



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE
Fakulta strojní
Ústav letadlové techniky

Rekonstrukce malého sportovního letounu

Reconstruction of a small sports airplane

Diplomová práce

Vedoucí práce: Ing. Ing. Robert Theiner, Ph.D.
Studijní program: Letadlová a kosmická technika
Studijní obor: Letadlová a kosmická technika

Šimon Piksa

Praha 2019

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Piksa** Jméno: **Šimon** Osobní číslo: **420478**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Rekonstrukce malého sportovního letounu

Název diplomové práce anglicky:

Reconstruction of a small sports airplane

Pokyny pro vypracování:

- Pro vypracování projektu proveďte
- rešerši aktuálního stavu letounu
 - návrh a realizaci změny umístění křídla na trupu letounu
 - návrh a realizaci zástavby avionického systému

Seznam doporučené literatury:

Stávající dokumentace k letounu
Stavební předpisy pro ULLa - UL-2
Mikula, J.: Konstrukce a projektování letadel I a II, skripta ČVUT, Praha 2004 a 2005

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Robert Theiner, Ph.D., ústav letadlové techniky FS

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

Datum zadání diplomové práce: **31.10.2018**

Termín odevzdání diplomové práce: **04.01.2019**

Platnost zadání diplomové práce:


Ing. Robert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce



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


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

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

31.10.2018
Datum převzetí zadání


Podpis studenta

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou diplomovou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady (literaturu, projekty, SW atd.) uvedené v příloženém seznamu.

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

V Praze dne 4.1. 2019



.....
podpis

Poděkování

Touto cestou chci poděkovat svému vedoucímu diplomové práce Ing. Robertu Theinerovi, Ph.D. za odborné vedení, rady, vstřícnost a trpělivost při konzultacích a vypracování této diplomové práce. V neposlední řadě mé díky patří všem studentům, kteří se podíleli na rekonstrukci tohoto letounu. Ať už bakalářskou či diplomovou prací nebo v rámci projektů. Dále mé díky patří Oldřichu Hořákovi, který provozuje letiště v Nymburku, za zpřístupnění hangáru.

Mé díky patří také mé rodině, za zázemí, trpělivost a povzbuzování po celou dobu mého studia. Svým rodičům děkuji za výchovu a podporu při mých studiích.

Obsah

1. Úvod	1
2. Základní informace o letounu	2
2.1 Základní parametry	2
2.2 Konstrukce letounu	5
2.3 Aktuální stav letounu	7
3. Finalizace letounu.....	8
3.1 Motorové lože pro ultralehký letoun	8
3.2 Přípravek pro statickou pevnostní zkoušku vzpěrového křídla.....	9
3.3 Rekonstrukce ultralehkého letounu.....	10
3.4 Návrh provozní dokumentace ultralehkého letadla TL-32	13
3.5 Shrnutí prací na téma Typhoon ČVUT	14
4. Rekonstrukce polohy křídla	15
4.1 Hmotnostní obálka	15
4.2 Vliv posunu křídla na polohu neutrálního bodu a zásobu statické stability	17
5. 3D model pro technickou dokumentaci	19
6. Konstrukční řešení posunutí křídla.....	22
6.1 Požadavky předpisu.....	22
6.2 Technická realizace posunu.....	22
6.3 Pevnostní kontrola nosné trubky	25
6.4 Jednouúčelové přípravky pro montáž.	36
6.5 Pevnostní kontrola rozpěrky.....	36
6.6 Pevnostní kontrola závěsových šroubů.....	38
7. Zástavba avionických přístrojů	43
7.1 Význam přístrojů	43
7.2 Požadavky předpisu.....	43
7.3 Další předpisy pro návrh přístrojové desky	46
7.4 Technické parametry použitých přístrojů	48
8. Návrh přístrojové desky	57
8.1 Rozmístění přístrojů	57
8.1 Výhled z pilotního prostoru.....	60
8.3 Model přístrojové desky.....	61

9. Zapojení přístrojů	64
10. Závěr	65
11. Seznam použité literatury	66

Seznam obrázků

Obrázek 1: Tři pohledový výkres letounu (1)	2
Obrázek 2: Mechanické poškození vrchní vrstvy trupu	7
Obrázek 3: Aktuální foto trupu letounu	7
Obrázek 4: Návrh motorového lože (3).....	8
Obrázek 5: Souřadný systém motoru (3)	9
Obrázek 6: Rozměry uložení vzpěry (5).....	10
Obrázek 7: Porovnání poloh křídel a návrh polohy nové (1)	11
Obrázek 8: Poloha původních a stávajících ocasních ploch (1).....	11
Obrázek 9: Příhradová nosná konstrukce letounu	19
Obrázek 10: Křídlo	20
Obrázek 11: Prostor pro zástavbu přístrojů	20
Obrázek 12: Model letounu	21
Obrázek 13: Zadní závěs křídla a páky řízení křidélek	23
Obrázek 14: Detail horního a spodního zavěšení křídla.....	23
Obrázek 15: Model pro pevnostní kontrolu nosníku	25
Obrázek 16: Diagram zatížení nosníku	26
Obrázek 17: Silové reakce v závěsech (4).....	26
Obrázek 18: Průřez nosníku	28
Obrázek 19: Zatížení trubky ve směru osy z (7)	30
Obrázek 20: Posun materiálu trubky pro kladný násobek (měřítko deformace je rovno hodnotě 5).....	31
Obrázek 21: Napětí v trubce pro kladný násobek.....	32
Obrázek 22: Posunutí materiálu trubky pro záporný násobek (měřítko deformace je rovno hodnotě 10).....	33
Obrázek 23: Napětí v trubce pro záporný násobek.....	33
Obrázek 24: Návrh rozpěrky pro zachycení sil ve směru osy z	34
Obrázek 25: Návrh rozpěrky č.2 (po montáži)	36
Obrázek 26: Posunutí materiálu rozpěrky pro kladný násobek (měřítko deformace 100)	37
Obrázek 27: Napětí v rozpěrce pro kladný násobek	37
Obrázek 28: Posunutí materiálu rozpěrky pro záporný násobek (měřítko deformace 100)	38
Obrázek 29: Napětí v rozpěrce pro záporný násobek.....	38
Obrázek 30: Silové působení na šrouby závěsu	39
Obrázek 31: Kompas SILVA 58.....	49
Obrázek 32: variometr VR-10U	49
Obrázek 33: Rychloměr ASI200K-3.....	51
Obrázek 34: Princip teploměru (11)	52
Obrázek 35: Teploměr 2DC2-4	52
Obrázek 36: Teploměr 2DC8-2	53
Obrázek 37: otáčkoměr	53
Obrázek 38: motohodiny.....	54
Obrázek 39: Radio	55
Obrázek 40: Radioanténa Sirio MD 118-137	55

Obrázek 41: Umístění antény na trupu letounu	56
Obrázek 42: Pilotní prostor	57
Obrázek 43: Původní konstrukce přístrojové desky	58
Obrázek 44: Návrh rozmístění přístrojů	58
Obrázek 45: Uspořádání přístrojů a jejich vstupy	59
Obrázek 46: MIL Standardy MS 33574 pro pákové řízení, míry v [cm]	60
Obrázek 47: Výhled z pilotní kabiny	61
Obrázek 48: Přístrojová deska a její uchycení	62
Obrázek 49: Umístění sondy	64

Seznam tabulek

Tabulka 1: Základní parametry letounu (2)	2
Tabulka 2: Hmotový rozbor zástavby motoru (3)	8
Tabulka 3: Těžiště suchého motoru s vrtulí bez chladiče a výfuku (3).....	9
Tabulka 4: Neměnné položky (1).....	12
Tabulka 5: Proměnné položky (1).....	12
Tabulka 6: Navrhované posuny (1).....	15
Tabulka 7: hmotový rozbor přístrojů	15
Tabulka 8: popis sil a reakcí.....	25
Tabulka 9: Síly působící na nosník	27
Tabulka 10: Reakce v místě podpěr	27
Tabulka 11: Průběhy ohybových momentů	27
Tabulka 12: Parametry kompasu.....	48
Tabulka 13: Parametry variometru	49
Tabulka 14: Parametry výškoměru LUN1121.....	50
Tabulka 15: Popis rychloměru ASI200K-3	50
Tabulka 16: Chyby měření Pitotovy sondy	51
Tabulka 17: Povolená propustnost.....	51

Seznam grafů

Graf 1: posun NB	13
Graf 2: Hmotnostní obálka zvažovaných hodnot.....	16
Graf 3: Vliv posunu křídla	16
Graf 4 : Vliv posunu křídla na polohu NB (1)	17
Graf 5: Vliv posunu křídla na zásobu statické stability (1)	17
Graf 6: Hmotnostní obálka pro výsledný posun křídla.....	18
Graf 7: Průběh ohybových momentů podél trubky	28

Seznam příloh

Výkresová dokumentace:

- Konstrukce trupu
- Rozpěrka
- Základní rozměry přístrojové desky
- Uchyčení 1- deska
- Uchyčení 2- deska spodní
- Uchyčení 2- deska horní
- Uchyčení 3- kostka
- Uchyčení 3- upínka

Seznam použitých zkratek

zkratka	název	jednotky
A	tažnost materiálu	[%]
D	vnější průměr	[mm]
d	vnitřní průměr	[mm]
d3	malý průměr šroubu	[mm]
F	síla	[N]
f	bezpečnost	[1]
F _{po}	početní zatížení	[N]
F _{pr}	provozní zatížení	[N]
j	jistota	[1]
m	hmotnost	[kg]
M _o	ohybový moment	MPa, [N · mm]
R	silová reakce	[N]
r	rameno ohybu	[mm]
R	silová reakce	[N]
Re	mez kluzu materiálu	MPa, [N · mm ⁻²]
R _m	mez pevnosti materiálu	MPa, [N · mm ⁻²]
R _{p0,2}	smluvní mez kluzu materiálu	MPa, [N · mm ⁻²]
S	plocha	[mm ²]
W _o	modul průřezu v ohybu	[mm ³]
x	vzdálenost sil od konce trubky	[mm]
x _t	poloha těžiště letounu	[m]
α	koeficient pro redukované napětí	[1]
σ	rovinné napětí	MPa, [N · mm ⁻²]
σ _{po}	početní napětí	MPa, [N · mm ⁻²]
σ _{pr}	provozní napětí	MPa, [N · mm ⁻²]
σ _o	napětí v ohybu	MPa, [N · mm ⁻²]
σ _{red}	redukované napětí	MPa, [N · mm ⁻²]
τ	smykové napětí	MPa, [N · mm ⁻²]
τ _{po}	početní smykové napětí	MPa, [N · mm ⁻²]
τ _{pr}	provozní smykové napětí	MPa, [N · mm ⁻²]

Seznam použitých symbolů

r_0	Poloha křídla původní koncepce kovového křídla
r_1	Poloha křídla posunutá o 100[mm] oproti původní koncepci kovového křídla
r_2	Poloha křídla posunutá o 200[mm] oproti původní koncepci kovového křídla
r_3	Poloha křídla posunutá o 227[mm] oproti původní koncepci kovového křídla
s_0	Poloha ocasních ploch původní koncepce letounu
s_1	Poloha OP posunutých od 150[mm] oproti původní koncepci
s_2	Poloha OP posunutých od 300[mm] oproti původní koncepci

Seznam použitých programů

Siemens NX 10

Siemens NX10 Nastran

Microsoft Excel 2013

Anotace

PIKSA, Š.: Rekonstrukce malého sportovního letounu: diplomová práce. Praha: ČVUT v Praze, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky, 2019, 66 s. Vedoucí práce: THEINER, R.

Hlavní náplní této práce je pokračování v rekonstrukci ultralehkého letounu Typhoon TL-32. První část je věnována souhrnu všech dosavadních prací, které k rekonstrukci letounu přispěly včetně základních informací o letounu. Tato část také obsahuje aktuální stav letounu. Druhá část se zabývá výměnou nového křídla za staré včetně potřebných zásahů do konstrukce. Poslední část je věnována zástavbě avionických přístrojů a dalšího vybavení, které v letounu chybí.

Annotation

PIKSA, S Reconstruction of a small sports airplane: Diploma thesis. Prague: CTU in Prague, Faculty of Mechanical Engineering, Department of Aerospace Engineering, 2019, 66 p. Tutor: THEINER, R.

The main task of this work is the continuation of the reconstruction of the ultra-light aircraft Typhoon TL-32. The first part is devoted to the sum of all the works that have contributed to the reconstruction of this airplane, including basic information about the airplane. This section also includes the current condition of the airplane. The second part deals with the replacement of the wing, including the necessary interventions into the structure. The last part is devoted to the installation of avionic devices and other equipment that are missing in the aircraft.

Klíčová slova:

Shrnutí dosavadních prací na letounu, posun křídla, kontrola pevnosti závěsu křídla, zástavba avionických přístrojů, návrh přístrojové desky

Keywords

Summary of previous work on the airplane, wing shift, strength inspection of the wing hinge, installation of avionic devices, design of the dashboard

1. Úvod

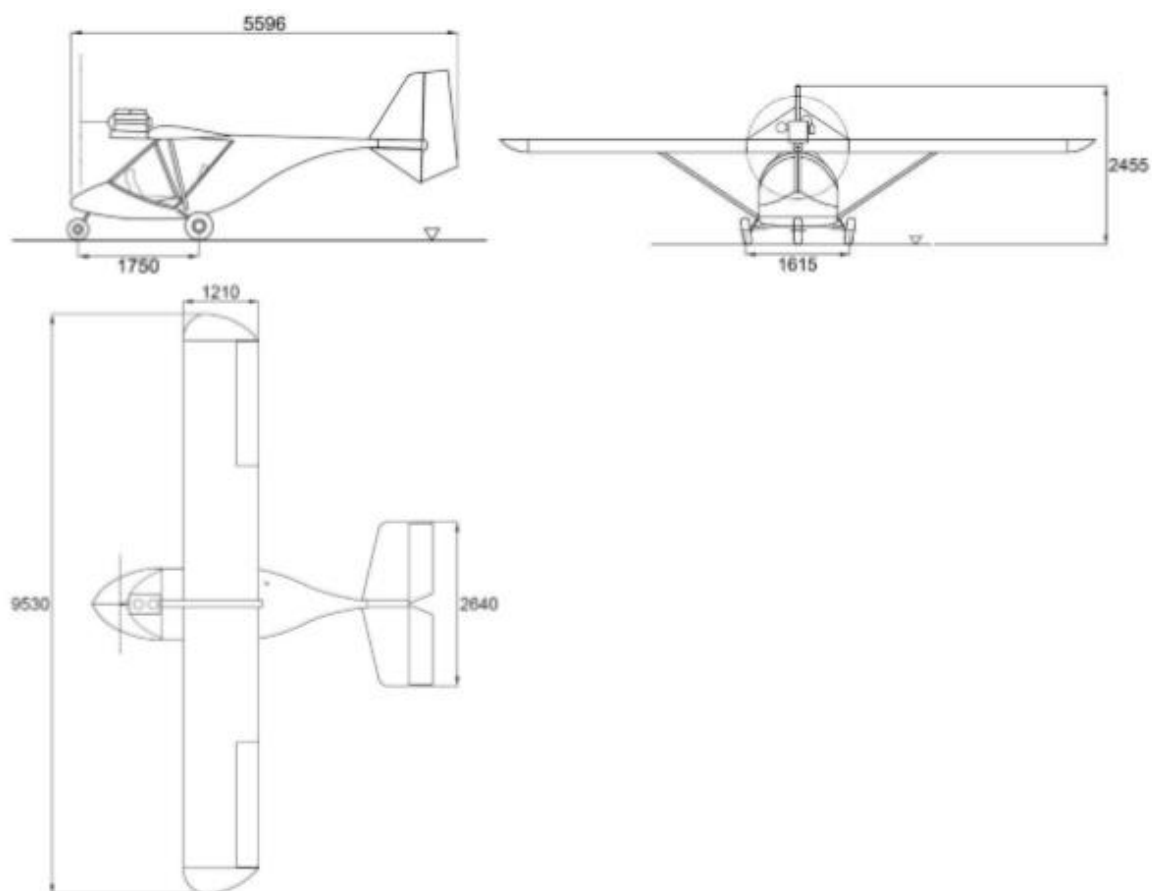
Tato diplomová práce se zabývá rekonstrukcí letounu TL 32 ČVUT. Jedná se o adaptaci letounu TL 32 Typhoon, který se začal sériově vyrábět od roku 1991 firmou TL Ultralight. Je to první dvoumístný ultralight s pevným křídlem této firmy. Výroba přesáhla počet 200 kusů. Konstrukce je tvořena příhradovinou z trubek lehkých slitin. Návrh letounu vychází z rogala, jak vzhled letounu napovídá. Jedná se o hornoplošník s motorem umístěným nad kabinou posádky. Ocasní plochy jsou klasického uspořádání a podvozek je tříkolový.

Na Ústavu letadlové techniky Fakulty strojní ČVUT vzniklo na Karlově náměstí zcela nové křídlo. Původní křídlo mělo dvě vzpěry, nové křídlo má vzpěru pouze jednu. Plátěný potah nahradil potah kovový, plátno je pouze od zadního nosníku k zavětrování. Jedním z hlavních cílů této práce je právě návrh a kontrola pro montáž nového křídla tak, aby měl letoun dostatečnou stabilitu. Dále musí uchycení křídla vyhovět i pevnostně. Druhým hlavním cílem je návrh přístrojové desky včetně zapojení přístrojů. Přístrojové vybavení v letounu zcela chybí, k dispozici jsou pouze samotné přístroje.

Tato diplomová práce vznikla na základě vize získat pro letoun TL 32 ČVUT osvědčení o letové způsobilosti letounu. Postupy vedoucí k získání takového osvědčení jsou popsány v předpise LA-2 a certifikační specifikace pro kategorii ULL (a) pak v předpise UL-2, oba vydané LAA ČR. Tyto dokumenty jsou určující pro tuto diplomovou práci.

2. Základní informace o letounu

2.1 Základní parametry



Obrázek 1: Tři pohledový výkres letounu (1)

Tabulka 1: Základní parametry letounu (2)

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

Křídlo a profil:

Profilové hodnoty:	
Úhel nulového vztlaku	-3,5°
Stoupání vztlakové čáry	0,107 1/°
Max. součinitel vztlaku	1,9
Součinitel klopivého momentu profilu	-0,04
Charakteristiky křídla:	
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 křidélek	0,69 m ² (jedno)
Rozpětí křídélka	2,015 m
Hloubka křídélka	0,345 m
Výchylka křidélek nahoru	15°
Výchylka křidélek 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:

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 příďového podvozku	300 x 10 mm

Vrtule:

Propulsní jednotka	vrtule
Počet listů	3
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 krouticí 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:

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:

Maximální kladný násobek	+4
Maximální záporný násobek	-2

2.2 Konstrukce letounu

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 uchyceno 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. Výchylky jsou diferencovány. (2)

Trup:

Nosná konstrukce trupu je tvořena trubkami z lehkých slitin. Potah trupu je z dvouvrstvého nenosného laminátu 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 pásy, soustavou primárního řízení, palivovými nádržemi umístěnými za piloty a palubní deskou se základními navigačními a motorovými přístroji. Vstup je realizován odklápěcí částí překrytu na obou stranách. Zavazadlo bude umístěno v uzamykatelném aerodynamicky zakrytém boxu, který bude upevněn na horní straně trupového nosníku. (2)

Kabina:

Hlavní problematikou interiéru je umístění a realizace přístrojové desky včetně přístrojů a jejich zapojení. Tím se tato diplomová práce zabývá později, konkrétně v kapitole č.7: Zástavba avionických přístrojů.

