 0,10336 \text{ m}^2$$

Nyní určíme poměr plochy zakryté trupem, ku ploše VOP, prvně se určí poměr plochy S_1 a plochy VOP dle vzorce (22).

$$\frac{S_1}{S_{VOP}} \quad (22) \text{ [Zdroj: 2]}$$

$$\frac{0,10336}{2,54} = 0,040663 \text{ m}^2$$

Pro zjištění koeficientu k_{VOP} je využit Graf 9.



Graf 9 Koeficient zakrytí trupem [Zdroj: 2]

Koeficient je tedy roven $K_{VOP} = 0,925$

Koeficient vrtule $K_{vrtule} = 1,1$ (určeno z podkladů předmětu FS ČVUT). Výsledný koeficient, je tedy roven součinu obou koeficientů.

$$K_{VOP} = K_{VOP} * K_{vrtule} \quad (23) \text{ [Zdroj: 2]}$$

$$K_{VOP} = 0,925 * 1,1 = 1,0175$$

Nyní jsou k dispozici všechny potřebné koeficienty pro stanovení stabilizace pomocí vodorovných ocasních ploch. Ta se spočítá pomocí vzorce (24).

$$\Delta \bar{x}_{NB} = C_{y,VOP}^{\alpha} * \left(\frac{1}{C_{y,kř}^{\alpha}} - D \right) * H_{VOP} * K_{VOP} \quad (24) \text{ [Zdroj: 2]}$$

Dosazení

$$\Delta \bar{x}_{NB} = \left(0,052 * \left(\frac{1}{0,082798} - 7,144816 \right) * 0,604792 * 1,0175 \right) * 100$$

$$\Delta \bar{x}_{NB} = 15,78 \% bSAT$$

Hodnota stabilizace pomocí vodorovných ocasních ploch je tedy 15,78%, což znamená, že nám redukuje vliv destabilizace trupu a vrací tedy neutrální bod zase směrem dozadu.

5.5 Výpočet polohy neutrálního bodu

Z výše vypočítaných údajů lze tedy stanovit pozici neutrálního bodu letadla TL-32 Typhoon ČVUT. Vycházíme tedy za základního předpokladu polohy neutrálního bodu ve 25% střední aerodynamické tělivity. Nyní stačí pouze sečíst tři položky – teoretickou polohu neutrálního bodu, destabilizaci trupem a stabilizaci pomocí svislých ocasních ploch.

Vzorec

$$X_{NB} = 25 + (-6,47) + 15,78$$

$$X_{NB} = 34,32\% \text{ bSAT}$$

5.6 Stanovení statické zásoby stability

Protože se jednalo o konfiguraci letadla, kdy byl osazen dvěma piloty o hmotnosti 90 kg, tedy dohromady 180 kg, plnými palivovými nádržemi a velkým zavazadlem, je třeba pro určení zásoby statické stability využít polohu těžiště danou pro použitou hmotnost letadla. Celková hmotnost letadla byla v této konfiguraci stanovena na $m_c = 446,3$ kg. Těžiště pro tuto hmotnost leží v poloze 35,24% střední aerodynamické tětiny.

Stanovení stability spočívá v rozdílu polohy neutrálního bodu a těžiště vztažené k procentům střední aerodynamické tětiny.

Vzorec

$$\text{zásoba statické stability} = X_{NB} - X_T \quad (25)$$

$$\text{zásoba statické stability} = 34,32 - 35,24 = -0,93$$

Výsledek výpočtu je hodnota -0,93. Hodnota říká, že se jedná o zápornou statickou stabilitu, respektive o nestabilitu. Neutrální bod se tedy nachází v poloze před těžištěm, což je nepřípustné.

6 Posun křídla a ocasních ploch

Úvod

Byly stanoveny hodnoty posunu křídla a ocasních ploch, jenž by měly být prozkoumány, aby se zjistila efektivita takového posunu. Případy posunu křídla byly tedy – 0, 100 mm, 200 mm, 227 mm (což odpovídá pozici vzpěry kolmo k trupu). Pro posun ocasních ploch byly stanoveny tyto vzdálenosti – 0, 150 mm, 300 mm.

6.1 Návrh možné nápravy nevhodné relace těžiště a neutrálního bodu

Pro posun obou částí byly části letadla rozděleny na proměnné a neměnné.

Tyto položky budou navzájem kombinovány, aby bylo do zkoumání vlivu zahrnuto co nejvíce možností, které mohou nastat. Dalšími kombinacemi bude posun křídla a ocasních ploch, respektive vzájemné kombinace posunu obou částí. Pro přehlednost byly údaje seřazeny do tabulek.

Neměnné položky

Tabulka 27 Neměnné položky pro stanovení hmotnostních obálek s posunem křídla a ocasních ploch

Název položky	m [kg]	x[m]	x*m
Motor bez provozních kapalin	38	1,128	42,864
Chladič motoru	1,5	1,128	1,692
Výfuk motoru	1,5	1,128	1,692
Chladicí kapalina	5	1,128	5,64
Baterie	12	1,955	23,46
Prázdný trup bez pil.,pal. a zav.	93,7	2,1162487	198,2925
Vrtule	3,2	0,867	2,7744
<u>Přístroje</u>			
Výškoměr	0,77	1,255	0,96635
Rychloměr	0,6	1,255	0,753
Variometr	0,87	1,255	1,09185
Kompas	0,36	1,255	0,4518
Radio	1	1,255	1,255
Součty	158,5		280,9329

Poloha těž. bez pilotů, paliva, zavazadel	xT[m]	1,772447
	xT[%b _{SAT}]	20,86341

Proměnné položky

Pilot, oba piloti, nádrže – plné, půl nádrže, či zavazadlo velké a malé.

Tabulka obsahuje položky – pilot, nádrž a zavazadlo. Ke každé z nich je uvedena hmotnost m [kg], dále vzdálenost těžiště objektu od referenčního bodu a dále součin hmotnosti a vzdálenosti, čímž dostáváme rameno.