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. (2)

Přistávací zařízení:

Podvozek je tříkolový, pevný s řízeným předovým kolem 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. (2)

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. (2)

Pitot statický systém:

Snímač tlaku, pitot-statická trubice, je umístěn na vzpěře, rozvod je realizován pomocí PE hadic k přístrojům. (2)

Pohonná jednotka:

Pohonná jednotka je tvořena pístovým spalovacím motorem ROTAX 582 a třílistou vrtulí WOODCOMP Klassic 160/3/L.

Palivový systém:

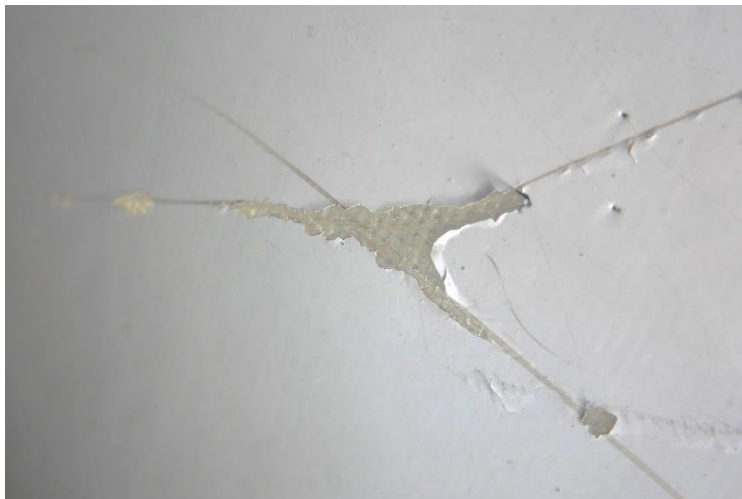
Palivový systém tvoří dvě nádrže a palivové čerpadlo. Nádoby palivových nádrží jsou kovové. Objem nádrží je indikován vizuálně palivoznakem. (2)

Vybavení:

Letadlo je potřeba vybavit základním vybavením povinným dle předpisu, které čítá výškoměr, rychloměr a kompas, dále je do výbavy spadá variometr a rádio pro komunikaci. Budou také montovány motorové přístroje a alternativně indikátor množství paliva. (2)

2.3 Aktuální stav letounu

Letoun je uložen ve skladových prostorách Ústavu letadlové techniky ČVUT v Praze na Karlově náměstí. Trup bylo nutné zpřístupnit a očistit, aby se na něm dalo dále pracovat. Trup letounu je v zachovalém stavu, na pravém boku za pilotní kabinou jsou známky mechanického poškození. Vrchní ochranná vrstva laminátu je prodřena až na další vrstvu.



Obrázek 2: Mechanické poškození vrchní vrstvy trupu

Další mechanické poškození povrchu se vyskytuje na čelním skle, zejména u levého pilota, kde jsou v organickém skle rýhy. Z následujícího obrázku je patrná deformace laminátové kabiny na levém boku letounu. Jedná se o vyboulení směrem dovnitř. Po zatlačení zevnitř ven se povrch znovu deformuje.



Obrázek 3: Aktuální foto trupu letounu

3. Finalizace letounu

Finalizaci letounu se věnovalo již několik bakalářských či diplomových prací. Tato diplomová práce z některých vychází a na některé navazuje. Proto je důležité shrnout hotové návrhy, výpočty a závěry. Cílem všech těchto prací je uvést stroj do letuschopného stavu. S tím úzce souvisí získání osvědčení o letové způsobilosti aerodynamicky řízeného sportovního létajícího zařízení – technického průkazu pro prototypy (typu Z). To je dáno předpisem UL-2 pro kategorii ULL (a). Cílem uvedení letounu do stavu letové způsobilosti je získání nízkonákladového letounu pro ÚLT, který by sloužil studentům pro realizaci různých témat bakalářských i diplomových prací a seznámení se se základy letu letadel těžších vzduchu.

3.1 Motorové lože pro ultralehký letoun

Letoun je poháněn motorem ROTAX 582UL v kombinaci s vrtulí WOODCOMP Klassic 160/3/L, který je potřeba zavěsit na motorové lože. Původní motorové lože je z pevnostního hlediska nepoužitelné. Touto problematikou se zabýval student Marcel Černý, který se rozhodl stávající motorové lože doplnit o zpevňující prvky. Co se týče motorového lože, proběhl úplný konstrukční návrh včetně pevnostních kontrol. Návrh je na následujícím obrázku:



Obrázek 4: Návrh motorového lože (3)

Materiál pásků, na něž je motor instalován, je EN AW 6082 AlMg1SiCu T6. Vibrace jsou přenášeny přes silentbloky, ty jsou připevněny na dostatečně tuhé desce. Pro připevnění k nosníkové trubce slouží šrouby M8 pro přenos sil ve směrech X a Z. Deska je ještě pod silentbloky podepřena konzolami pro přenos sil ve směru Y. Kritickým místem při zatížení je spoj mezi deskou a nosnou trubkou letounu. (3)

Důležitou informací pro sestavení hmotové obálky je hmotnost a těžiště motoru s vrtulí.

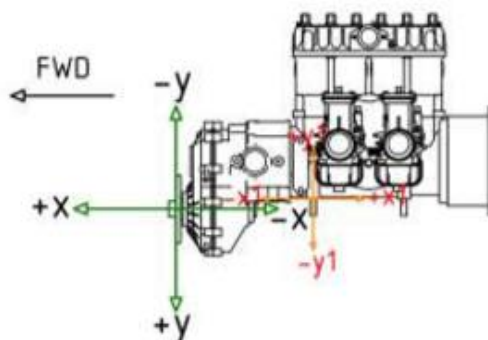
Tabulka 2: Hmotový rozbor zástavby motoru (3)

Část motoru	Hmotnost [kg]
Motor bez provozních kapalin	38
Výfuk	1,5
Chladič	1,5
Chladicí kapalina	5
Vrtule	3,8
celkem	49,8

Tabulka 3: Těžiště suchého motoru s vrtulí bez chladiče a výfuku (3)

x_t	59mm
y_t	120mm
z_t	40mm

Referenční bod je umístěn ve středu vrtule:



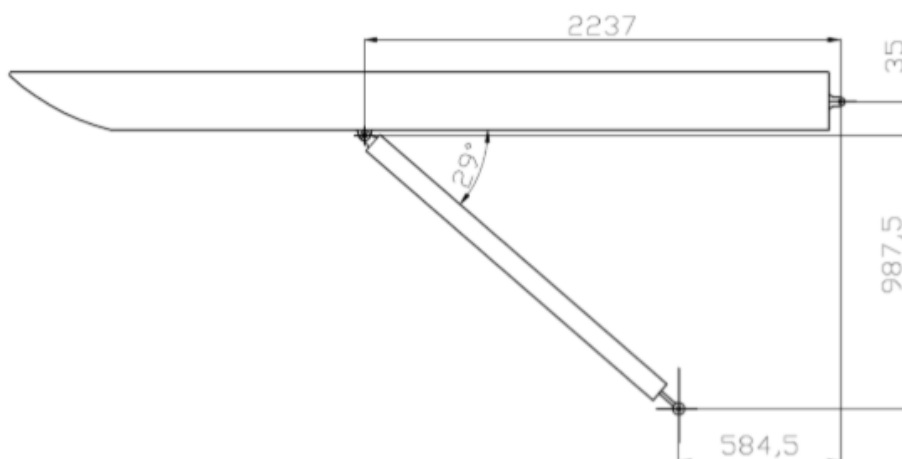
Obrázek 5: Souřadný systém motoru (3)

Závěrem této bakalářské práce je zhodnocení zatížení. Dominantní jsou zatížení ve směru Y (až 14x větší než v ostatních směrech). Toto největší zatížení je určeno reakčním momentem, který generuje sílu až 3087,8 N na každou podporu. Dalším významným zatížením je zatížení od násobků. (3)

3.2 Přípravek pro statickou pevnostní zkoušku vzpěrového křídla

Další dvě práce se zabývaly pevnostní zkouškou nového kovového křídla. Student Michal Šlachta ve své bakalářské práci stanovil zatížení přípravku pro pevnostní zkoušku a provedl jeho konstrukční návrh. Byl proveden systémový výkres křídla, dále bylo vypočítáno zatížení pro různé body letové obálky násobků. Konstrukce přípravku je komplikovaná z důvodu nutnosti uchycení vzpěry, která pomáhá zachytit zatížení křídla. Konstrukční návrh přípravku včetně pevnostní kontroly pro dostatečnou tuhost proběhl úspěšně. Vlastní pevnostní zkouška proběhla také úspěšně pro všechny čtyři ustavené polohy. (4)

Tuto problematiku dále řeší diplomová práce studenta Jiřího Hořejšího. Statická pevnostní zkouška proběhla pro konfiguraci $M_{tow}=450\text{kg}$. Maximální zatížení činilo 8 267 N po dobu 20 s. Ve všech případech provozního zatížení křídlo vyhovělo bez trvalých deformací.



Obrázek 6: Rozměry uložení vzpěry (5)

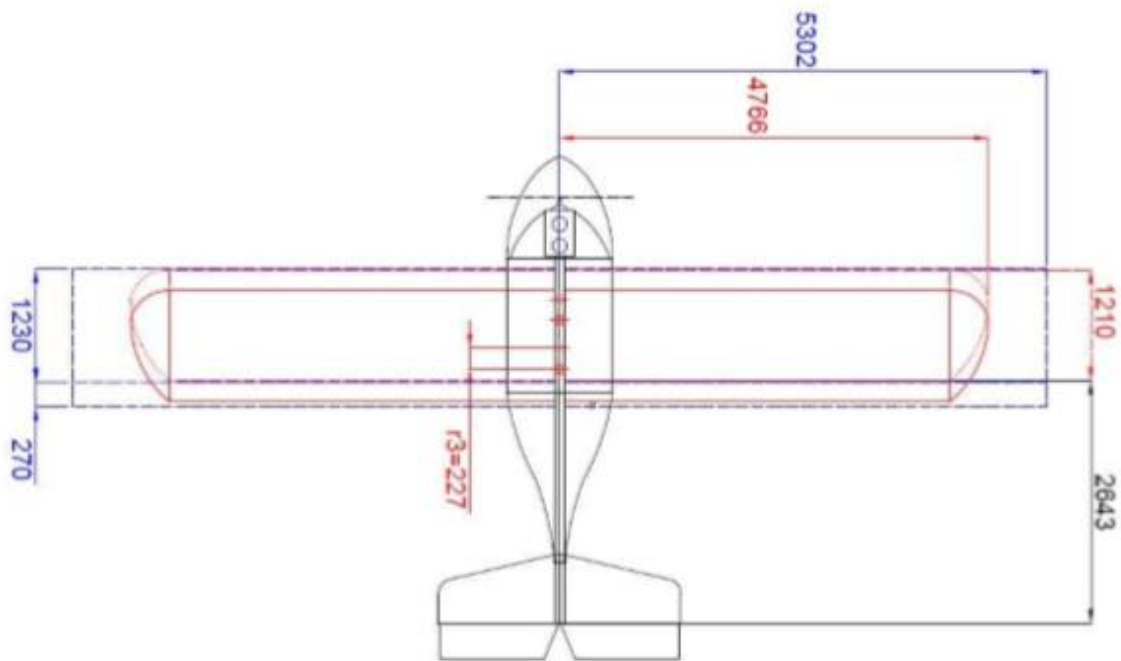
3.3 Rekonstrukce ultralehkého letounu

Nejen rekonstrukcí křídla, ale rekonstrukcí celého letounu obecně se zabývá Diplomová práce studenta Zdeňka Noska. Tato práce obsahuje především aktuální stav letounu, hmotnostní a rozměrové charakteristiky letounu, dále výpočet stability a hmotové obálky, aerodynamické charakteristiky a letové výkony. Na tuto práci tato Diplomová práce úzce navazuje.

Zásadní poznatek je návrh posunu křídla nejen kvůli stabilitě, ale také kvůli pozici vzpěry vůči rovině přímého křídla. Tento posun se musí uskutečnit směrem vzad. Nové křídlo má menší hloubku o 270 mm, odtoková hrana je při tom na stejné pozici. To znamená, že neutrální bod, stejně jako aerodynamický střed křídla, se posunul dopředu. Tento posun má vliv na snížení statické zásoby stability. (1)

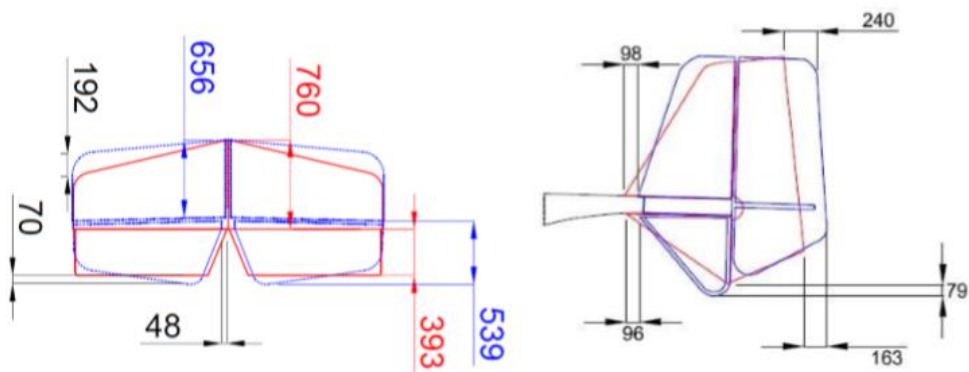
Další konstrukční změnou je uchycení pomocí vzpěry. Původní plátěné křídlo mělo vzpěry dvě. První uchycenou k hlavnímu nosníku a druhou uchycenou k nosníku pomocnému. Nové kovové křídlo má vzpěru pouze jednu. Je zřejmé, že z hlediska zatížení musí být vzpěra umístěna v rovině kolmé na rovinu symetrie, aby nevznikalo přídavné zatížení. Dále je vhodné, aby vzpěra přenášela zatížení přes hlavní nosník křídla. (1)

Jednotlivé polohy křídla na obrázku dole jsou označeny: Původní poloha plátěného křídla je označena čárkovaně modrou barvou, původní poloha kovového křídla je označena čárkovanou barvou červeně a navrhovaná poloha křídla (posun směrem dozadu) je plnou červenou čarou. (1)



Obrázek 7: Porovnání poloh křídel a návrh polohy nové (1)

Současně se změnou křídla byla provedena i změna geometrie ocasních ploch. Na níže uvedeném obrázku jsou modře uvedeny ocasní plochy původní a červeně jsou uvedeny ocasní plochy v novém provedení. (1)



Obrázek 8: Poloha původních a stávajících ocasních ploch (1)

Shrnutí všech neměnných hmot a jejich rozmístění shrnuje následující tabulka:

Tabulka 4: Neměnné položky (1)

Název položky	m [kg]	x[m]	x*m	
Motor bez provozních kapalin	38,0	1,128	42,86	
Chladič motoru	1,5	1,128	1,69	
Výfuk motoru	1,5	1,128	1,69	
Chladicí kapalina	5,0	1,128	5,64	
Baterie	12,0	1,955	23,46	
Práz. trup bez pil.,pal. a zav.	93,7	2,116	198,29	
Vrtule	3,8	0,867	3,29	
Přístroje				
Výškoměr	0,545	1,255	0,68	
Rychloměr	0,287	1,255	0,36	
Variometr	0,388	1,255	0,49	
Kompas	0,214	1,255	0,27	
Otáčkoměr	0,187	1,255	0,23	
Teploměr	0,235	1,255	0,29	
Termočlánek	0,192	1,255	0,24	
Radio	0,460	1,255	0,58	
Křídla případ r3	levé	30,8	2,248	69,25
	pravé	31,0	2,249	69,71
Ocasní plochy posun				
s0				
Kýlová plocha	2,4	5,285	12,58	
Směrové kormidlo	1,9	5,680	10,79	
Stabilizátor	levý	1,8	5,225	9,25
	pravý	1,8	5,225	9,46
Výškové kormidlo	levé	1,5	5,605	8,24
	pravé	1,7	5,605	9,36
Součty	230,8		478,71	

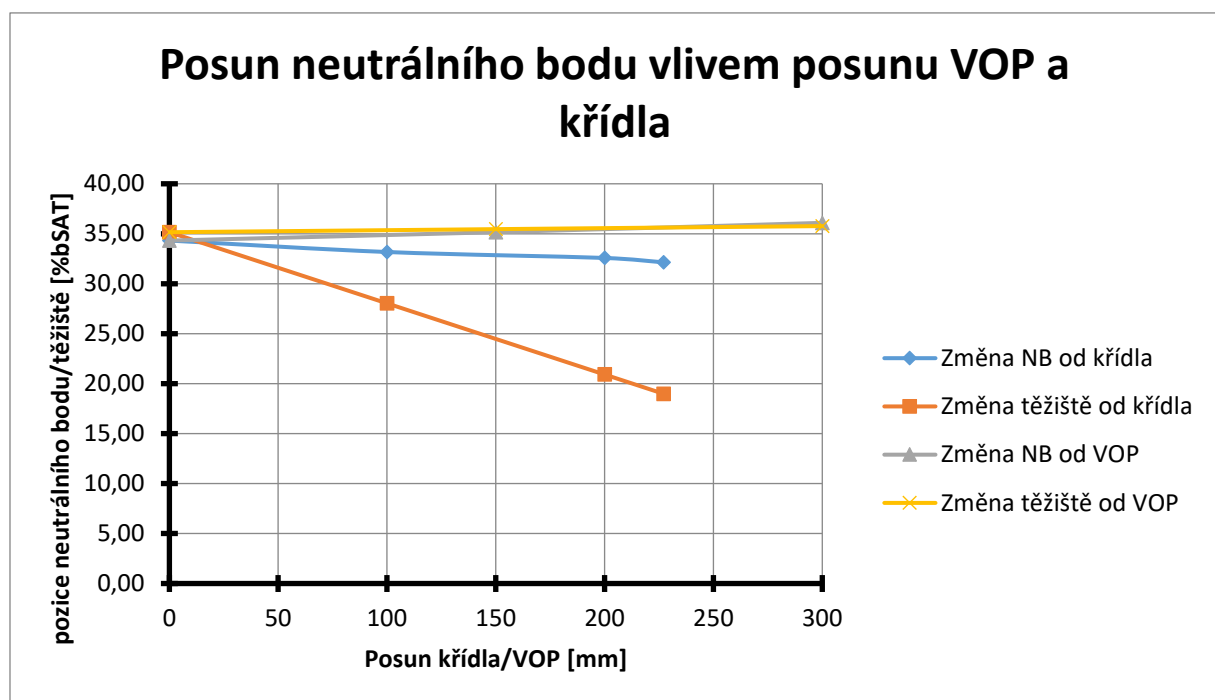
Tabulka 5: Proměnné položky (1)

Název položky	m [kg]	x _T [m]	x _T * m	
Pilot - lehký	Vlevo	65	1,805	117
	Vpravo	65	1,805	117
Pilot - střední	Vlevo	90	1,805	162
	Vpravo	90	1,805	162
Pilot - těžký	Vlevo	120	1,805	217
	Vpravo	120	1,805	217
1/2 nádrže	10	2,479	25	
Plná nádrž	20	2,479	50	
Malé zavazadlo	10	1,908	19	
Velké zavazadlo	15	1,908	29	

Závěrem této práce je shromáždění všech nalezených částí letounu, včetně průzkumu použitelných informací a identifikace nedořešených částí letounu. K těmto částem patří uchycení vzpěry křídla na trupu, nedokončené uložení baterie, úplná absence přístrojové desky, absence 4 bodových pásů, které předpis vyžaduje *. Konstrukce motorového lože je již vyřešena. Změna křídla nezasáhla jen do hmotového rozboru, ale také do minimální rychlosti letu. Nové kovové křídlo zvyšuje minimální rychlost letounu na 69,53 km/h, předpis pro kategorii UL však povoluje maximální hodnotu 65 km/h. Nový předpis však tuto hodnotu zvyšuje, takže aktuální minimální rychlost je dle nového vydání předpisu v pořádku. Hmotnostní obálky byly počítány pro různé kombinace posunů. Posun ocasních ploch nevykazuje dostatečný vliv, jak ukazuje graf níže. Tak vzhledem k náročnosti přestavby bylo rozhodnuto o nulovém posunu ocasních ploch. (1)

*citace z předpisu UL2- kapitola D, oddíl III, bod 7, část d

Každý poutací pas (nejméně čtyřbodový) musí být navržen tak, aby byl pilot udržen ve své původní poloze (sedící nebo ležící) při působení všech zrychlení, s nimiž se může setkat za letu a při nouzovém přistání (6)



Graf 1: posun NB

3.4 Návrh provozní dokumentace ultralehkého letadla TL-32

Student Adam Tyll se v Diplomové práci s tímto názvem zabýval požadavky na provozní dokumentace dle letecké legislativy LAA ČR, konkrétně LA 2 a UL-2. Každý letoun musí splnit a mít:

- a) Doklady letové způsobilosti
- b) Provozní a technickou dokumentaci

Veškeré technické informace o letounu jsou shrnuty v technické specifikaci. Tento dokument se předkládá certifikační organizaci. Tyto informace byly reálně zjištěny pomocí různých metod. (2)

Práce obsahuje technickou dokumentaci včetně provozní a letové příručky TL-32 Typhoon ČVUT. V tom jsou zahrnuty jak normální postupy jako předletová prohlídka, úkony po vstupu do kokpitu, úkony před spuštěním motoru, pojíždění, motorová zkouška, tak také nouzové postupy jako například porucha motoru, požár motoru, kouř v kabině, nouzové přistání nebo vybrání neúmyslné vývrtky a další. Práce se také věnuje potřebné údržbě a pravidelným prohlídkám. (2)

3.5 Shrnutí prací na téma Typhoon ČVUT

Toto je jen krátký přehled všech prací, které ať už teoreticky nebo prakticky přispěly k rekonstrukci letounu TL-32 Typhoon ČVUT. Tato práce z předešlých prací vychází anebo na ně přímo navazuje. Jak již bylo řečeno, cílem tohoto úsilí je získat osvědčení o letové způsobilosti letounu.

4. Rekonstrukce polohy křídla

Křídlo musí být posunuto tak, aby rozložení hmot vycházelo co nejlépe vůči relativní poloze těžiště. Tuto problematiku řeší hmotnostní obálka. V závislosti na posunutí také závisí umístění vzpěry křídla v prostoru. Z hlediska namáhání je nejvýhodnější, aby vzpěra přenášela minimální tečná zatížení. To znamená, že vzpěra by měla být umístěna v rovině kolmé na rovinu symetrie letounu. Referenční bod je umístěn jeden metr před počátkem hlavní nosné trubky trupu na její ose.

4.1 Hmotnostní obálka

Hmotnostní obálka je souhrnem všech možných hmotnostních konfigurací, které ovlivňují relativní polohu těžiště vůči neutrálnímu bodu NB.

Navrhované posuny křídla a ocasních ploch, pro něž jsou řešeny hmotnostní obálky, jsou následující.

Tabulka 6: Navrhované posuny (1)

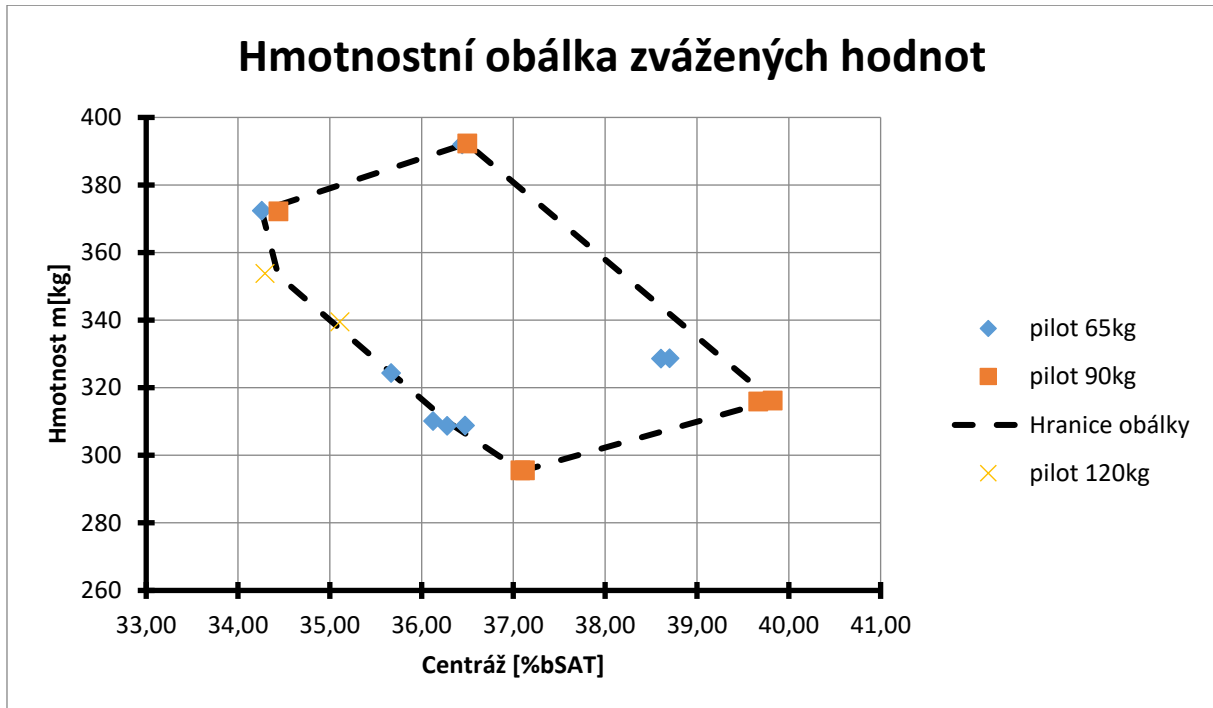
Posun křídla [mm]		Posun OP [mm]	
t_0	0	s_0	0
t_1	100	s_1	150
t_2	200	s_2	300
t_3	227		

Hmotnostní obálky z této práce lze využít pro posun křídla. Menší nepřesnosti vznikají nesprávným odhadem hmotnosti přístrojů. I když se nejedná o velkou hmotu, přístroje, které jsou již k dispozici, jsou zváženy. Další změnou je vrtule. V původním návrhu je dvoulistá vrtule V230C s hmotností 3,2kg. Nová třílistá vrtule WOODCOMP Klassic 160/3/L má však hmotnost 3,8kg. Po dosazení hmot tak vzniknou nové hmotnostní obálky, které se od původních liší jen minimálně.

Tabulka 7: hmotový rozbor přístrojů

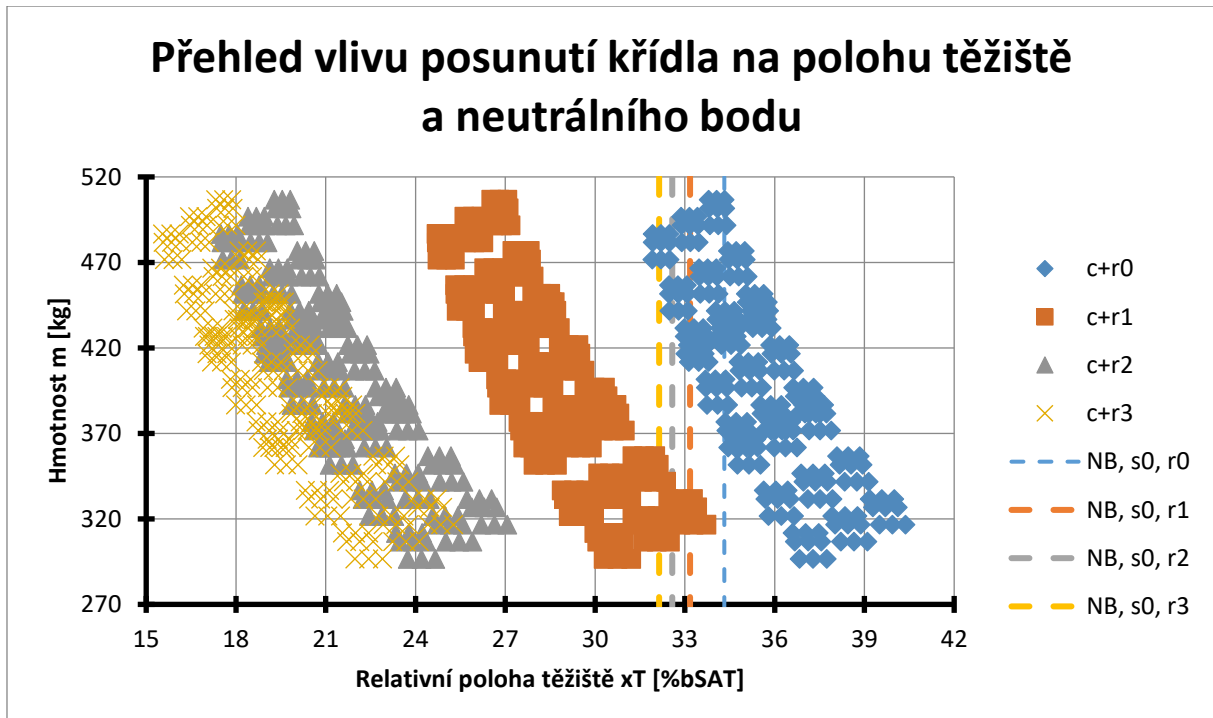
přístroj	Hmotnost m [kg]
Otáčkoměr	0,187
Motohodiny	0,113
Výškoměr	0,545
Vario	0,388
Rychloměr	0,287
Kompas	0,214
Teploměr	0,235
Termočlánek	0,192
Radio	0,460
celkem	2,621

Hmotnostní obálka zvážených hodnot vypadá následovně:



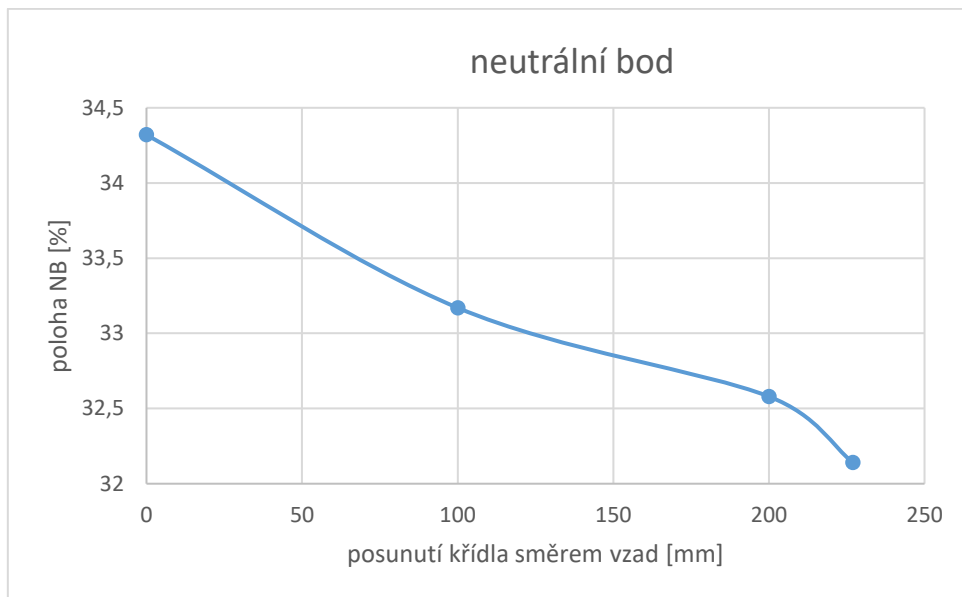
Graf 2: Hmotnostní obálka zvážených hodnot

Kombinace hmotnostních obálek při kombinaci poloh křídla a ocasních ploch:

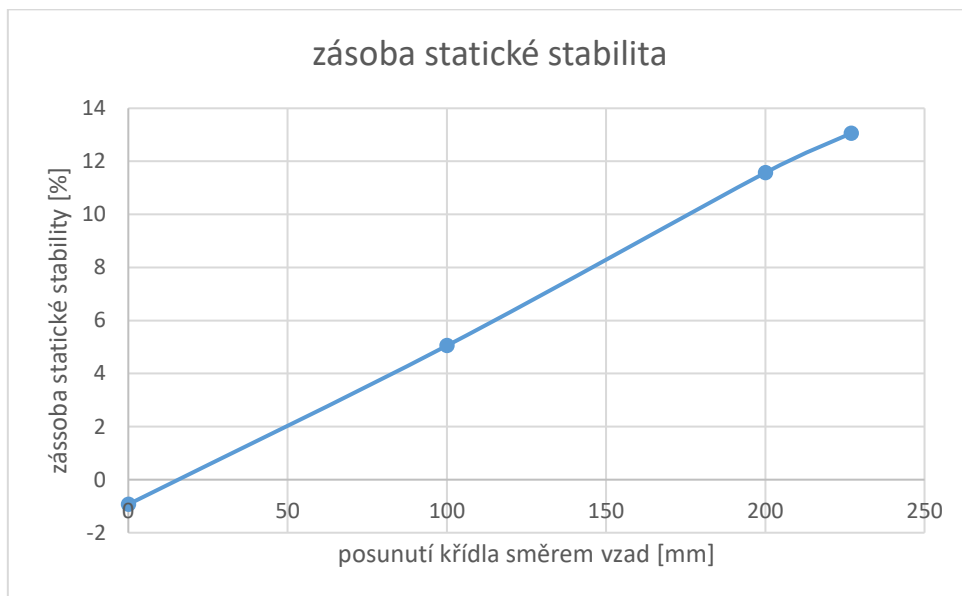


Graf 3: Vliv posunu křídla

4.2 Vliv posunu křídla na polohu neutrálního bodu a zásobu statické stability

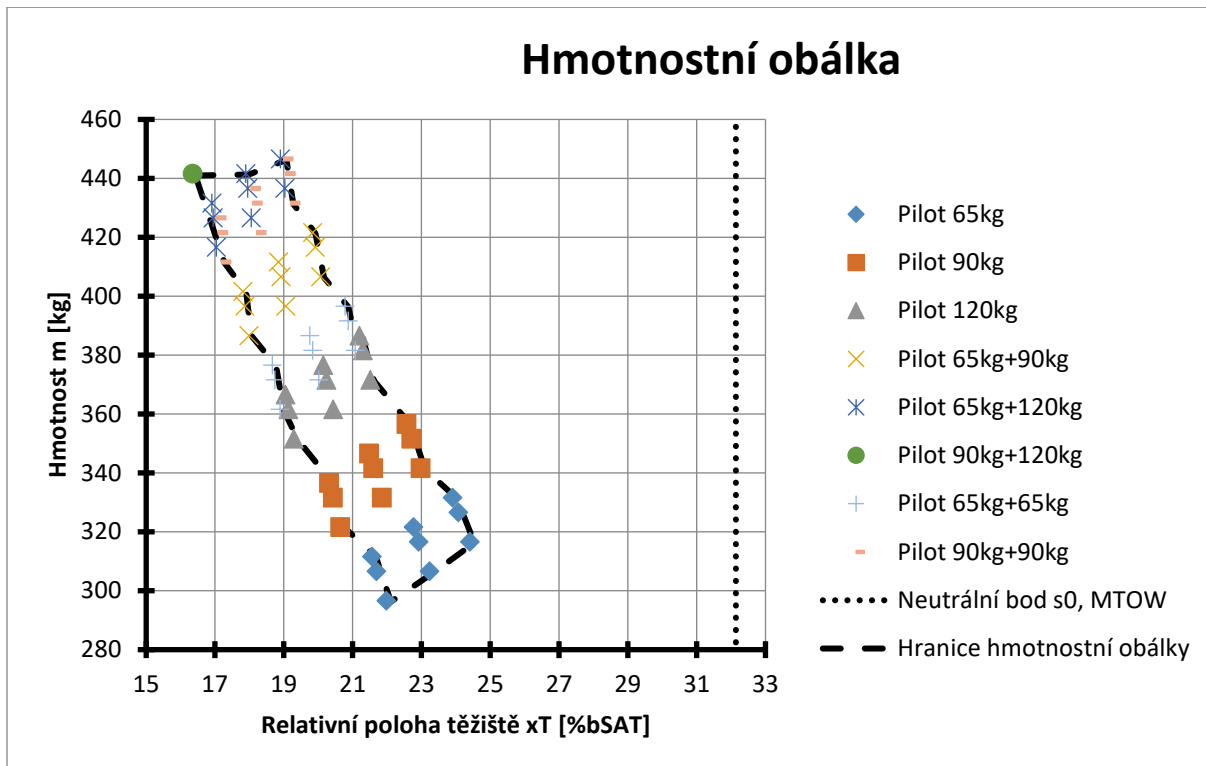


Graf 4 : Vliv posunu křídla na polohu NB (1)



Graf 5: Vliv posunu křídla na zásobu statické stability (1)

Je zřejmé, že z pohledu zásoby statické stability je nevhodnějším posunem varianta c+r3. To znamená, že posun křídla se uskuteční směrem dozadu o vzdálenost 227mm. Varianta s nulovým posunem ocasních ploch vypadá následovně:



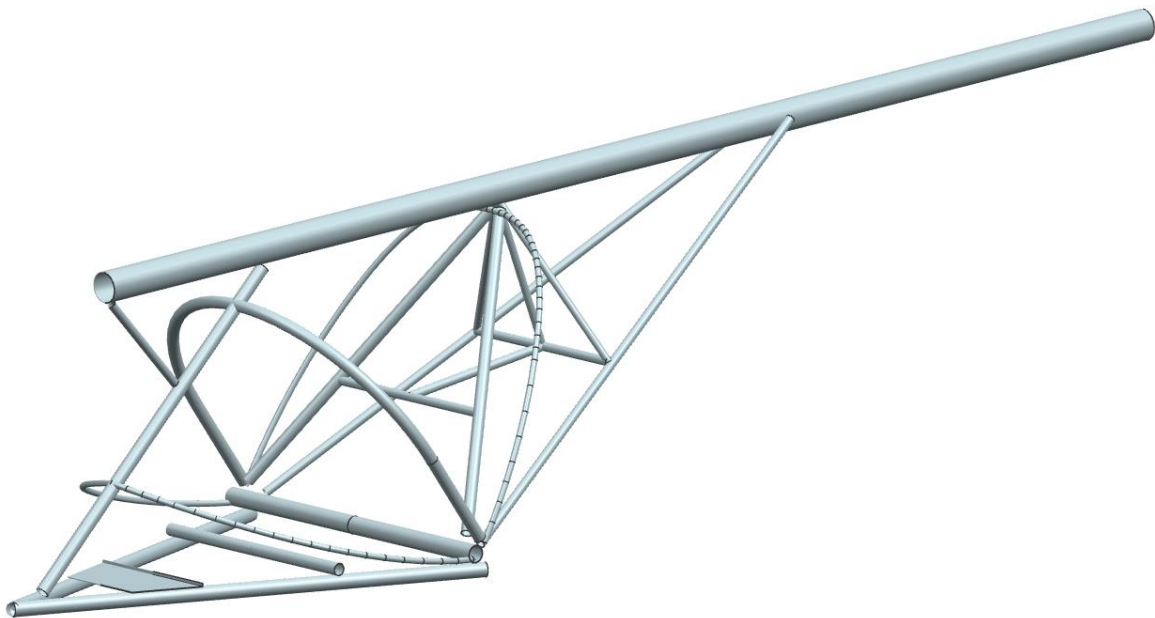
Graf 6: Hmotnostní obálka pro výsledný posun křídla

Zásoba statické stability se pohybuje v rozmezí 7,74-15,8% b_{SAT}.