Tabulka 28 Proměnné položky pro stanovení hmotnostních obálek s posunem křídla a ocasních ploch

Název položky		m [kg]	x[m]	x*m
Pilot - lehký	Vlevo	65	1,8053841	117,35
	Vpravo	65	1,8053841	117,35
Pilot - střední	Vlevo	90	1,8053841	162,4846
	Vpravo	90	1,8053841	162,4846
Pilot - těžký	Vlevo	120	1,8053841	216,6461
	Vpravo	120	1,8053841	216,6461
1/2 nádrže		10	2,4791667	24,79167
Plná nádrž		20	2,4791667	49,58333
Malé zavazadlo		10	1,9078671	19,07867
Velké zavazadlo		15	1,9078671	28,61801

6.1.1 Modifikace křídla

Jednotlivé případy posunu křídla:

Tabulka 29 Hodnoty posunů křídla

Posun křídla	
r0	0
r1	100
r2	200
r3	227

Tabulka 30 Hodnoty posunu křídla spolu se změnou polohy těžiště níže obsahuje jednotlivé případy posunu křídla a s tím spjatou změnu polohy těžiště křídla.

Tabulka 30 Hodnoty posunu křídla spolu se změnou polohy těžiště

		m [kg]	x[m]	x*m
Křídla případ r0	levé	30,8	2,0212987	62,256
	pravé	31	2,0216129	62,67
	m	61,8	xT	2,021456
Křídla případ r1	levé	30,8	2,1212987	65,336
	pravé	31	2,1216129	65,77
	m	61,8	xT	2,121456
Křídla případ r2	levé	30,8	2,2212987	68,416
	pravé	31	2,2216129	68,87
	m	61,8	xT	2,221456
Křídla případ r3	levé	30,8	2,2482987	69,2476
	pravé	31	2,2486129	69,707
	m	61,8	xT	2,248456

6.1.2 Modifikace ocasních ploch

Jednotlivé případy posunu ocasních ploch.

Tabulka 31 Hodnoty posunů ocasních ploch

Posun ocas. ploch	
s0	0
s1	150
s2	300

Tabulka níže obsahuje stejně jako tabulka pro křídlo, posuny pro jednotlivé případy posunu ocasních ploch a změny těžišť.

Tabulka 32 Hodnoty posunu ocasních ploch spolu se změnou polohy těžiště

Ocasní plochy posun s0			m [kg]	x[m]	x*m
Kýlová plocha			2,38	5,285	12,5783
Směrové kormidlo			1,9	5,68	10,792
Stabilizátor	levý		1,77	5,225	9,24825
	pravý		1,81	5,225	9,45725
Výškové kormidlo	levé		1,47	5,605	8,23935
	pravé		1,67	5,605	9,36035
			m	11	xT
					5,425045

Ocasní plochy posun s1			m [kg]	x[m]	x*m
Kýlová plocha			2,38	5,435	12,9353
Směrové kormidlo			1,9	5,83	11,077
Stabilizátor	levý		1,77	5,375	9,51375
	pravý		1,81	5,375	9,72875
Výškové kormidlo	levé		1,47	5,755	8,45985
	pravé		1,67	5,755	9,61085
			m	11	xT
					5,575045

Ocasní plochy posun s2			m [kg]	x[m]	x*m
Kýlová plocha			2,38	5,585	13,2923
Směrové kormidlo			1,9	5,98	11,362
Stabilizátor	levý		1,77	5,525	9,77925
	pravý		1,81	5,525	10,00025
Výškové kormidlo	levé		1,47	5,905	8,68035
	pravé		1,67	5,905	9,86135
			m	11	xT
					5,725045

Z tabulek výše pro posuny křídla a ocasních ploch, byly vybírány údaje do tabulky, z nichž se pak vytvořila hmotnostní obálka pro jednotlivé modifikace. Pro usnadnění práce se vzaly z křídla i ocasních ploch průměry pro vzdálenosti těžiště jednotlivých částí od referenčního bodu.

Pro zahrnutí všech případů byly vytvořeny další 4 tabulky, každá obsahuje výčet všech možných kombinací. Jedna tabulka vždy reprezentuje jedno posunutí křídla. V každé z nich se dále nachází dělení podle hmotnosti pilota. Mohou tedy nastat případy – 1 pilot – 65 kg, 90 kg, 120 kg a pak vzájemné kombinace dvou pilotů, tedy – 65kg+90kg, 65kg + 120 kg, 90kg+120kg a 2x 65kg, 2x 90kg, 2x 120 kg.

Každá sekce pro určitou hmotnost posádky pak obsahuje kombinace:

- Letadlo + pilot + s0
- Letadlo + pilot + s1
- Letadlo + pilot + s2
- Letadlo + pilot + zavazadlo malé + s0
- Letadlo + pilot + zavazadlo malé + s1
- Letadlo + pilot + zavazadlo malé + s2
- Letadlo + pilot + zavazadlo velké + s0
- Letadlo + pilot + zavazadlo velké + s1
- Letadlo + pilot + zavazadlo velké + s2
- Letadlo + pilot + ½ paliva + s0
- Letadlo + pilot + ½ paliva + s1
- Letadlo + pilot + ½ paliva + s2
- Letadlo + Pilot + ½ paliva + zavazadlo malé + s0
- Letadlo + Pilot + ½ paliva + zavazadlo malé + s1
- Letadlo + Pilot + ½ paliva + zavazadlo malé + s2
- Letadlo + Pilot + ½ paliva + zavazadlo velké + s0
- Letadlo + Pilot + ½ paliva + zavazadlo velké + s1
- Letadlo + Pilot + ½ paliva + zavazadlo velké + s2
- Letadlo + Pilot + plné palivo + s0
- Letadlo + Pilot + plné palivo + s1
- Letadlo + Pilot + plné palivo + s2
- Letadlo + Pilot + plné palivo + zavazadlo malé + s0
- Letadlo + Pilot + plné palivo + zavazadlo malé + s1
- Letadlo + Pilot + plné palivo + zavazadlo malé + s2
- Letadlo + Pilot + plné palivo + zavazadlo velké + s0
- Letadlo + Pilot + plné palivo + zavazadlo velké + s1
- Letadlo + Pilot + plné palivo + zavazadlo velké + s2

Jedná se tedy celkem o 81 kombinací pro 3 posuny, tedy dohromady nám dává 243 hodnot pro jeden případ posunu křídla. Pro 4 posuny křídla nám tedy vzniká celkem 4x 243 hodnot, tedy 972 hodnot pro všechny kombinace. Tabulky s těmito hodnotami se nachází v příloze 2 této diplomové práce.

Z nich následně dostaneme 4 hmotnostní obálky, které nám ukazují jednotlivé vlivy posunu křídla a ocasních ploch na pohyb těžiště v procentech SAT. Z těchto grafů se ale také dá vyčíst daleko víc údajů. Dá se tedy sledovat vliv i jednotlivých proměnných položek na pohyb těžiště letounu.

Do grafů se vždy vynáší celková hmotnost dané konfigurace a pro danou konfiguraci vždy poloha těžiště v procentech SAT.

6.2 Výpočet variant posunu křídla a ocasních ploch

V tabulce 33 se nachází dále výčet veškerých spočítaných konfigurací, z nichž jasné plyne, že posun křídla o 227 mm (r_3 , s_0) je nejvýhodnější. Přičemž označení je stejné jako v kapitole 4.3 Posun křídla. Pro přehlednou orientaci jej zde znovu uvádím. Viz tabulka 29 a 31.

Tabulka 29 Hodnoty posunů křídla

Posun křídla	
r_0	0
r_1	100
r_2	200
r_3	227

Tabulka 31 Hodnoty posunů ocasních ploch

Posun ocas. ploch	
s_0	0
s_1	150
s_2	300

Tabulka 33 Poloha neutrálního bodu a zásoba statické stability pro různé konfigurace

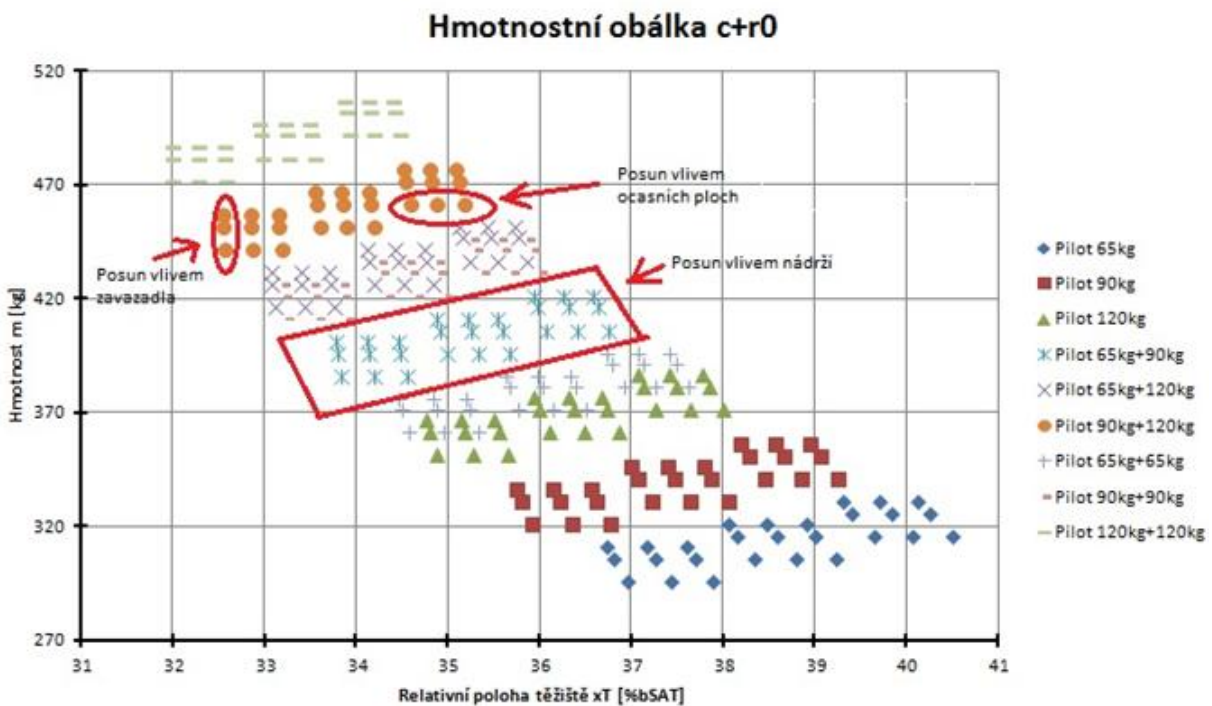
Pozice	Zásoba stability	
Název konfigurace	Poloha NB	zás.stat.stab.
	xNB[%bSAT]	[%bSAT]
s0, r0	34,32	-0,93
s0, r1	33,17	5,05
s0, r2	32,58	11,57
s0, r3	32,14	13,06
r0, s0	34,32	-0,93
r0, s1	35,16	-0,39
r0, s2	36,09	0,24
r1, s0	33,17	5,05
r1, s1	34,61	6,18
r1, s2	35,46	6,72
r2, s0	32,58	11,57
r2, s1	33,53	12,22
r2, s2	34,62	13,00
r3, s0	32,14	13,06
r3, s1	33,05	13,66
r3, s2	34,49	14,80

6.3 Hmotnostní obálky pro jednotlivé případy

Jednotlivé případy obálek zobrazují vliv posunu ocasních ploch pro případy posunu křídla. Ve směru osy x, vždy pro jednotlivé 3 případy se projevují posuny ocasních ploch (proto je zde zachována hmotnost, pouze se mění hodnota v procentech SAT).

Tři řady jsou způsobeny přidáním hmoty nádrží. Je vidět jejich vliv na hmotnost na ose y. A konečně směru osy y se projevuje i vliv zavazadla, který posouvá hodnotou procent bSAT méně. Vysvětlení popisuje Obrázek 14 Vysvětlení bodů hmotnostní obálky.