5. 3D model pro technickou dokumentaci

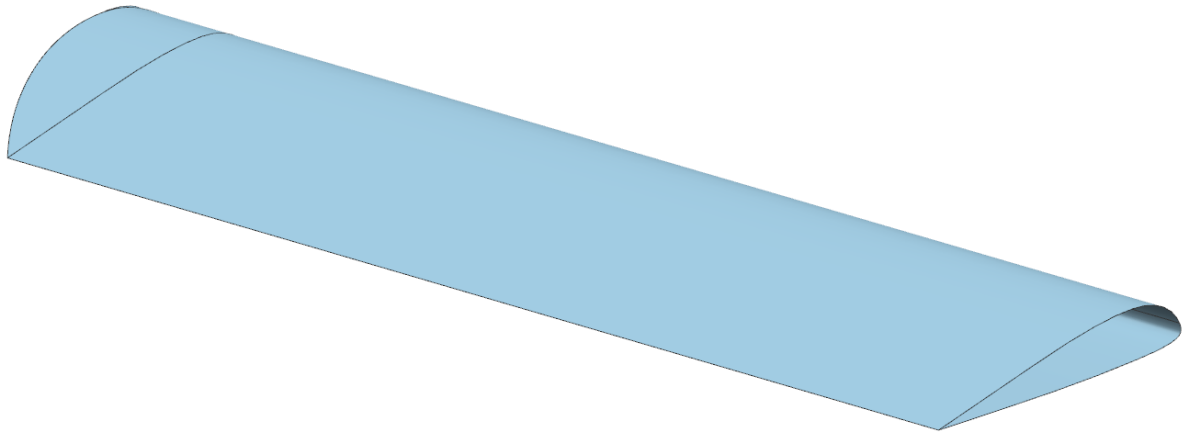
Následující modely jsou důležité zejména pro výkresovou dokumentaci, kde je potřeba náležitě zaznamenat rozměry konstrukce. Model kabiny letounu pak poslouží pro rozměrový návrh zástavby přístrojové desky včetně přístrojů a jejich zapojení. Všechny modely jsou vytvořeny v programu Siemens NX 10.

Při modelování tohoto modelu je snaha o pokud možno co největší přesnost, pro tuto diplomovou práci je přesnost požadována hlavně v oblasti umístění přístrojové desky. V modelu je zahrnuto pouze prostorové uspořádání hlavního nosníku a příhradová konstrukce pilotní kabiny bez spojovacích prvků. Rozměry vychází z výkresu konstrukce, důležité vzdálenosti byly přeměřeny. Nosná příhradová konstrukce letounu bez podvozku vypadá následovně.



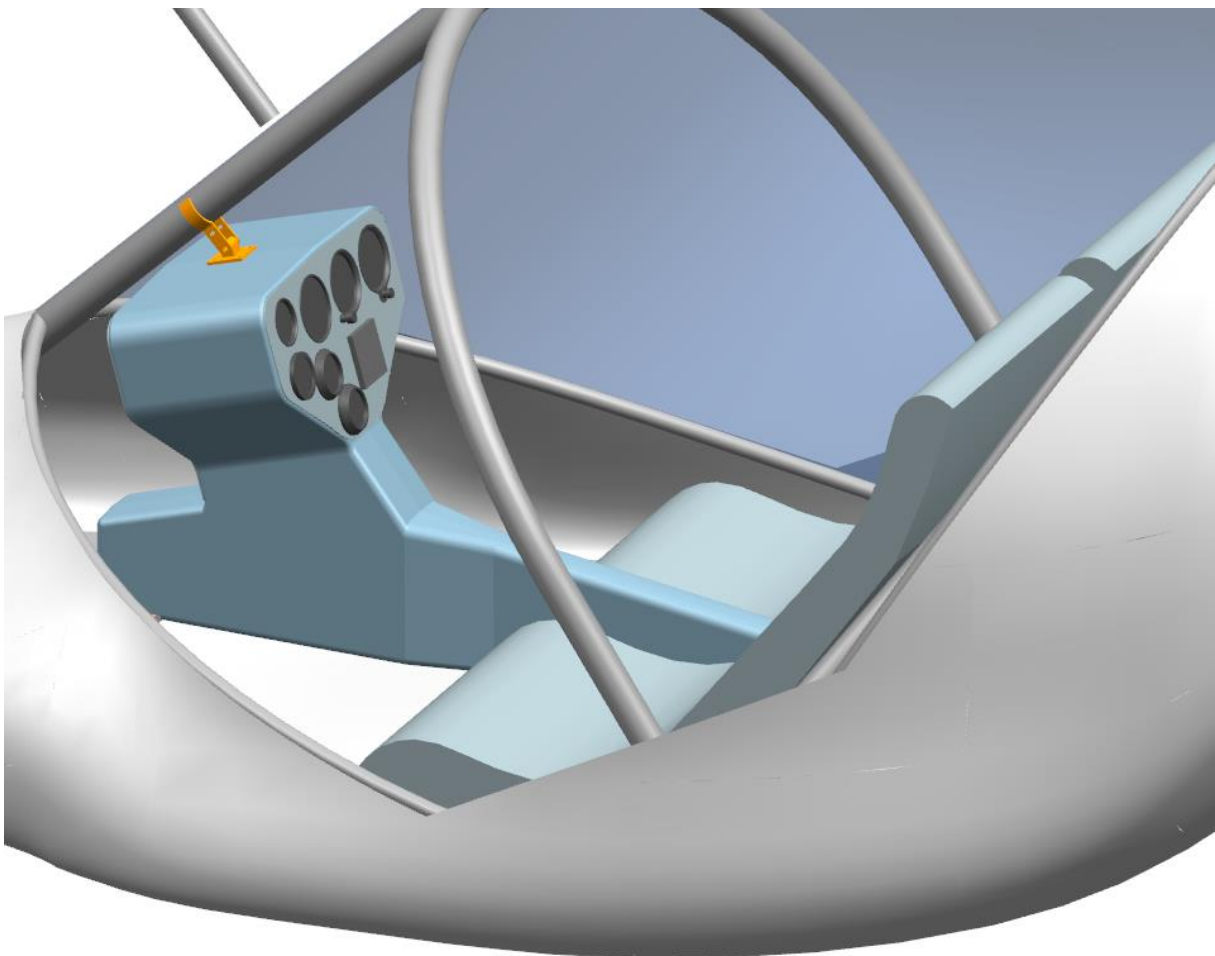
Obrázek 9: Příhradová nosná konstrukce letounu

Model aktuálního kovového křídla vymodeloval student Michal Šlachta jako součást návrhu zkušebního přípravku.



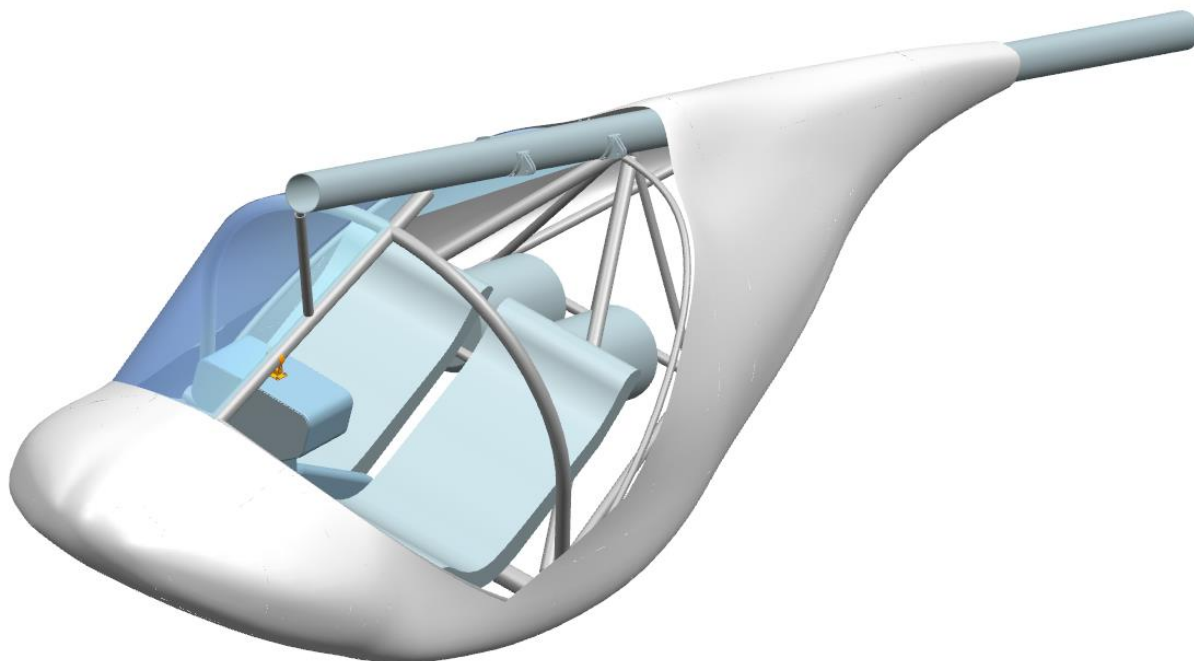
Obrázek 10: Křídlo

Důležitým modelem pro tuto práci je model skořepiny kabiny letounu. Požadavek přesnosti je zejména v okolí výhledu pilota, kde tento model poslouží pro návrh přístrojové desky, tak aby zástavba splňovala správné rozměry a funkčnost v omezeném prostoru.



Obrázek 11: Prostor pro zástavbu přístrojů

Následující model zachycuje pohled na celý letoun. Okna kokpitu jsou vytvořena přesně pomocí jasně definovaných křivek. Povrch letounu byl vytvořen pomocí funkce NX Realize Shape dle třípohledového výkresu letounu s nižšími nároky na přesnost.



Obrázek 12: Model letounu

6. Konstrukční řešení posunutí křídla

6.1 Požadavky předpisu

Posun křídla směrem vzad se neobejde bez zásahu do konstrukce, pro přehled jsou uvedeny základní požadavky předpisu UL2

citace z předpisu UL2- kapitola D, oddíl I- NÁVRH KONSTRUKCE

1. Všeobecně

Pevnost částí, které mají podstatný vliv na provozní bezpečnost a pro které nelze provést jednoznačný výpočet, musí být prokázána zkouškami.

2. Výrobní metody

Musí zaručovat průběžně bezchybné pevnostní spoje, s ohledem na uchování požadované pevnosti v normálních, v provozu očekávaných podmínkách. Pokud výrobní postupy (jako např. lepení, bodové svaření, tepelné zpracování nebo zpracování plastických hmot) k tomuto účelu vyžadují kontrolu, musí být prováděny podle schválených pracovních metod. Nekonenční výrobní metody musí být prokázány odpovídajícími zkouškami.

3. Jištění spojovacích elementů

Pro všechny spojovací prvky použité v pevnostních spojkách primární konstrukce řízení a jiných mechanických systémech, které jsou důležité pro bezpečný provoz letounu, musí být použity schválené jistící prostředky a metody. Zejména samojistící matice nesmí být použity pro šrouby, které se v provozu otáčejí, pokud není použito dalšího jistícího prvku, který pracuje jinak než na principu tření.

4. Ochrana konstrukce

Každá část nosné konstrukce musí

- a) Být dostatečně chráněná v provozu proti škodlivým vlivům nebo snížení pevnosti v důsledku jakýchkoliv příčin včetně
 1. Zvětrávání
 2. Koroze a
 3. Otěru
- b) Obsahovat postačující prostředky pro odvětrávání a odvodnění (6)

Toto není úplný výčet, jen pro přehled uvádím to nejdůležitější ve spojitosti s posunem křídla.

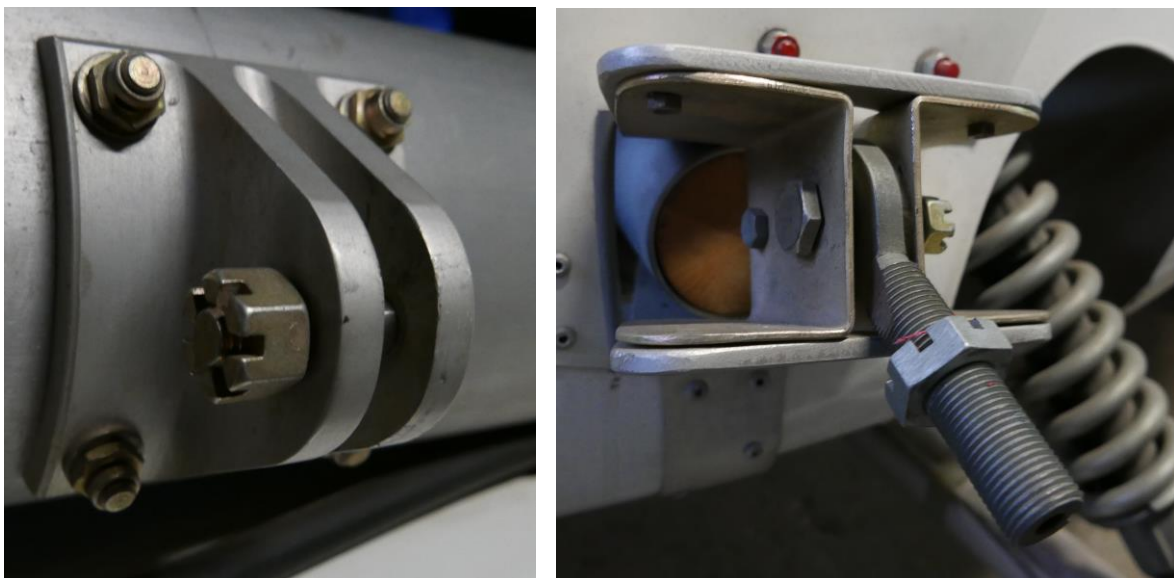
6.2 Technická realizace posunu

Křídlo je na nosné trubce trupu připevněno pomocí dvou závěsů, každý závěs je uchycen čtyřmi šrouby a to tak, že matice s podložkou jsou vně. Hlava šroubu je uvnitř trubky. Trubka je nejdelším dílem letounu, prakticky zabírá celou jeho délku, přesahují pouze ocasní plochy, přední část trupu a motor s vrtulí. Vnitřní průměr trubky je 100 mm a zadní závěs je uložen ve vzdálenosti 1618 mm od jejího počátku. Je tedy potřeba navrhnout vhodný postup demontáže a následné montáže křídla na novou pozici. S běžným nářadím, které je v dílně

dostupné, tuto montáž provést nelze. Je tedy potřeba navrhnout speciální jednoúčelový přípravek, který bez problému dosáhne na hlavu šroubu uvnitř nosné trubky. (více v kapitole 6.4 Jednoúčelové přípravky pro montáž.) Z hlediska pevnosti bude vhodně nosnou trubku početně zkontrolovat kvůli zásahu do konstrukce. Z hlediska předpisu se jedná o konvenční metodu, není tedy potřeba úpravu prokazovat zkouškou, která by celý proces rekonstrukce značně prodloužila a také z hlediska financí prodražila. Zvolená varianta posunu křídla dozadu o 227 mm má tu výhodu, že vzpěra je umístěna v rovině kolmé na rovinu symetrie letounu. Spodní kování se tak s křídlem nemusí posouvat, což vede k dalšímu výraznému zjednodušení. Protože tento posun by byl z hlediska pevnosti konstrukce velice náročný.



Obrázek 13: Zadní závěs křídla a páky řízení křidélek



Obrázek 14: Detail horního a spodního zavěšení křídla

Modrá táhla na obrázku č.13 jsou součástí ručního řízení křidélek. Posun křídla zasáhne i tuto konstrukční část. V trase řízení nesmí nic překážet ani mechanicky blokovat jakýkoliv prvek. Stěžejními požadavky předpisu pro řízení v souvislosti s posunem křídla jsou následující.

citace z předpisu UL2- kapitola D, oddíl II- ŘÍDÍCÍ SOUSTAVY

5. funkční zkoušky s řídicí soustavou

Funkčními zkouškami musí být prokázáno, že v soustavě, která je dimenzována na zatížení podle kapitoly C, oddíl IV, bodů 2 a 3 nedojde k

- 1) Zaseknutí nebo vzpříčení
- 2) Nadměrnému tření
- 3) Nadměrným průhybům, prodloužením nebo zkrácením, pokud je řízení ovládáno z pilotního prostoru

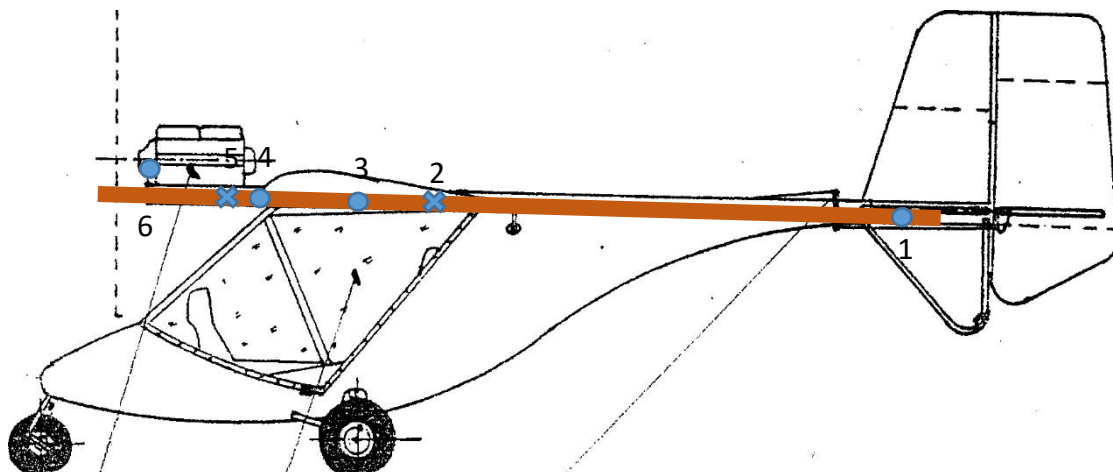
6. Konstrukční prvky v soustavě řízení

- a) Všechny konstrukční prvky každé soustavy řízení musí být navrženy a zabudovány tak, aby bylo zabráněno zaseknutí, zadírání, a zablokování, které by mohli být způsobeny cestujícími, volně loženými předměty nebo zmrzlou vlhkostí
- b) V pilotním prostoru musí být zabudovány prostředky, které zabrání proniknutí cizích těles do míst, kde by mohli způsobit zablokování soustavy
- c) Všechny části soustavy řízení letu musí být navrženy nebo zřetelně a trvale označeny tak, aby nebezpečí špatné montáže, která by mohla vést k chybné činnosti řízení, bylo sníženo na minimum (6)

Z toho důvodu bude nutné otvor pro táhlo posunout ve směru posunu křídla. Popřípadě upravit délku táhla tak, aby došlo ke správnému propojení řídicí páky a ovládací páky křidélek bez změny trasability.