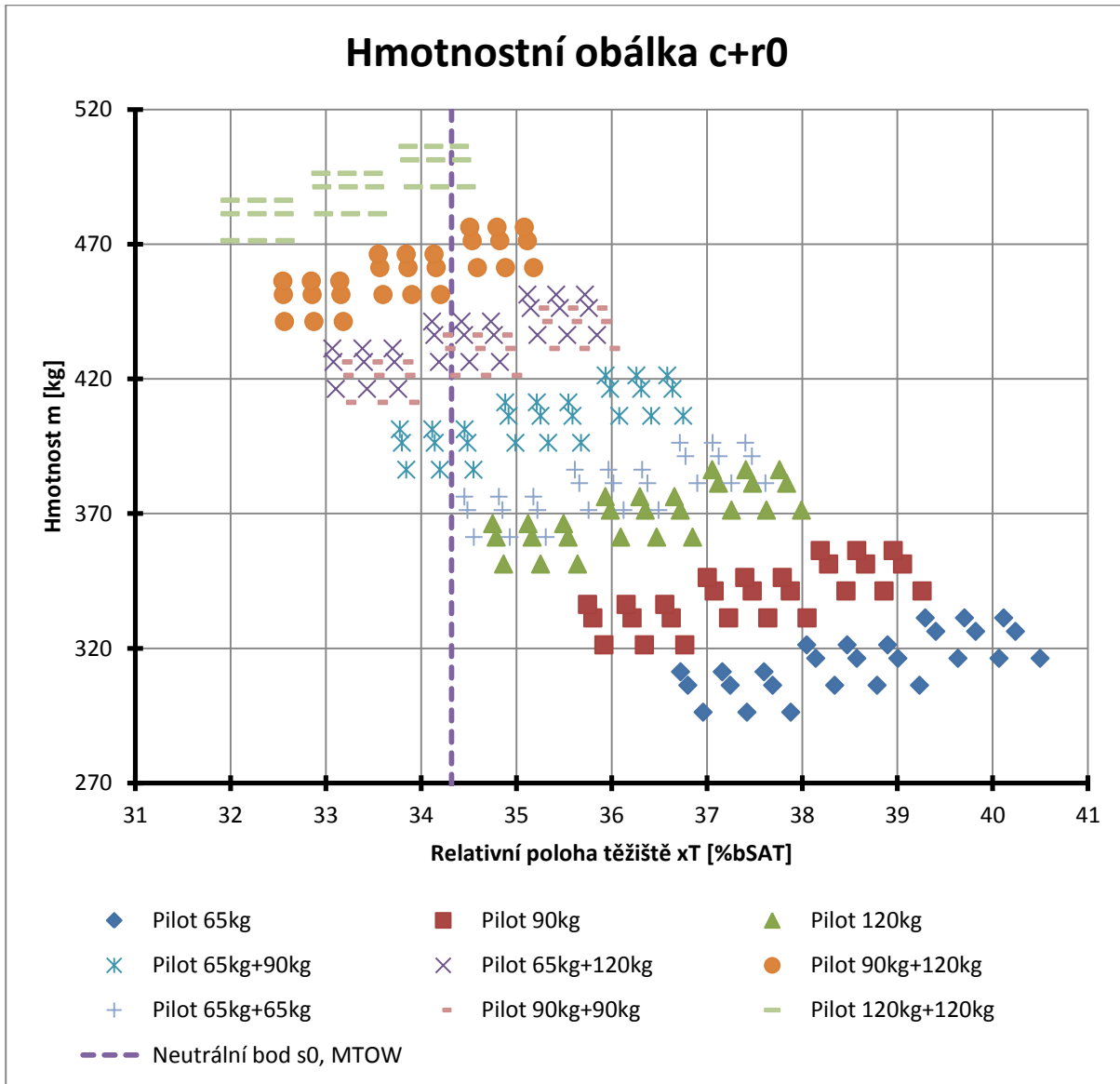
U každé obálky je čárkovanou čarou označena poloha neutrálního bodu.



Obrázek 14 Vysvětlení bodů hmotnostní obálky

6.3.1 Hmotnostní obálka c+r0

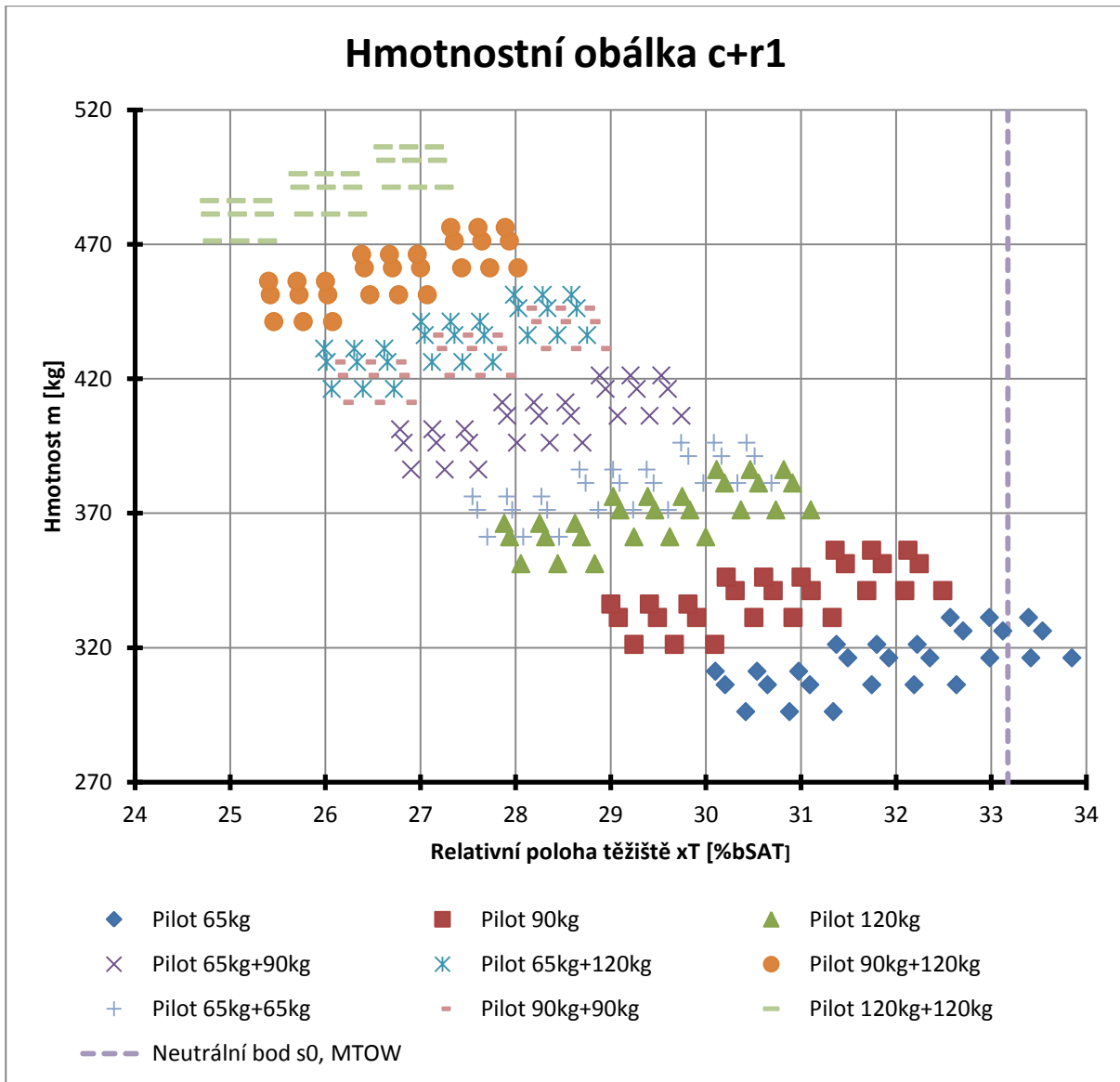
Obálka pro případ bez posunu křídla, pouze s posunem ocasních ploch je shodná s obálkou uvedenou výše, pouze obsahuje navíc posuny způsobené proměnlivými částmi a posunem ocasních ploch, viz Graf 4.



Graf 10 Hmotnostní obálka pro nulový posun křídla

6.3.2 Hmotnostní obálka c+r1

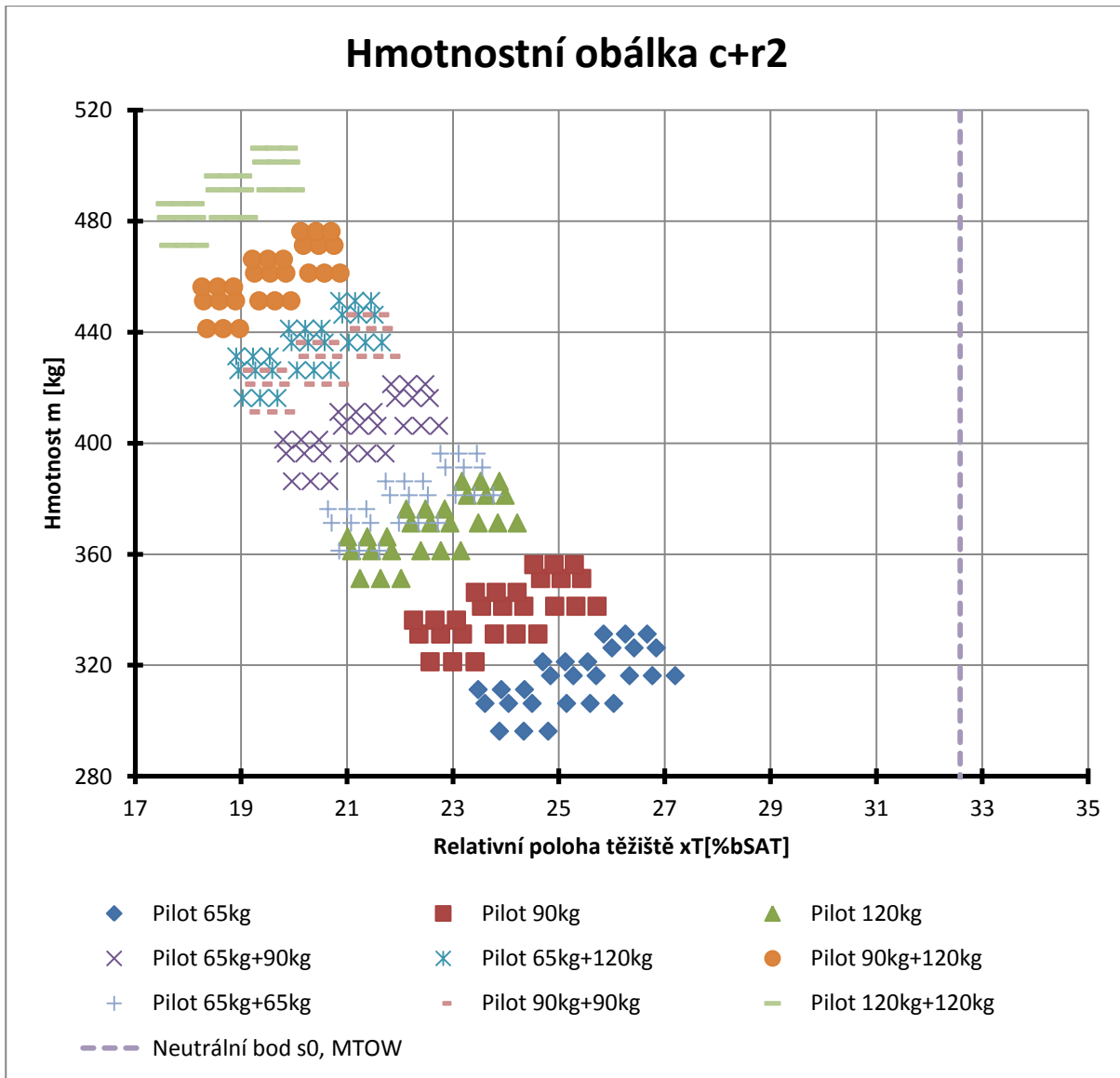
Obálka pro posun křídla o 100 mm směrem k ocasním plochám a jednotlivé kombinace s ocasními plochami, viz Graf 5.