Výsledný posun křídla o 227 mm zajistí, že vzpěra bude v rovině kolmé na rovinu symetrie letounu. Délka vzpěry bude muset být upravena.

6.3 Pevnostní kontrola nosné trubky



Obrázek 15: Model pro pevnostní kontrolu nosníku

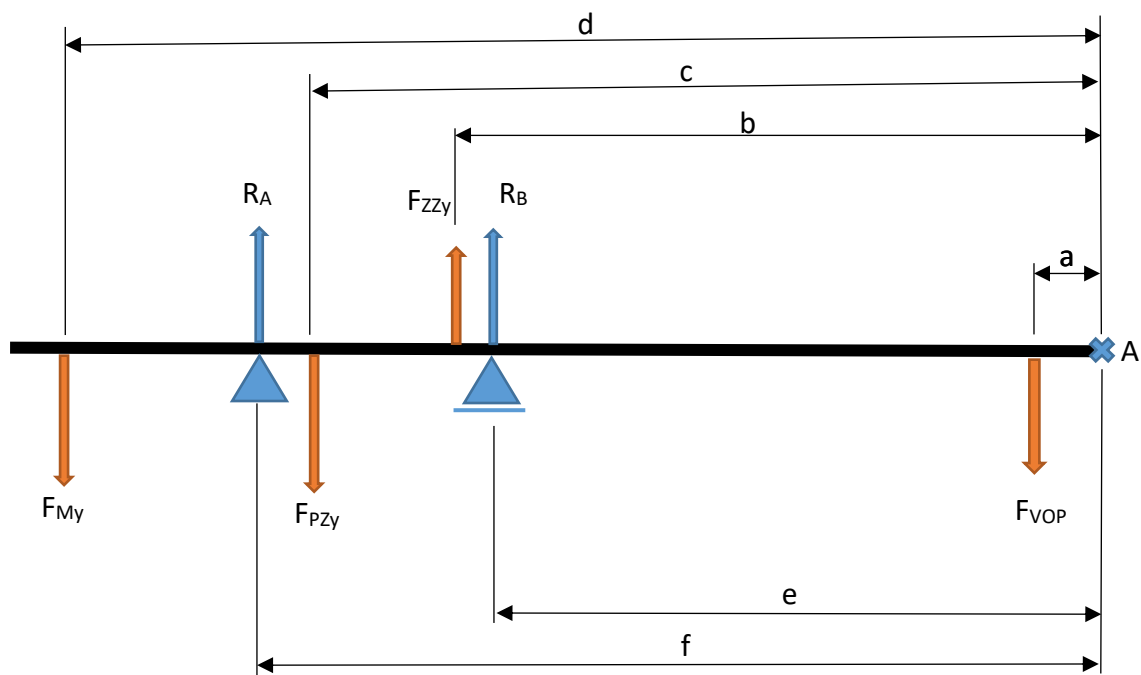
Vysvětlivky:

- 1- Působíště výsledné síly na VOP
- 2- Zadní uchycení konstrukce trupu k nosníku
- 3- Zadní závěs křídla
- 4- Přední závěs křídla
- 5- Přední uchycení konstrukce trupu k nosníku
- 6- Těžiště motoru

Pro pevnostní kontrolu je použit zjednodušený model namáhání. Zatížení trubky lze nahradit nosníkem o dvou podpěrách. V místech podpěr, kde je nosník uvolněn, je uchycení konstrukce trupu letounu k hlavní nosné trubce. Zadní uchycení není bráno v potaz, protože oproti předchozím má výrazně slabší ukotvení. Na trubku působí tři hlavní síly, síla od tíhy motoru vpředu, dále síla od VOP vzadu a aerodynamické síly od křídla, které jsou přeneseny do trubky pomocí dvou závěsů. Síly v závěsech jsou uvedeny v Bakalářské práci Michala Šlachty pro letové případy 2, 4, 5 a 14. Veškeré reakční účinky působí na přední závěs a vzpěru. Zadní závěs zachytí pouze vyrovnání klopivého momentu. Diagram zatížení je na následujícím obrázku:

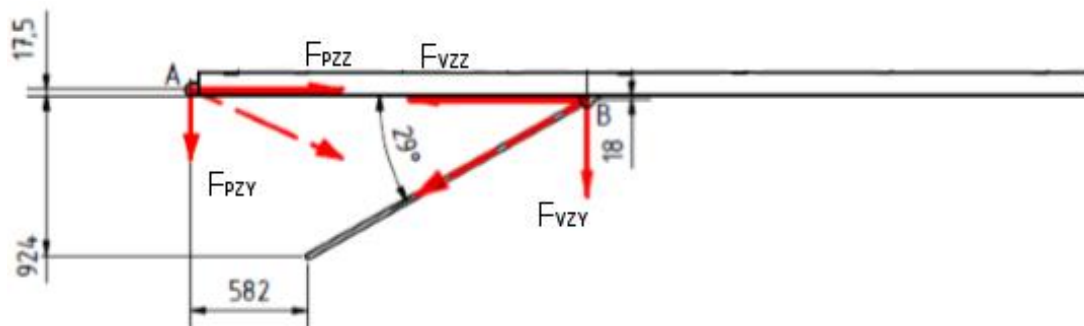
Tabulka 8: popis sil a reakcí

F_{My}	Síla působící tíhou motoru
R_A	Reakce působící v předním uchycení konstrukce trupu k nosníku
F_{Pzy}	Síla v předním závěsu křídla
F_{Zzy}	Síla v zadním závěsu křídla
R_B	Reakce působící v zadním uchycení konstrukce trupu k nosníku
F_{VOP}	Výsledná síla působící na VOP



Obrázek 16: Diagram zatížení nosníku

Pro vyřešení ohybového momentu podél nosníku je nutné sestavit dvě rovnice pro dvě neznámé reakce R_A a R_B , protože nejdůležitější je hlavně ohyb v rovině x-y. Reakce předního závěsu ve směru osy z se vzájemně vyruší, protože působí proti sobě. Viz obrázek:



Obrázek 17: Silové reakce v závěsech (4)

Rovnováha sil ve směru osy y:

$$-F_{VOP} + R_B + F_{ZZy} - F_{PZy} + R_A - F_{My} = 0$$

Rovnováha momentů k bodu A:

$$F_{VOP} \cdot a - R_B \cdot e - F_{ZZy} \cdot b + F_{PZy} \cdot c - R_A \cdot f + F_{My} \cdot d = 0$$

Z těchto rovnic lze vyjádřit reakce R_A a R_B :

$$R_A = \frac{F_{VOP} \cdot a - e \cdot (F_{VOP} - F_{ZZy} + F_{PZy} + F_{My}) - F_{ZZy} \cdot b + F_{PZy} \cdot c + F_{Myd} \cdot}{f - e}$$

$$R_B = F_{VOP} - F_{ZZy} + F_{PZy} - R_A + F_{My}$$

Všechna silová působení včetně výsledných reakcí a průběhů ohybových momentů jsou shrnuta v následujících tabulkách, grafický průběh je pak v grafu 7:

Tabulka 9: Síly působící na nosník

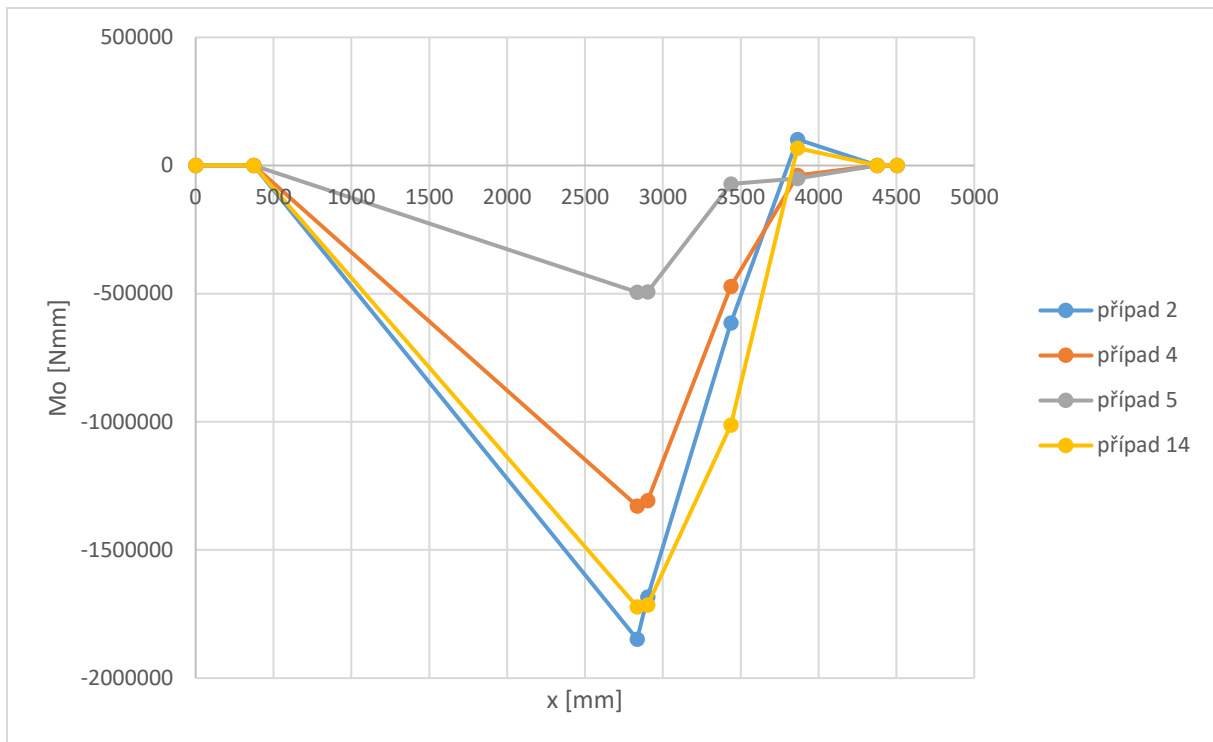
případ	n[1]	v[km/h]	Y[N]	MOTOR	PZ		ZZ	OP
				Fmy	Fpzy	Fpzz	Fzzy	Fvop [N]
2	4	214,56	18402,34	199,2	-323,28	15103,15	427,41	-750,37
4	-1,5	214,56	-6080,3	-74,7	-544,526	-4374,95	-1254,64	-539,19
5	-2	146,29	-8625,35	-99,6	-737,254	-6110,85	-772,167	-200,63
14	2,66	214,56	12437,48	132,468	1216,84	8580,954	-1203,1	-698,92

Tabulka 10: Reakce v místě podpěr

případ	Ray [N]	Rby [N]
2	1875,074	-3176,93
4	941,5572	-845,333
5	-49,9887	-215,328
14	2661,428	-807,94

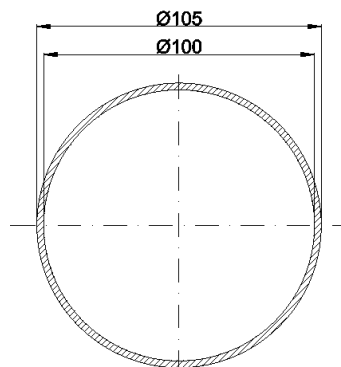
Tabulka 11: Průběhy ohybových momentů

x [mm]	0	372	2835	2903	3438	3865	4377	4505
bod	0	1	2	3	4	5	6	7
Mo_2 [Nmm]	0	0	-1848161	-1683155	-613608	101990,4	0	0
Mo_4 [Nmm]	0	0	-1328025	-1307207	-472188	-38246,4	0	0
Mo_5 [Nmm]	0	0	-494152	-493152	-72179,2	-50995,2	0	0
Mo_14 [Nmm]	0	0	-1721440	-1714027	-1012042	67823,62	0	0



Graf 7: Průběh ohybových momentů podél trubky

Pro kontrolu trubky je však důležité maximální dosažené napětí, podle toho lze posoudit, zda trubka vyhovuje či nikoliv. Maximálního ohybového momentu je dosaženo v případě č. 2 v bodě zadního uchycení konstrukce trupu letounu k samotnému nosníku. Maximální ohybový moment zde dosahuje hodnoty $M_{Omax} = 1\,848\,161$ [Nmm]. Průřez trubky má následující rozměry:



Obrázek 18: Průřez nosníku

Maximální dosažené napětí lze získat ze vztahu:

$$\sigma_o = \frac{M_o}{W_o}$$

Kde ohybový modul průřezu pro trubku je roven:

$$W_o = \frac{\pi \cdot (D^4 - d^4)}{32 \cdot D} = \frac{\pi \cdot (105^4 - 100^4)}{32 \cdot 105} = 20\,150 \text{ mm}^3$$

Potom maximální ohybové napětí dosahuje hodnoty:

$$\sigma_o = \frac{M_o}{W_o} = \frac{1\,848\,161}{20\,150} = 91,72 \text{ MPa}$$

Pro výpočet napětí nebyly uvažovány koncentrátoři napětí v podobě děr, které jsou v nosníku vyvrtány z konstrukčního hlediska pro uchycení konstrukce letounu k trubkovému nosníku. Poměr průměru děr vůči průměru trubky je zanedbatelný, průřez trubky také není výrazně snižen

citace z předpisu UL2- kapitola C, oddíl I- ZATÍŽENÍ

- (a) Pevnostní požadavky jsou stanoveny formou provozního zatížení (v provozu nejvyšší očekávané zatížení) a početního zatížení (provozní zatížení násobené předepsanými součiniteli bezpečnosti. Pokud není určeno jinak, jsou stanovená zatížení provozní.
- (b) Pokud není uvedeno jinak, musí být vzdušná a pozemní zatížení vždy uváděna do rovnováhy setrvačnými silami, přičemž je nutno uvážit všechny větší osamělé hmotnosti letounu. Zatížení musí být rozložena tak, že tato rozložení musí buď odpovídat skutečným podmínkám, nebo se jim blížit z bezpečné strany.
- (c) Jestliže rozložení vnějšího zatížení a vnitřních sil je vlivem deformací při zatížení podstatně změněno, musí být uváženo takovéto nové rozložení.

citace z předpisu UL2- kapitola C, oddíl I- SOUČINITEL BEZPEČNOSTI

- (a) Pokud není uvedena jiná hodnota, musí být použit součinitel bezpečnosti 1,5
- (b) Součinitel bezpečnosti je nutno zvýšit na dále uvedené hodnoty, jestliže:
 - 1 Existuje nejistota o pevnosti součástí dílu
 - 2 Je očekávána ztráta pevnosti v čase do výměny
 - 3 Nejsou k dispozici přesné pevnostní hodnoty vzhledem k neznámým výrobním a zkušebním metodám. Velikost tohoto doplňkového součinitele bezpečnosti, pokud není v dalším uvedeno jinak, musí být stanovena pro každý typ zvlášť. Požadovaná doba do výměny těchto dílců musí být udána v Letové a provozní příručce.

Především je stanoven také pro kování, kde zvyšující koeficient bezpečnosti nabývá hodnoty 1,2.

(6)

Největší očekávané napětí v provozu (provozní napětí) je $\sigma_{PR} = 91,7 \text{ MPa}$. Z této hodnoty je spočteno početní zatížení. Provozní napětí může být na součásti s malou pravděpodobností překročeno. Provozní napětí vychází z provozního zatížení.

$$\sigma_{PO} = \sigma_{PR} \cdot 1,5 = 91,7 \cdot 1,5 = 146,6 \text{ MPa}$$

Dle výkresové dokumentace je nosná trubka vyrobena z materiálu ČSN 42 4203.61 též známá pod názvem superdural. Evropská norma EN zná tento materiál pod označením 2024. Tento materiál se běžně užívá v letectví. Vlastnosti této slitiny dle tabulek jsou následující:

složení	R _m [MPa]	R _{e min} [MPa]	A ₁₀ (%)
Al Cu 4 Mg 1	250 ÷ 450	175	15 ÷ 8

Nyní lze spočítat skutečnou jistotu, která nesmí být <1. Jistota se počítá jako poměr meze kluzu materiálu R_e vůči provoznímu napětí σ_{PR} nebo jako poměr konečného přípustného napětí materiálu vůči napětí spočteného z početního zatížení. V tomto případě je to poměr meze pevnosti slitiny hliníku R_m a početního napětí σ_{PO}.