Graf 11 Hmotnostní obálka pro posun o 100 mm

6.3.3 Hmotnostní obálka c+r2

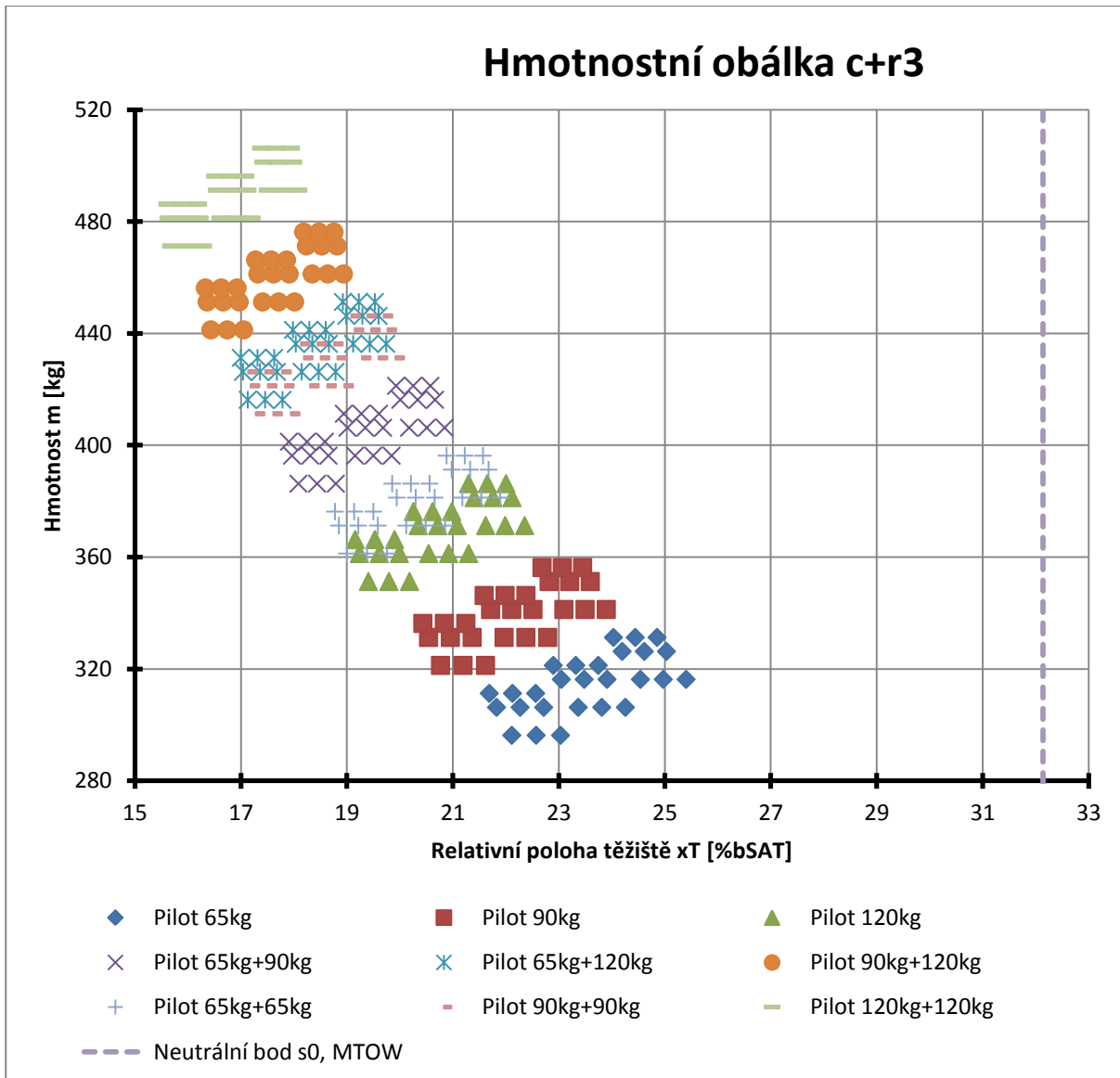
Obálka pro posun křídla o 200 mm směrem k ocasním plochám a kombinace s ocasními plochami, viz Graf 6.



Graf 12 Hmotnostní obálka pro posun křídla o 200 mm

6.3.4 Hmotnostní obálka c+r3

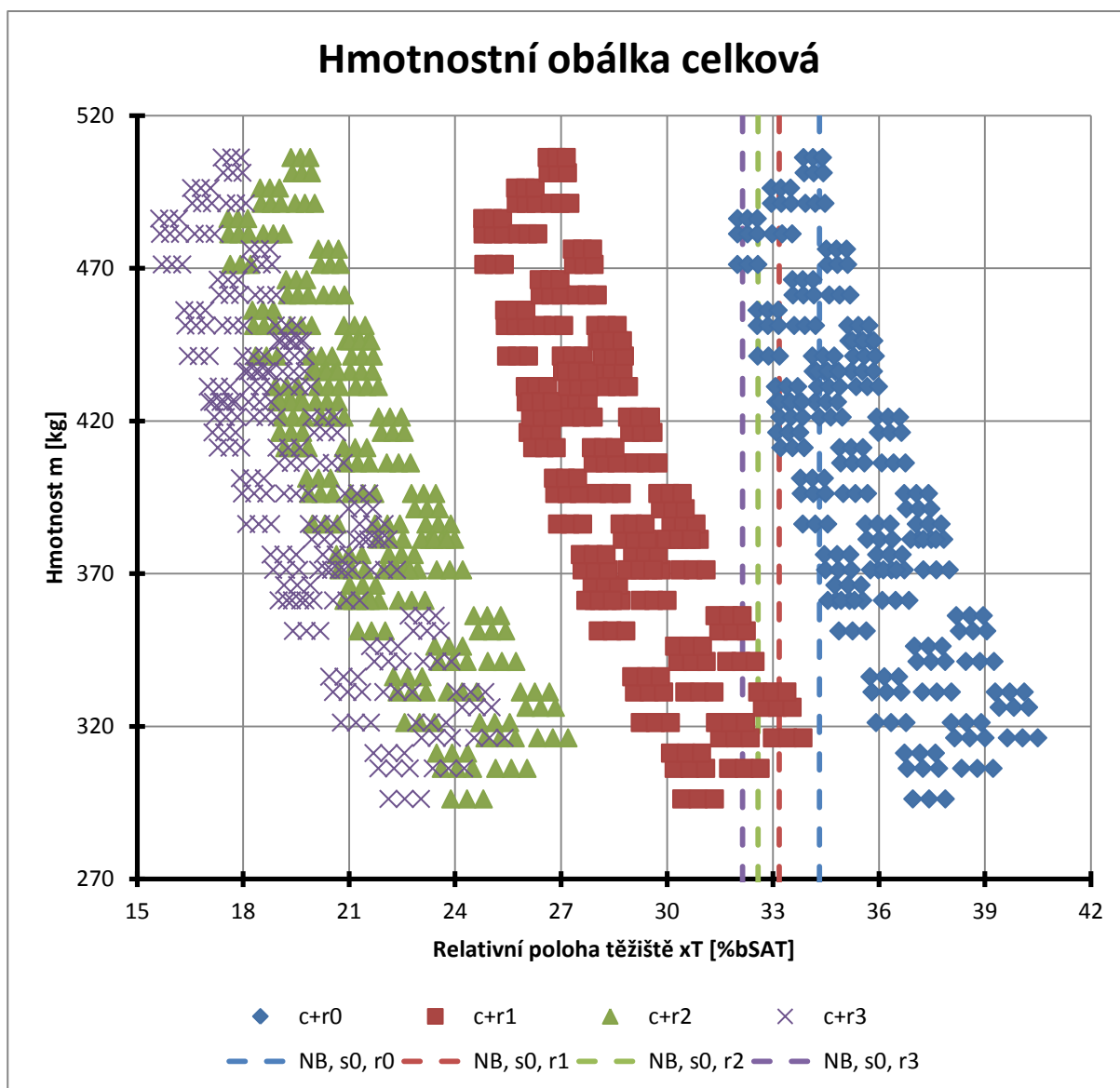
Obálka pro posun křídla o 227 mm směrem k ocasním plochám v kombinaci s posunem ocasních ploch, viz Graf 7.