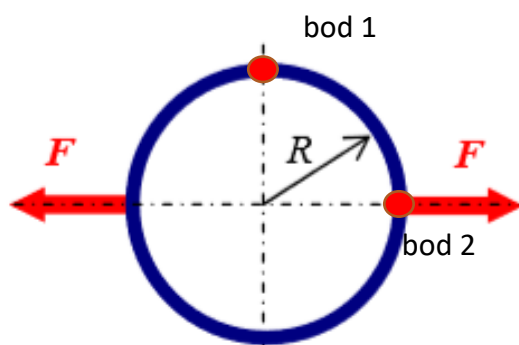
Výsledná jistota na hladině napětí způsobeného provozním zatížením:

$$j = \frac{R_e}{\sigma_{PR}} = \frac{175}{91,7} = 1,9$$

Výsledná jistota na hladině napětí způsobeného početním zatížením:

$$j = \frac{R_m}{\sigma_{PO}} = \frac{250}{146,58} = 1,7$$

Dále z obrázku č.17 vyplývá, že trubka není namáhána pouze ohybem, ale je také zatížena bočními silami od reakcí předního a zadního závěsu křídla závěsu ve směru osy z. Zatížení vypadá následovně:



Obrázek 19: Zatížení trubky ve směru osy z (7)

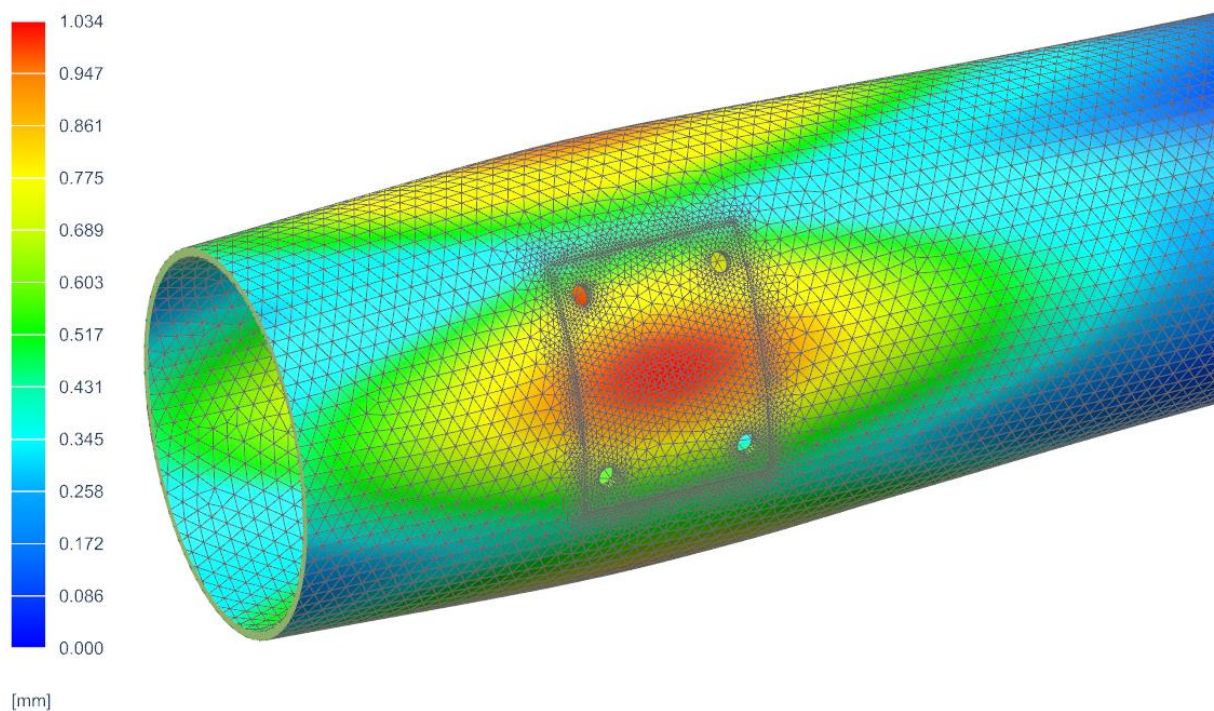
Pro záporné násobky směr síly F souhlasí, pro kladné násobky působí síly F opačně. Bohužel tato úloha nelze řešit jako rovinný rám, protože zatížení je bodové a trubka má značnou délku v prostoru. Proto je proveden kontrolní výpočet numericky pomocí programu NX10- Nastran solver. Výpočetní síť je zjemněna v oblasti zatěžování a také v okolí děr. Zatížení je aplikováno dle tabulky 8, působící silou je složka F_{pzz} a to jak maximální, tak také minimální hodnota. Toto řešení nezahrnuje průběh ohybového momentu podél trubky (viz výše). Cílem této simulace je zjistit velikost napětí a posunů při zatížení. Typ řešení je proveden pomocí SOL 101 Linear Statics- Global Constraints. Nejbližší materiál v knihovně programu NX 10 je hliníková slitina Al2014, proto byl vytvořen materiál, který odpovídá vlastnostem slitiny ČSN 42 4203. Zadány byli minimální pevnostní hodnoty.

Výpočetní model trubky je dlouhý 1000mm. Výpočetní síť obsahuje buňky o velikosti 5mm, pouze v okolí závěsu, zejména děr je síť zjemněna na 1mm.

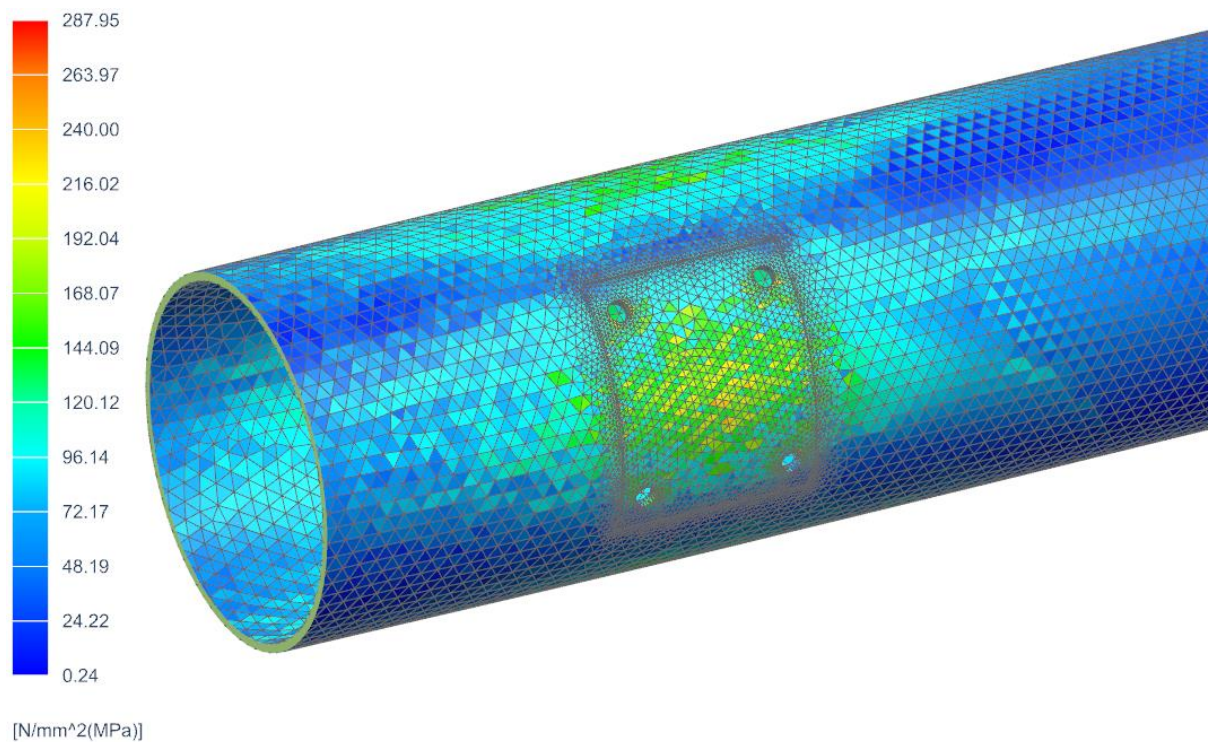
Pro grafické znázornění deformace bylo použito měřítko pro posunutí vlivem zatížení o hodnotách 5-10, aby bylo posunutí graficky názornější.

Řešení pro kladné násobky:

Fzzy [N]	-15 103
Napětí v bodě 1 [MPa]	269
Napětí v bodě 2 [MPa]	343
Maximální místní napětí [MPa]	288
Deformace v bodě 1 [mm]	2,56
Deformace v bodě 2 [mm]	2,50



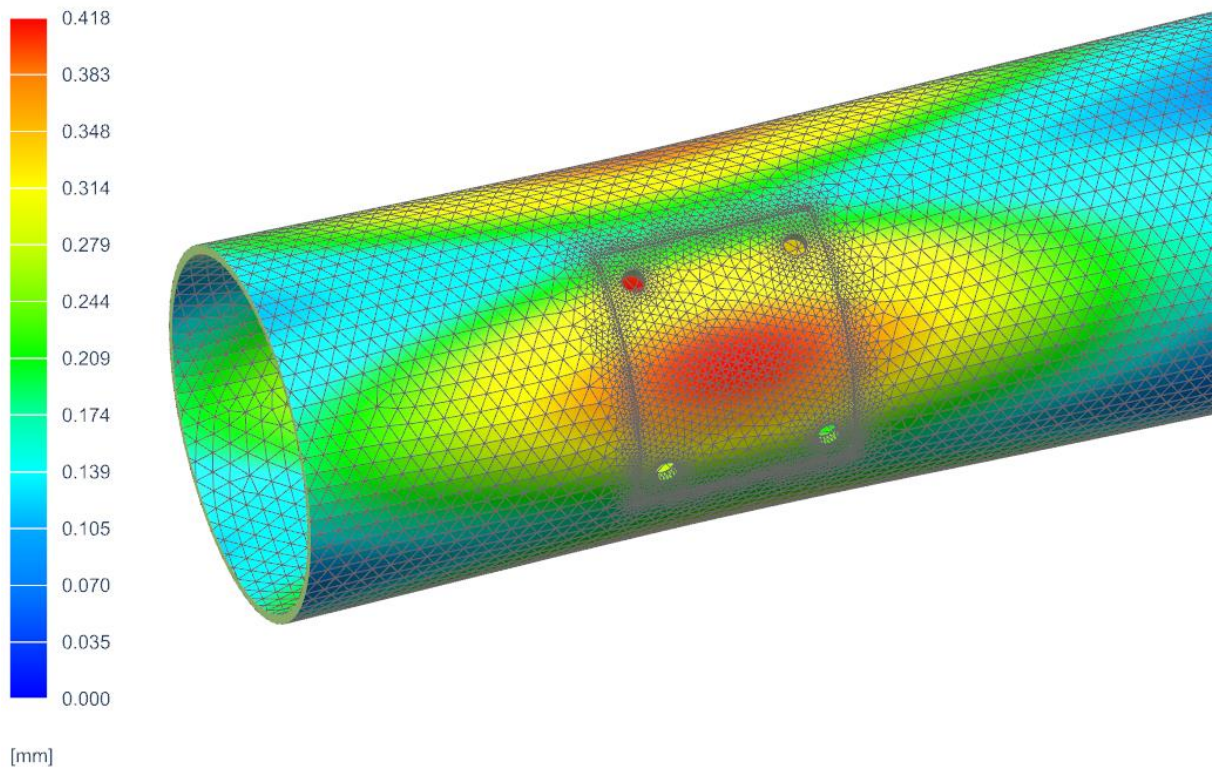
Obrázek 20: Posun materiálu trubky pro kladný násobek (měřítko deformace je rovno hodnotě 5)



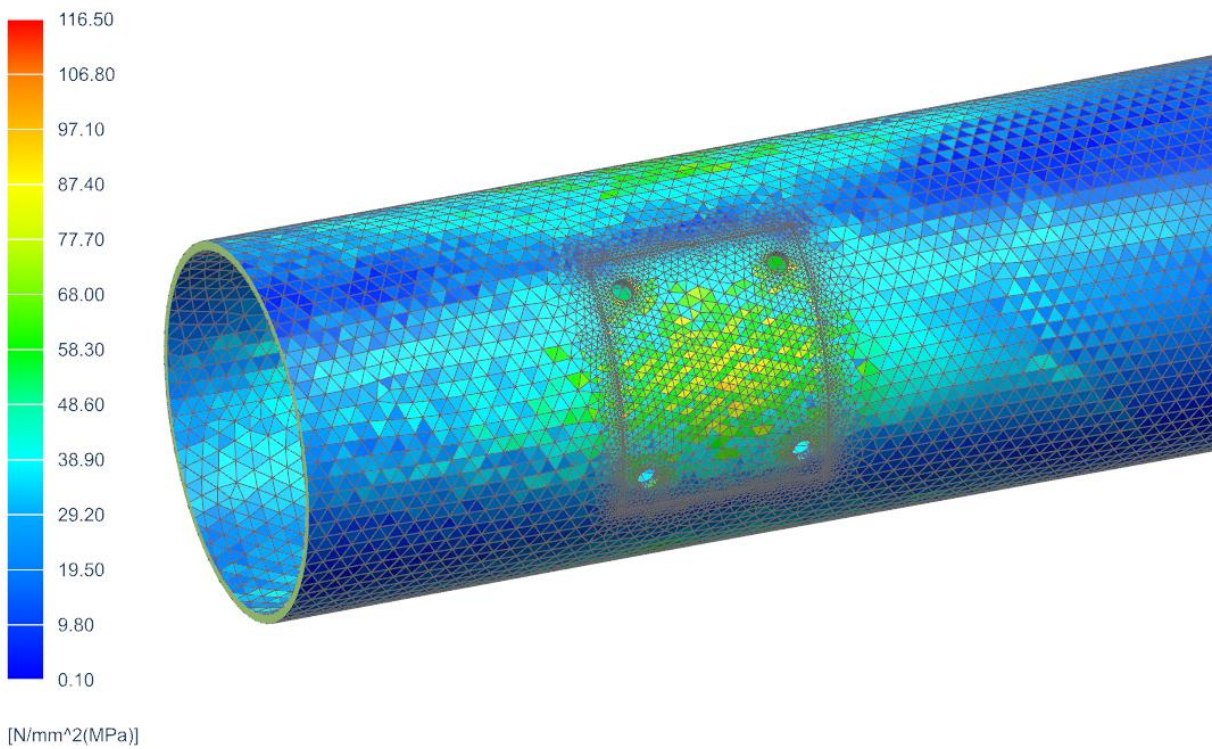
Obrázek 21: Napětí v trubce pro kladný násobek

Pro záporné násobky:

Fzzy [N]	6 111
Napětí v bodě 1 [MPa]	106
Napětí v bodě 2 [MPa]	75
Maximální místní napětí [MPa]	117
Deformace v bodě 1 [mm]	0,95
Deformace v bodě 2 [mm]	0,87



Obrázek 22: Posunutí materiálu trubky pro záporný násobek (měřítko deformace je rovno hodnotě 10)

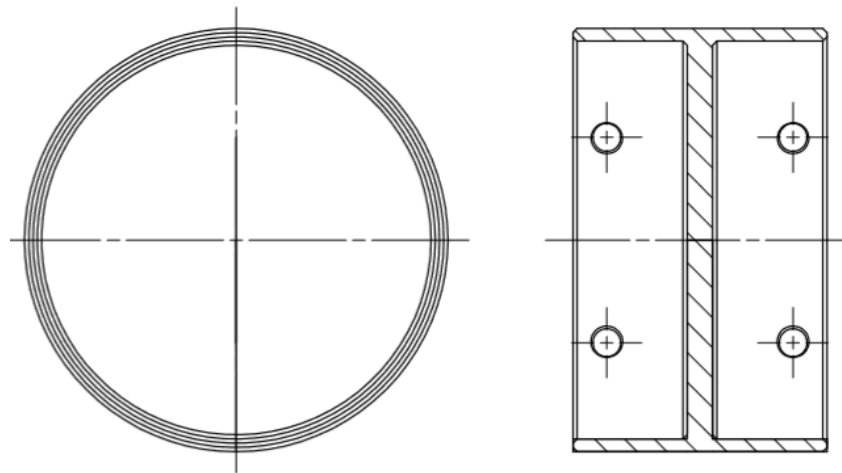


Obrázek 23: Napětí v trubce pro záporný násobek

Maximální provozní napětí od bočních sil dosahuje hodnoty 287,95 MPa. Pro bezpečnost $f=1,5$ lze zjistit napětí početní, které nesmí být překročeno. Zatížený nosník se nesmí dostat do trvalých plastických deformací. Nesmí tedy překročit mez kluzu. Tato hodnota je u hliníkových slitin stanovena smluvně a je rovna $R_{p0,2}=175$ MPa. Početní napětí však nemusí být vyčísleno, protože mez kluzu je menší než provozní napětí.

Z výsledků je zřejmé, že trubka není schopná přenést aktuální zatížení od křídla. Je nutné provést konstrukční úpravu. Nejjednodušším řešením bude vložit dovnitř trubky rozpěrku, tak aby trubka nebyla zatěžována bočními silami. Lze předpokládat, že navržená rozpěrka zachytí síly od závěsu ve směru osy z . Trubkový nosník tak nebude v tomto směru zatěžován a bude přenášet pouze ohyb, nikoli boční síly.

Jako nejjednodušší konstrukční řešení se nabízí rozpěrka, jejíž konstrukce je na předchozím obrázku:



Obrázek 24: Návrh rozpěrky pro zachycení sil ve směru osy z

Tato rozpěrka poslouží jako výztuha a zabrání tak nadměrné deformaci trubkového nosníku. Aby toto řešení fungovalo, je potřeba zajistit dostatečné stažení tak, aby mezi rozpěrkou a trubkou byla minimální vůle. Dno rozpěrky je přesně v rovině symetrie závěsu, síly jsou tak vhodně rozloženy. Technologicky je však toto řešení značně komplikované. Dno rozpěrky brání montáži všech šroubů z přední strany. Kde vzdálenost od počátku trubky k díram je 1067 mm, ze strany ocasních ploch je tato vzdálenost už 3438 mm. Manipulace na takovou vzdálenost v trubce o vnitřním průměru 100 mm je nereálná. Nabízí se tedy řešení stažení pomocí 4 závitových tyčí M6, které půjdou skrz a budou přesahovat z obou stran předního závěsu. Matice s podložkami budou umístěny pouze vně nosné trubky. Aby bylo stažení možné, budou pro montáž vyrobeny speciální jednoúčelové podložky, které eliminují křivost na styčné ploše závěsu mezi matkou a závěsem. Dále je nutné převrtat díry v závěsu, aby jejich osy byly rovnoběžné nikoli radiální k nosné trubce. Další nevýhodou je rozdělení zatížení od bočních sil F_{Pz} . Při kladných násobcích nejsou závitové tyče namáhány, síly působí do osy trubky a tak celé zatížení přebírá rozpěrka. Pro záporné násobky jsou však naopak

namáhány závitové tyče na tah a rozpěrka není zatížena vůbec. I když jsou závitové tyče schopné zatížení od záporných násobků přenést, je toto konstrukční řešení stále nerealizovatelné. V kladných násobcích může dojít k pružným deformacím trubky a rozpěrky a v krajních případech může dojít ke vzniku vůle mezi podložkou a závěsem, což je nepřípustné. Výsledné řešení musí tedy zahrnovat stažení rozpěrky, trubky a závěsu jak vně tak uvnitř.

Další návrh bere v potaz hlavní požadavek, stažení z vnější i vnitřní strany nosné trubky. Tak aby bylo možné provést montáž pouze z přední strany trubky, budou vyrobeny dva výztužné kroužky, které na sebe budou dosedat. Prioritou pro rozpěrné kroužky je pokud možno co nejvyšší možná pevnost, zároveň musí být kroužky obrobitelné. Jako materiál je zvolena vysokopevnostní ocel AISI 4340 (ekvivalentem je ČSN 16 342, DIN 36 CrNiMo6) Montáž proběhne postupně, nejdříve vzdálenější kroužek včetně umístění a utažení šroubů a pak bude montován přední kroužek.

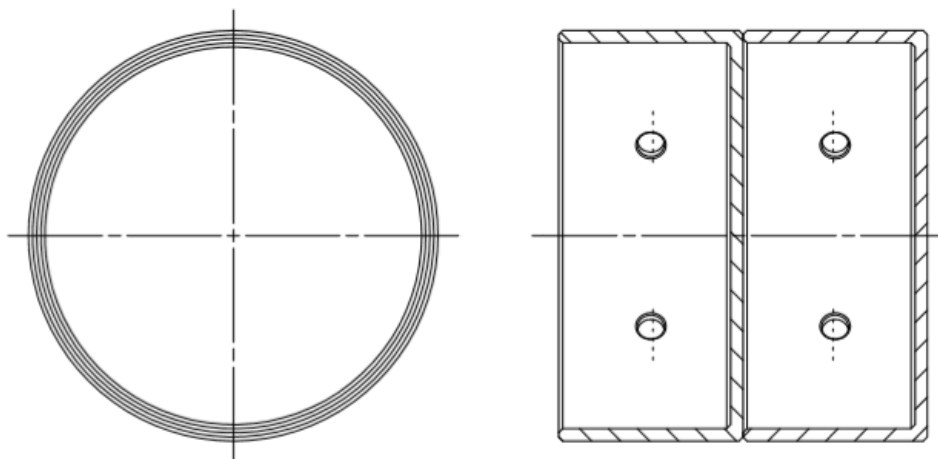
Vlastnosti oceli AISI 4340:

Rm [MPa]	Re [MPa]
745	470

Protože vnější průměr kroužku se od vnitřního průměru trubky liší pouze o toleranci, bude nutné všechna uchycení konstrukce mezi počátkem trubky a předním závěsem demontovat. Jedná se o demontáž motorového lože, přední uchycení pomocné trubky konstrukce a přední hlavní uchycení v bodě 5 (Obrázek č. 14) a držák baterie. Je také nutné zajistit možnost s rozpěrkou manipulovat tak, aby se dala posunout a natočit do správné pozice. K tomu bude vyroben jednocelový přípravek. Šrouby předního závěsu budou v radiální pozici. Pro správnou montáž je navržena rozměrová tolerance vnějšího průměru rozpěrky f8 (-36,-90 μ m).