Graf 13 Hmotnostní obálka pro posun křídla o 227 mm

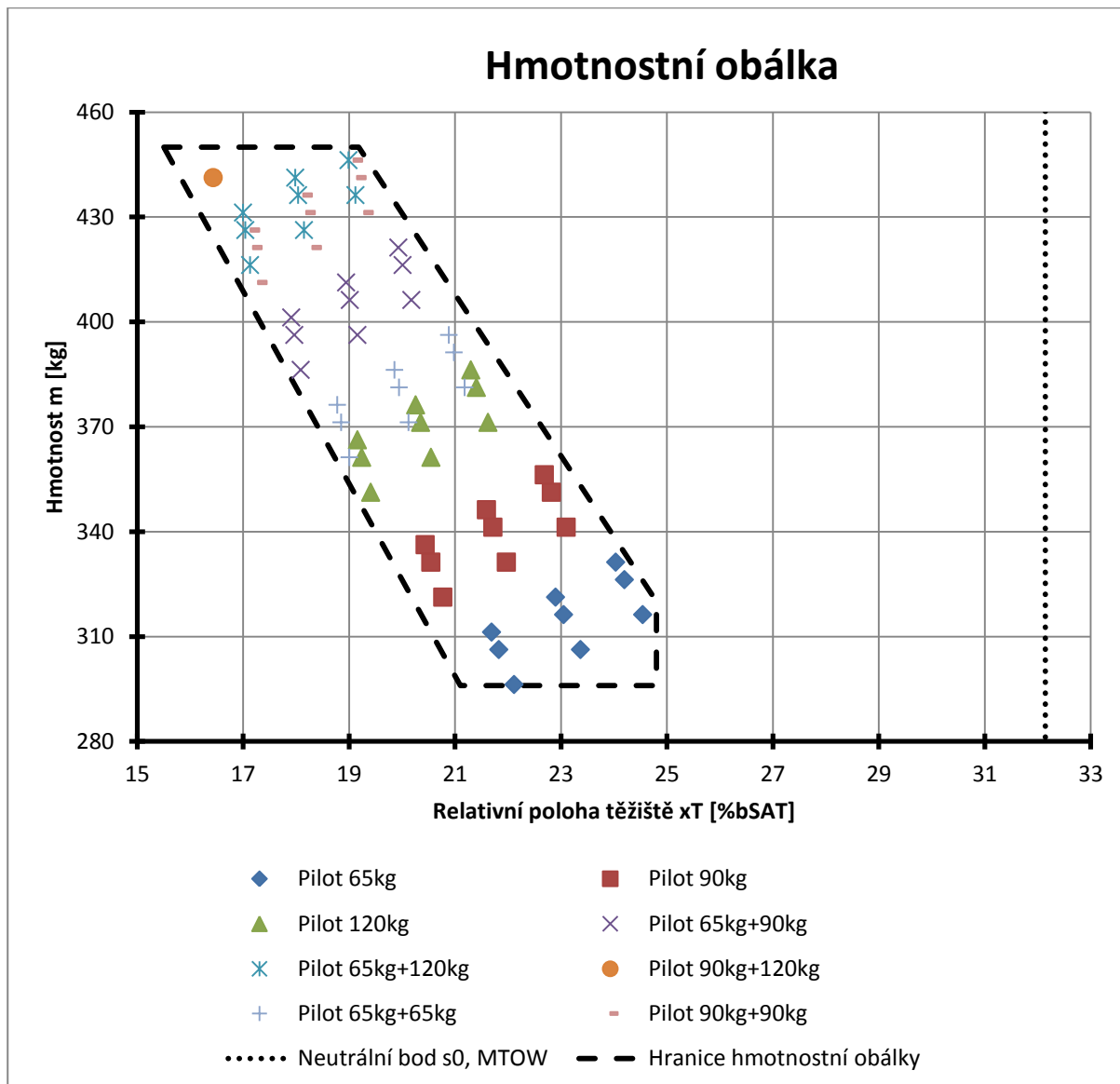
6.3.5 Celková hmotnostní obálka

Celková hmotnostní obálka vznikla vložení všech předchozích čtyř obálek do jednoho souřadného systému, aby bylo zřetelně vidět rozdíly pro jednotlivé posuny křídla. Jak je přímo vidět na grafu 8, není závislost růstu hmotnosti a posunu těžiště v procentech SAT lineární, nýbrž připomíná spíše exponenciální průběh. Jak je vidět, pro naše letadlo, bude nutno křídlo posunout o 200 mm či 227 mm směrem k ocasním plochám. Je tedy prokázáno, že posun křídla pomůže v naší problematice a upraví hodnoty na přijatelné pro provoz letadla.