S umístěním rozpěrek také souvisí převrtání otvorů v nosné trubce. Otvory v rozpěrce jsou tolerovány, proto je zde vysoký požadavek na přesnost. Souosost všech děr před montáží je nezbytná. Nejjednodušší tedy bude v rozpěrce navrtat jen jeden otvor pro aretaci rozpěrky v nosné trubce včetně závěsu, v tomto místě bude namontován šroub, podložky a spoj se stáhne maticí. Tak bude zabráněno pootočení i posuvu zároveň. Zbylé otvory budou navrtány až po aretaci. Jako šablona poslouží kování. Tak bude zaručena přesná pozice děr pro montáž ostatních šroubů.

Návrh rozpěrek je na následujícím obrázku:



Obrázek 25: Návrh rozpěrky č.2 (po montáži)

6.4 Jednoúčelové přípravky pro montáž.

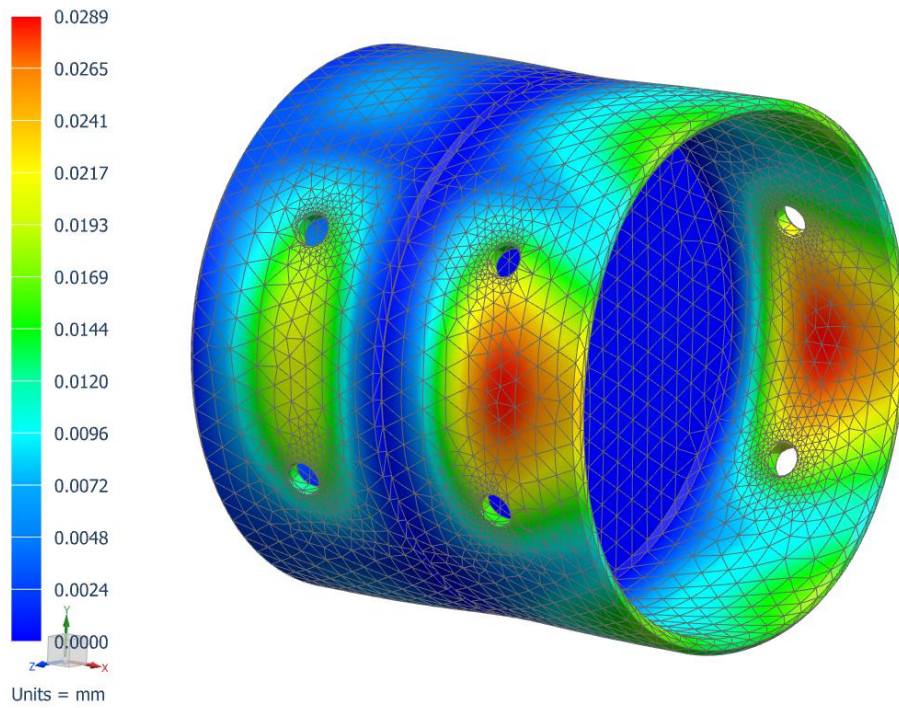
Prvním zmíněným potřebným přípravkem pro montáž je přípravek pro umístění šroubů. Jediný problém zde je protáhnout šrouby vnitřním průměrem trubky až do místa závěsu a tam je provléct třemi otvory. V rozpěrce, trubce a v samotném kování. Tyto otvory musí být v soustředné pozici. Pak už stačí šroub dotáhnout pomocí matice z vnější strany kování. Z obou stran budou umístěny podložky. Z hlediska jednoduchosti pro tuto montáž postačí plochý tažený polotovár o rozměrech průřezu 10x16mm a délce 2m. Na jehož konci bude přilepena oboustranná lepicí páska, která šroub s podložkou bez problému udrží.

Druhý přípravek musí zvládnout posun rozpěrky do správné pozice tak, aby se rozpěrka dala před vrtáním zajistit jedním šroubem. Proto opět postačí jednoduchý polotovár. Například dostatečně dlouhá kruhová tyč, která rozpěrku zatlačí do správné pozice. Při posunu do pozice otvor na otvor se otvory vůči sobě vymezí, aby byly soustředné a bylo možné namontovat šroub.

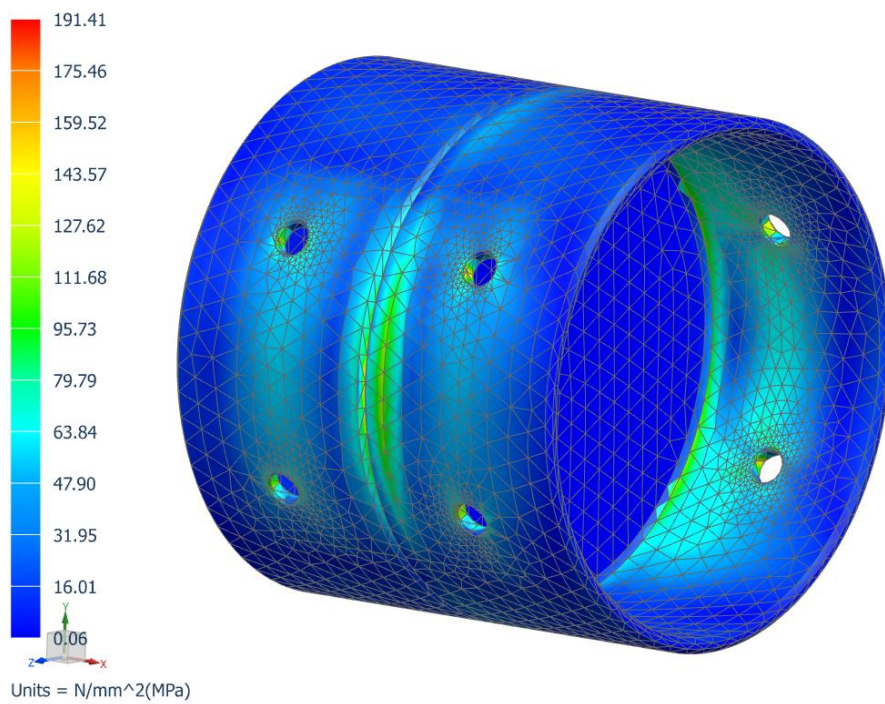
6.5 Pevnostní kontrola rozpěrky

Rozpěrka je vyrobena s vysokopevnostní oceli, proto lze předpokládat, že zachytí celé boční zatížení od síly F_{PZz} . Pro kontrolu je proveden kontrolní výpočet. Pro kladný násobek je rozpěrka namáhána tlakem, plochou závěsu. Pro záporný násobek síly působí přes podložky pod hlavami šroubů. Výpočetní postup proběhl stejně jako v případě kontroly trubky.

Kladný násobek:

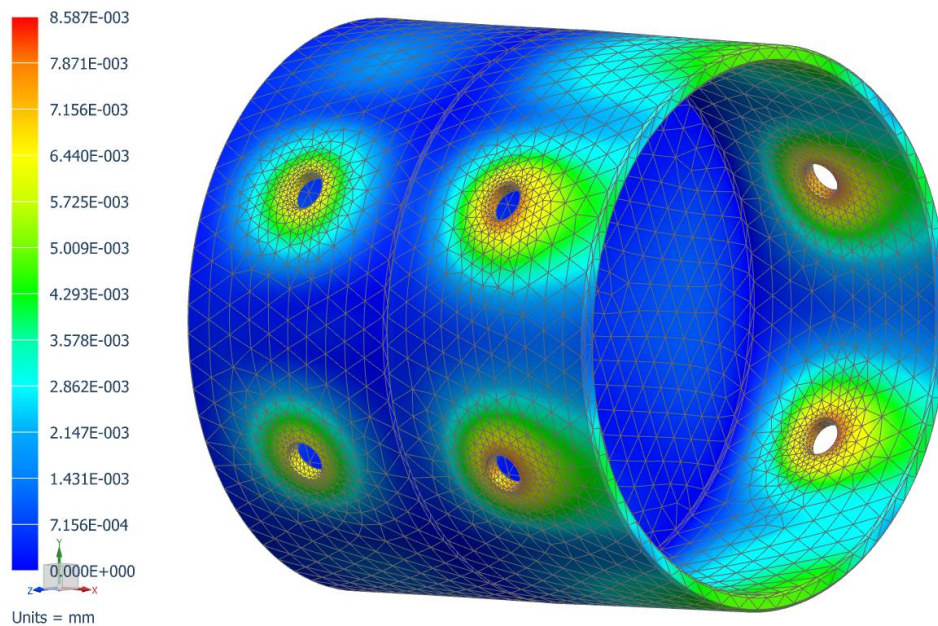


Obrázek 26: Posunutí materiálu rozpěrky pro kladný násobek (měřítko deformace 100)

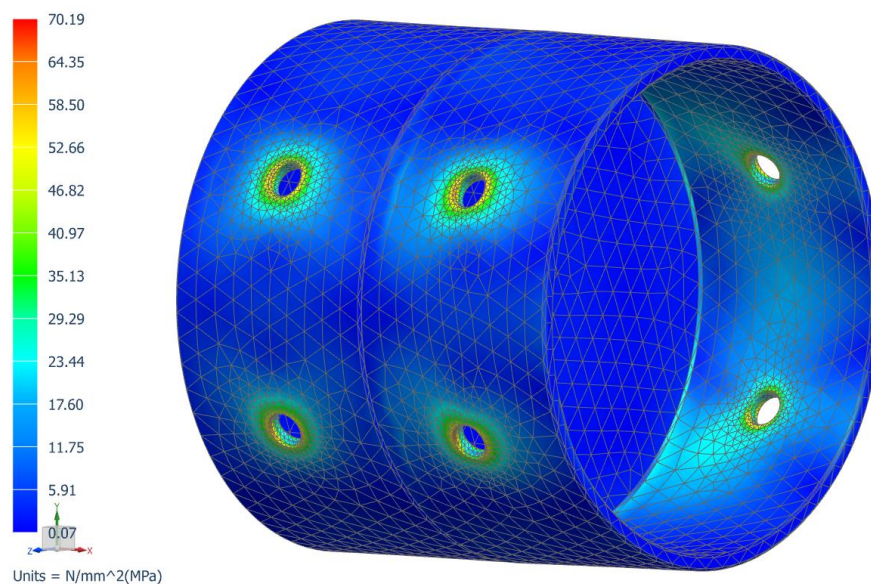


Obrázek 27: Napětí v rozpěrce pro kladný násobek

Záporný násobek:



Obrázek 28: Posunutí materiálu rozpěrky pro záporný násobek (měřítko deformace 100)



Obrázek 29: Napětí v rozpěrce pro záporný násobek

Z výsledků je zřejmé, že rozpěrka je schopna zatížení bez problému přenést.

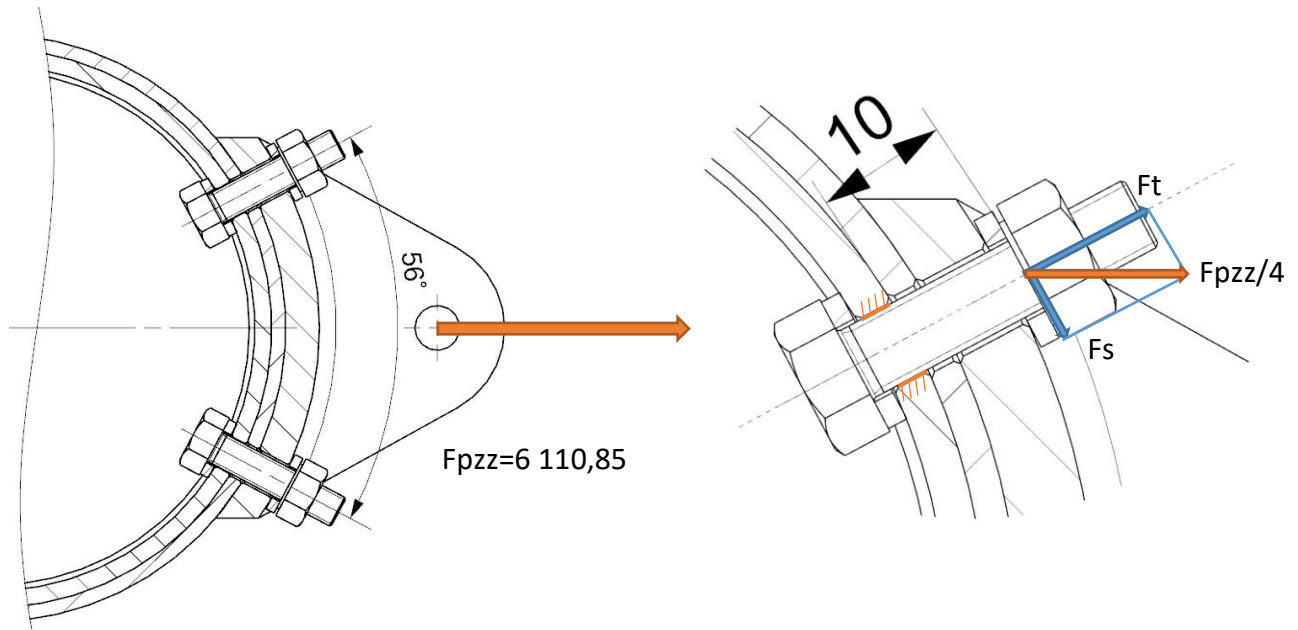
6.6 Pevnostní kontrola závěsových šroubů

Šrouby jsou namáhány kombinovaným zatížením a to pouze v případě záporných násobků, kdy síly na závěs působí směrem od osy trubky. V případě kladných násobků je

zatěžována pouze rozpěrka. Jedná se o kombinaci tahu, stříhu a ohybu. Maximální síla, která vznikne je 6110,85N. Tato síla se rozloží mezi čtyři šrouby závěsu, které musí tuto sílu přenést. Úhel mezi osami děr/šroubů je 56°.

Šrouby pevnostní třídy 10.9 jsou schopny přenést napětí do meze kluzu $R_{p0,2} = 940$ MPa. Mez pevnosti $R_m = 1040$ MPa

Silové působení je na následujícím obrázku:



Obrázek 30: Silové působení na šrouby závěsu

TAH:

Síla, kterou zachytí jeden šroub v tahu (provozní zatížení jednoho šroubu), se vypočte:

$$F_{Tpr} = \frac{F_{PZZ}}{4} \cdot \cos 28^\circ = \frac{6110,85}{4} \cdot \cos 28^\circ = 1\,348,9 \text{ N}$$

Počtení zatížení získáme přenásobením hodnotou součinitele bezpečnosti a zvyšujícím koeficientem. Zvyšující koeficient pro kování má dle předpisu UL-II hodnotu 1,2.

$$F_{Tpo} = F_{Tpr} \cdot f \cdot k = 1348,9 \cdot 1,5 \cdot 1,2 = 2\,428 \text{ N}$$

z toho provozní a počtení napětí:

$$\sigma_{Tpr} = \frac{F_{Tpr}}{S} = \frac{F_{Tpr} \cdot 4}{\pi \cdot d_3^2} = \frac{1348,9 \cdot 4}{\pi \cdot 4,747^2} = 76,2 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{Tpo} = \frac{F_{Tpo}}{S} = \frac{F_{Tpo} \cdot 4}{\pi \cdot d_3^2} = \frac{2\,428 \cdot 4}{\pi \cdot 4,747^2} = 137,2 \text{ MPa}$$

STŘIH:

$$F_{Spr} = \frac{F_{PZZ}}{4} \cdot \sin 28^\circ = \frac{6110,85}{4} \cdot \sin 28^\circ = 717,2 \text{ N}$$

$$F_{Spo} = F_{Spr} \cdot f \cdot k = 717,2 \cdot 1,5 \cdot 1,2 = 1291 \text{ N}$$

Z toho provozní a početní napětí:

$$\tau_{Spr} = \frac{F_{Spr}}{S} = \frac{F_{Spr} \cdot 4}{\pi \cdot d_3^2} = \frac{717,2 \cdot 4}{\pi \cdot 4,747^2} = 40,5 \text{ MPa}$$

$$\tau_{Spo} = \frac{F_{Spo}}{S} = \frac{F_{Spo} \cdot 4}{\pi \cdot d_3^2} = \frac{1291 \cdot 4}{\pi \cdot 4,747^2} = 72 \text{ MPa}$$

OHYB:

Ohybová síla působí kolmo na osu šroubu, má tedy stejnou velikost jako střížná síla F_{Spr} . Ramenem ohybu je pak vzdálenost matice od vnějšího průměru rozpěrky, kde je šroub při silovém působení zapřen.

$$\sigma_{Opr} = \frac{M_o}{W_o} = \frac{F_{Spr} \cdot r \cdot 32}{\pi \cdot d_3^3} = \frac{717,2 \cdot 10 \cdot 32}{\pi \cdot 4,747^3} = 682,9 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{Opo} = \frac{M_o}{W_o} = \frac{F_{Spo} \cdot r \cdot 32}{\pi \cdot d_3^3} = \frac{1291 \cdot 10 \cdot 32}{\pi \cdot 4,747^3} = 1\,229,3 \text{ MPa}$$

REDUKOVANÉ NAPĚTÍ:

Redukované napětí lze spočítat pomocí HMM metody, kde koeficient α dosahuje hodnoty $\sqrt{3}$.

$$\sigma_{pr_{red}} = \sqrt{\sigma^2 + (\alpha \cdot \tau)^2} = \sqrt{(76,2 + 682,9)^2 + (\sqrt{3} \cdot 40,5)^2} = 762,3 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{po_{red}} = \sqrt{\sigma^2 + (\alpha \cdot \tau)^2} = \sqrt{(137,2 + 1\,229,3)^2 + (\sqrt{3} \cdot 72)^2} = 1\,372,2 \text{ MPa}$$

Výsledná jistota spoje na hladině napětí způsobeného provozním zatížením:

$$j = \frac{R_e}{\sigma_{pr_{red}}} = \frac{940}{762,3} = 1,23$$

Výsledná jistota spoje na hladině napětí způsobeného početním zatížením:

$$j = \frac{R_m}{\sigma_{pored}} = \frac{1040}{1\,372,2} = 0,75$$

Šrouby se nemusí počítat na tlak, protože při zatížení kladnými násobky, se zatížení rozdělí mezi obě rozpěrky. Z výsledků je zřejmé, že z hlediska jistoty, šrouby na hladině početního zatížení i přes vysokou třídu pevnosti nevyhovují. Nezbyvá tedy nic jiného, než zvýšit průměr šroubů z rozměru M6 na rozměr M8.