Graf 14 Porovnání hmotnostních obálek pro všechny stavy

Výsledná hmotnostní obálka pro posun křídla o 227 mm se nachází na grafu 9. Zde je vidět velká zásoba statické stability. Pro srovnání je opět vložena čára polohy neutrálního bodu.



Graf 15 Výsledná hmotnostní obálka pro posun o 227 mm

7 Závěr

Díky podrobné hmotové analýze letadla se došlo k závěru, že je nutno posunout celé křídlo významně vzad. Při posunu o 227 mm dojde k tomu, že přední závěs křídla a trupový závěs vzpěry budou ležet v rovině kolmé k podélné ose letounu. To způsobí, že během cestovního režimu, nevytvoří složka vztlaku významný ohybový moment v rovině křídla.

Skutečnost o nutnosti posunutí křídla byla prokázána výpočtem těžiště a neutrálního bodu původního letadla, který prokázal záporné hodnoty statické stability. Tento stav vylučuje provoz takového letadla, neboť by bylo nestabilní a ve vzduchu by bylo těžce říditelné. Posun křídla o zmíněných 227 mm vzad způsobí, že se hodnota statické stability dostává na uspokojivou mez a letadlo bude možno bez obav provozovat. Dokonce se hodnota statické stability dostává na hodnotu 13,06% střední aerodynamické těživy. Díky zkoumání různých variant posunu křídla se současným posunem ocasních ploch, bylo stanoveno mnoho údajů, které mohou hodně o vlivu křídla a ocasních ploch na chování letadla napovědět. A to nejen TL-32 Typhoon ČVUT, ale obecně se lze přesvědčit, jaký vliv mají posuny křídla a ocasních ploch v řádech desítek centimetrů, na letadlo. Je dobře, že díky těmto mnoha údajům bylo zjištěno, že nemusí být nakonec realizován spolu s posunem křídla i posun ocasních ploch. Tímto se ušetří na čase i financích.

Byly úspěšně stanoveny rychlostní limity, které spolu s příslušnými násobky vytvořily letovou obálku provozních násobků, která taktéž mnoho o chování letadla napoví. Především bylo díky spočítaným rychlostem zjištěno, že letadlo se nebude ve vzduchu pohybovat nikterak rychle.

Je ovšem nutno podotknout, že tento průzkum není zdaleka koncem celého průzkumu letadla a jeho testování. Pro uvedení do provozu bude nutno vykonat celou řadu dalších činností, aby byla získána letová způsobilost (například se jedná o zkoušky křídla, výměnu starých přívodů a rozvodů, zprovoznění motoru, koupi vrtule, zajištění přístrojového vybavení a podobně). Zároveň je třeba celé letadlo sestavit a ověřit jeho letovou způsobilost.

Návrh technické specifikace byl vytvořen do podoby, která by mohla být vhodnou předlohou resp. podkladem pro typový návrh, jež se bude při uvádění letounu do provozu předkládat úřadu.

Návrh provozní a letové příručky obsahuje veškeré údaje, které bylo možno v rámci mého zkoumání zjistit popřípadě vypočítat. Jsou to především rozměry letadla a letové výkony,

které byly teoreticky stanoveny. Je do ní tedy vložena i obálka obrátů a hmotnostní obálka, která je dobrým zdrojem informací pro případného uživatele letadla.

Příručka je již kompletní, co se nouzových a standardních postupů týče. Dále obsahuje většinu charakteristik letadla, jako jsou jeho rozměry, hmotnost a rychlosti). Zároveň byly navrženy i procesy údržby, jakož i základní limity pro prohlídky letadla.

Všechna data nejsou momentálně k dispozici a bude je zapotřebí vyšetřit, během samotných letových zkoušek letadla, případně dopočítat později.

Na konec závěrečného shrnutí lze dodat, že práce rozšířila rámec znalostí autora.

Úplně nakonec bych rád našemu Typhoonu popřál, aby měl jednou tu možnost proletět se a využít své konstrukce, na to, k čemu je vyrobena. Pevně věřím, že jiní studenti, kteří naváží na projekt, letadlo časem dokončí do stavu, kdy bude schopen létat.

Zdroje

• Tištěné zdroje

1. Ing. Theiner, Robert. *Konstrukce křidel použitých k výzkumu mechanizace v kategorii "UL"*. Praha : ČVUT, Fakulta Strojní, 1997. Zpráva katedry letadel č. 02/1997, Vypracováno v rámci grantu 101/94/1557.
2. Doc. Ing. Daněk, Milan, CSc. *Mechanika letu - skriptum VUT v Brně, fakulta Strojní*. Brno : Vysoké Učení Technické v Brně, 1985.
3. Výzkumný a zkušební letecký ústav a.s. *Záznamník vrtule. V230C*. Praha : Výzkumný a zkušební letecký ústav a.s., 1997. Sv. číslo osvědčení ULL - 14/96, výrobní číslo 128

• Webové zdroje

4. *LA 2 Postupy LAA pro ověřování letové způsobilosti SLZ*. Praha, 2008. Dostupné také z: http://www.laacr.cz/SiteCollectionDocuments/predpisy/LA2_2009.pdf
5. *UL 2 Požadavky letové způsobilosti: Ultralehké letouny řízené aerodynamicky*. 2002. Dostupné také z: <http://www.laacr.cz/SiteCollectionDocuments/predpisy/UL2-I.pdf>
6. *Aeroweb* [online]. 2015 [cit. 2015-05-24]. Dostupné z: <http://shop.aeroweb.cz/letove-pristroje>
7. *Hcsradio* [online]. 2015 [cit. 2015-05-24]. Dostupné z: 1. <http://www.hcsradaio.cz/e-shop/Radiostanice,letecke/Pevne,a,palubni,airband/IC,A210E,8,33kHz.html>
8. ROTAX. *ROTAX-owner* [online]. 2007 [cit. 2015-05-31]. Dostupné z: <http://www.rotax-owner.com/en/>