Celý výpočet je opakován pro nový rozměr závitu $d_3=6,466$ mm

TAH:

provozní a početní napětí:

$$\sigma_{Tpr} = \frac{F_{Tpr}}{S} = \frac{F_{Tpr} \cdot 4}{\pi \cdot d_3^2} = \frac{1348,9 \cdot 4}{\pi \cdot 6,466^2} = 41,1 MPa$$

$$\sigma_{Tpo} = \frac{F_{Tpo}}{S} = \frac{F_{Tpo} \cdot 4}{\pi \cdot d_3^2} = \frac{2\,428 \cdot 4}{\pi \cdot 6,466^2} = 73,9 MPa$$

STŘIH:

provozní a početní napětí:

$$\tau_{Spr} = \frac{F_{Spr}}{S} = \frac{F_{pr} \cdot 4}{\pi \cdot d_3^2} = \frac{717,2 \cdot 4}{\pi \cdot 6,466^2} = 21,8 MPa$$

$$\tau_{Spo} = \frac{F_{Spo}}{S} = \frac{F_{Spo} \cdot 4}{\pi \cdot d_3^2} = \frac{1291 \cdot 4}{\pi \cdot 6,466^2} = 39,3 MPa$$

OHYB:

Ohybová síla působí kolmo na osu šroubu, má tedy stejnou velikost jako střížná síla F_{Spr} . Ramenem ohybu je pak vzdálenost matice od vnějšího průměru rozpěrky, kde je šroub při silovém působení zapřen.

$$\sigma_{Opr} = \frac{M_o}{W_o} = \frac{F_{Spr} \cdot r \cdot 32}{\pi \cdot d_3^3} = \frac{717,2 \cdot 10 \cdot 32}{\pi \cdot 6,466^3} = 270,2 MPa$$

$$\sigma_{Opo} = \frac{M_o}{W_o} = \frac{F_{Spo} \cdot r \cdot 32}{\pi \cdot d_3^3} = \frac{1291 \cdot 10 \cdot 32}{\pi \cdot 6,466^3} = 486,4 MPa$$

REDUKOVANÉ NAPĚTÍ:

Redukované napětí lze spočítat pomocí HMM metody, kde koeficient α dosahuje hodnoty $\sqrt{3}$.

$$\sigma_{pr_{red}} = \sqrt{\sigma^2 + (\alpha \cdot \tau)^2} = \sqrt{(41,1 + 270,2)^2 + (\sqrt{3} \cdot 21,8)^2} = 313,5 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{po_{red}} = \sqrt{\sigma^2 + (\alpha \cdot \tau)^2} = \sqrt{(73,9 + 486,4)^2 + (\sqrt{3} \cdot 39,3)^2} = 564,4 \text{ MPa}$$

Z výsledků, je zřejmé, že postačí pevnostní třída 8.8. Šrouby pevnostní třídy 8.8. jsou schopny přenést napětí do meze kluzu $R_{p0,2} = 640 \text{ MPa}$. Mez pevnosti $R_m = 800 \text{ MPa}$

Výsledná jistota spoje na hladině napětí způsobeného provozním zatížením:

$$j = \frac{R_e}{\sigma_{pr_{red}}} = \frac{640}{313,5} = 2,04$$

Výsledná jistota spoje na hladině napětí způsobeného početním zatížením:

$$j = \frac{R_m}{\sigma_{po_{red}}} = \frac{800}{564,4} = 1,42$$

Šrouby M8 pevnostní třídy 8.8. jsou schopny přenést zatížení závěsů. Závěsy křídla bude nutné převrtat na nový rozměr šroubů.

7. Zástavba avionických přístrojů

7.1 Význam přístrojů

Letecké palubní přístroje slouží jako informační prostředky. Měří fyzikální parametry a veličiny, které přímo souvisí s letem letounu. Parametry a veličiny jsou zpracovávány tak, aby byly využitelné pilotem nebo jiným zařízením k ovládní letounu. (8)

Letecké palubní přístroje lze rozdělit do několika skupin.

1. Kontrola letu
 - a) Letové- výškoměr, rychloměr, variometr, zatačkoměr, sklonoměr, umělý horizont...
 - b) Navigační- kompas, směrový setrvačnick
2. Kontrola letounu
 - a) Kontrola motoru- otáčky motoru, tlak oleje, tlak paliva, teplota motoru, teplota oleje, množství paliva, množství oleje, spotřeba paliva, vibrace motoru
 - b) Kontrola draku- elektrický systém, hydraulický systém, pneumatický systém, podvozek, mechanizace křídla, nouzové a protipožární systémy
3. Komunikační a speciální
(8)

7.2 Požadavky předpisu

Zde jsou popsány všechny požadavky dle předpisu, které souvisí s přístroji. Základními požadavky pro výstroj letounu dle předpisu UL2 jsou následující:

citace z předpisu UL2- kapitola D, oddíl IV- NÁVRH PILOTNÍHO PROSTORU

1. Pilotní prostor: Všeobecně
Pilotní prostor a jeho vybavení musí dovolit každému pilotovi plnit své úkoly bez nepřiměřené koncentrace nebo únavy.
2. Výhled z pilotního prostoru
Každý pilotní prostor musí být navržen tak, aby:
 - a) Rozsah výhledu pilota byl dostatečně velký, jasný a nerušený s ohledem na bezpečné vedení letounu a
 - b) Déšť příliš silně neovlivňoval výhled pilota na trasu při normálním letu a během přistání (6)

citace z předpisu UL2- kapitola F, oddíl I- VŠEOBECNĚ

1. Funkce a zástavba
 - a) Každá část požadované výstroje musí
 - 1) Být takového druhu a provedení, které jí umožní splnění očekávané funkce
 - 2) Být zabudována tak, aby splňovala stanovená omezení, která platí pro tuto výstroj a
 - 3) Po zabudování bezchybně pracovat

- b) Přístroje a jiná výstroj nesmí ohrožovat ani samy o sobě, ani svým působením na letoun jeho bezpečný provoz

Bezchybná funkce nemá být zhoršena při teplotách nižších než 0°C, za silného deště nebo při vysoké vzdušné vlhkosti.

2. Letové a navigační přístroje

Musí být zabudovány následující letové a navigační přístroje:

- 1) Rychloměr
- 2) Výškoměr
- 3) Kompas

3. Kontrolní přístroje motoru

Musí být zabudovány následující přístroje:

- 1) Tlakoměr, teploměr a otáčkoměr, které jsou doporučeny výrobcem nebo které jsou nutné k tomu, aby motor pracoval v rámci stanovených omezení
- 2) Ukazatel množství paliva pro každou palivovou nádrž, který musí být dobře viditelný i upoutaným pilotem
- 3) Ukazatel množství oleje pro každou nádrž, např. měřicí tyčka (6)

citace z předpisu UL2- kapitola F, oddíl II- ZÁSTAVBA PŘÍSTROJŮ

1. Uspořádání a viditelnost

Letové a navigační přístroje musí být umístěny přehledně a pro každého pilota být lehce čitelné.

2. Soustava statického tlaku

- a) Každý přístroj, jehož těleso je připojeno na statický tlak, musí být odvdušněn tak, aby vliv rychlosti, otevření a zavření oken, vlhkosti nebo jiných cizích těles neměl významný vliv na přesnost přístrojů
- b) Soustavy celkového a statického tlaku by měly být navrženy a zabudovány tak, aby
 - 1) Byl umožněn bezpečný odvod zkondenzované vlhkosti,
 - 2) Bylo zabráněno prodření vedení a nadměrné deformaci nebo zúžení v ohybech a
 - 3) Aby použité materiály byly trvanlivé, použitelné pro daný účel a s protikorozní ochranou

3. Kontrolní přístroje motoru

- a) Přístroje a jejich vedení
 - 1) Vedení kontrolních přístrojů motoru, kterým procházejí hořlavé kapaliny pod tlakem, musí splňovat požadavky kapitoly E, odd. II, bod 11
 - 2) Vedení, kterým procházejí hořlavé kapaliny pod tlakem, musí být u zdroje tlaku vybaveny škrticí klapkou nebo jiným bezpečnostním zařízením, které zabrání úniku nepřiměřeného množství kapaliny při poruše vedení

- b) Volně uložený ukazatel, který slouží jako ukazatel stavu paliva, musí být chráněn před poškozením (6)

citace z předpisu UL2- kapitola F, oddíl IV- DALŠÍ VÝSTROJ

1. Rádiová a radionavigační výstroj

Každý použitý přístroj z radiové výstroje musí splňovat tyto podmínky:

- a) Výstroj a její antény nesmí vytvářet zdroje nebezpečí ani samy o sobě, ani způsobem, kterým jsou používány, ani svým vlivem na provozní vlastnosti letounu
- b) Výstroj a zařízení k jeho obsluze a sledování musí být uspořádány tak, aby mohly být lehce ovladatelné. Zástavba musí být provedena tak, aby bylo zabráněno přehřívání pomocí dostatečného větrání
- c) Každý přístroj z radiové výstroje musí být schválen odpovědným úřadem (6)

citace z předpisu UL2- kapitola G, oddíl I- ZNAČENÍ A ŠTÍTKY

1. Všeobecně

Letoun musí být vybaven v pilotním prostoru štítky na místě viditelném z místa pilota:

- a) Toto letadlo (sportovní létající zařízení) nepodléhá schvalování Úřadu pro civilní letectví ČR a je provozováno na vlastní nebezpečí uživatele.
- b) Akrobatické prvky a úmyslné vývrtky jsou zakázány

2. Provozní údaje a omezení

- a) Prázdná hmotnost
- b) Maximální vzletová hmotnost
- c) Maximální užitečná hmotnost (pokud může být překročena max. vzletová hmotnost letounu množstvím paliva, stanovit na štítku max. užitečné zatížení ve vazbě na plnění nádrží palivem)
- d) Maximální hmotnost v zavazadlovém prostoru
- e) Minimální hmotnost pilota
- f) Maximální přípustná rychlost v_{NE}
- g) Pádová rychlost v_{SB}
- h) Pokud to připadá v úvahu, rychlosti v_{FE} , v_{LO}

3. Označení přístrojů

- a) Rychloměr
Na stupnici musí být červená značka označující minimální rychlost a maximální nepřekročitelnou rychlost (jednotky na štítku a rychloměru musí být totožné)
- b) Kompas
Pokud je zabudován kompas a derivace není nižší než 5' pro každý kurs, musí být v blízkosti kompasu tabulka s hodnotami derivací pro kursy dělené maximálně po 30'

4. Kontrolní přístroje motoru

Pokud výrobce motoru vyžaduje nebo jsou potřebné k zajištění provozu motoru v rámci jeho omezení, požaduje se vybavení tlakoměry, teploměry a otáčkoměry.

Poznámka: Všechny maximální a pokud jsou dány i minimální hodnoty pro bezpečný provoz musí být označeny červenou radiální čarou.

5. Ukazatel množství paliva

Každý ukazatel množství paliva musí být označen tak, aby ukazoval při vodorovném letu hodnotu „nula“, pokud zbývající palivo v nádrži odpovídá nevyčerpatelnému množství podle kapitoly E, oddíl II, bod 3 (toto množství nesmí být větší než 5% objemu nádrže)

- a) Plnicí otvory pro palivo nebo jejich víčka musí mít označení mísícího se poměru pro směs paliva a oleje
- b) Ovladače přepínání palivových nádrží musí být označeny tak, aby viditelně ukazovaly polohu příslušné nádrže
- c) Pokud je z důvodů provozní bezpečnosti při používání více nádrží nutno dodržovat určité pořadí použití, musí být na ovladači přepínání palivových nádrží nebo v jeho nejbližším okolí vyznačeno pořadí, v kterém je nutno nádrže používat

6. Označení řídicích a ovládacích prvků

- a) Každý řídicí a ovládací prvek v pilotním prostoru, s výjimkou hlavního řízení, musí být jednoznačně označen, pokud jde o jejich funkci a způsob použití

Poznámka: barevné označení řízení a ovládacích prvků by mělo souhlasit s barvami stanovenými v kapitole D, oddíl IV, bod 6 (označení nouzových systémů musí být červené)

- b) Všechny značení a štítky stanovené v odstavcích 1 až 6
 - 1) Musí být umístěny na nápadném místě a
 - 2) Nelze dopustit, aby byli lehce smazatelné, zaměnitelné nebo těžce čitelné (6)

7.3 Další předpisy pro návrh přístrojové desky

Palubní přístrojové desky a palubní ukazatele jsou řešeny předpisem NLGS-2. Tento předpis není pro letoun Typhoon ČVUT závazný, předpis je určen pro malá dopravní letadla. Nicméně je založen na dlouholetých zkušenostech, které je vhodné využít. Tento předpis také zahrnuje ergonomii. To je vědní obor, který bere v úvahu psychologii, fyziologii, biologii a antropologii pilota. Cílem je vytvořit představu o přiměřenosti a účelnosti pracoviště pilota v pilotním prostoru. Posuzuje fyzické a duševní předpoklady a možnosti pilota. (8)

Dnes již klasickým rozložením přístrojové desky (dle předpisu NLGS-2, kapitola 8. čl. 7.8.2.) je tzv. T. Toto rozložení zahrnuje rychloměr, umělý horizont, výškoměr, kompas a variometr. Většinou je toto rozložení doplněno zatáčkoměrem. Předpis UL2 však všechny vyjmenované přístroje nevyžaduje. K základnímu aerometrickému přístrojovému vybavení letounu Typhoon ČVUT patří rychloměr, výškoměr a variometr. Informace o motoru dává teploměr a otáčkoměr. Směr a částečně i podélný a příčný sklon (do 20°) indikuje kompas. Při návrhu přístrojové desky je také nutno vzít v úvahu její použití při letových měření. Palubní deska musí obsahovat výše uvedené přístroje a dále samotný ovládací panel pro letová měření. Ovládací panel musí být navržen univerzálně, aby bylo možné měnit potřebné komponenty podle aktuální potřeby měření.

Palubní deska musí splňovat všechny podmínky pro bezpečný provoz letounu. Všechny informace, které zobrazuje, musí být viditelné pro oba piloty, stejně tak všechny ovládací prvky musí být přístupné. Z uživatelského hlediska je palubní deska navržena primárně pro pilota na pozici vlevo. Palubní deska musí vykazovat dostatečnou pevnost při všech možných letových zatíženích, včetně nouzového přistání, nesmí dojít k ohrožení pilota a posádky. Posledním požadavkem je, aby palubní deska nebránila ve výhledu. Pro pevně uchycené části výstroje předpis UL2 doporučuje použít čalounění, pokud je to nutné, aby osoby na palubě byly chráněny proti poranění při lehkém nouzovém přistání.

Citace z předpisu L, hlava 6, bod 9.2.2

Přístroje používané kterýmkoliv z pilotů musí být uspořádány tak, aby mohl jejich údaje pilot ze svého místa dobře vidět a aby se při tom co nejméně odchýlil od své polohy a směru výhledu, které obvykle zaujímá, dívá-li se ve směru letu. (9)

Citace z předpisu CS23.773- VÝHLED Z PILOTNÍHO PROSTORU

(a) Každý pilotní prostor musí být:

- (1) Uspořádán s dostatečně velkým nerušeným a nezkresleným výhledem, který umožní pilotovi bezpečné pojíždění, vzlet, přiblížení, přistání a vykonání všech obrátů v rámci provozních omezení letounu.
- (2) Prost odrazů a oslňujících odlesků, které by mohly rušit vidění pilota. Toto musí být prokázáno ve všech druzích provozu, pro které je žádána certifikace; a
- (3) Navržen tak, aby každý pilot byl chráněn před živly tak, aby v mírném dešti za normálního letu a během přistání nebyl jeho výhled ve směru dráhy letu příliš zhoršen. (10)

Co se předpisů týče, tak určující pro certifikaci je předpis UL2. Tento předpis, některé podmínky nevyžaduje nebo nezmiňuje, proto jsou zmíněny i další předpisy, které danou tematiku vhodně doplňují.

7.4 Technické parametry použitých přístrojů

Do letounu Typhoon ČVUT budou nainstalovány následující přístroje.

Kompas: SILVA 58

Tento kompas je univerzální speciálně konstruovaný do malých dopravních prostředků (terénní vozidla, malá letadla, motorové čluny nebo lodě). Kompas má stálé vnitřní podsvícení (LED, 12V). Konzole je oddělitelná a stupnice přímo odečitatelná. Kompas má vestavěný kompenzátor odchylek, který umožňuje nastavení do $\pm 40^\circ$, pro případ že je kompas zasahován jiným magnetickým polem.

Webové stránky výrobce: <https://silva.se/product/compasses/marine/compass-c58/>

Tabulka 12: Parametry kompasu

Přesnost	$\pm 1^\circ$
Zdánlivý průměr	55 mm
Tvar růžice	kužel
Kompenzace odchylky	$\pm 40^\circ$
Rozměry	88x76x81 mm
Úhel náklonu	Stáčení 20° Stoupání 20°
Stupnice úhlu náklonu	NE
Osvětlení	ANO
Čára směru letu	ANO
Materiál	ABS, Akryl
Paměťový kroužek	NE
Montáž	Na konzoli
Úhel montáže	libovolný
Rozsah teplot	-10°C až $+70^\circ\text{C}$
Typ kompasu	řídící
Varianta	Magnetický jih Magnetický sever
Odolnost proti vodě	Voděodolný
Hmotnost	205 g



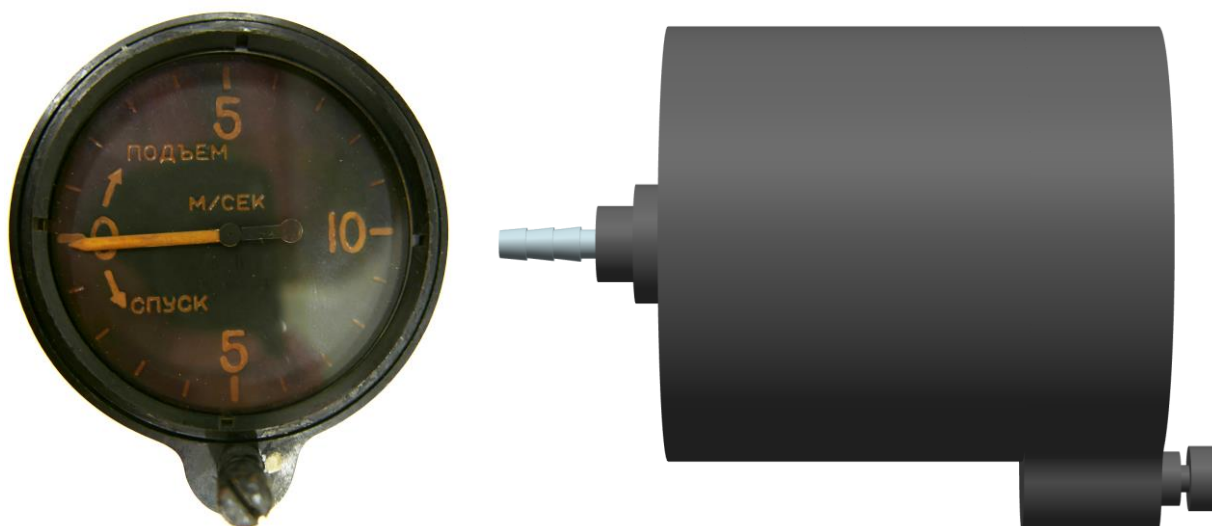
Obrázek 31: Kompas SILVA 58

Variometr: VR-10U

Sovětský variometr typu VR-10U. K tomuto variometru bohužel nebyly nalezeny bližší specifikace.

Tabulka 13: Parametry variometru

Rozsah	± 10 m/s
Průměr	80 mm
Délka	93 mm



Obrázek 32: variometr VR-10U

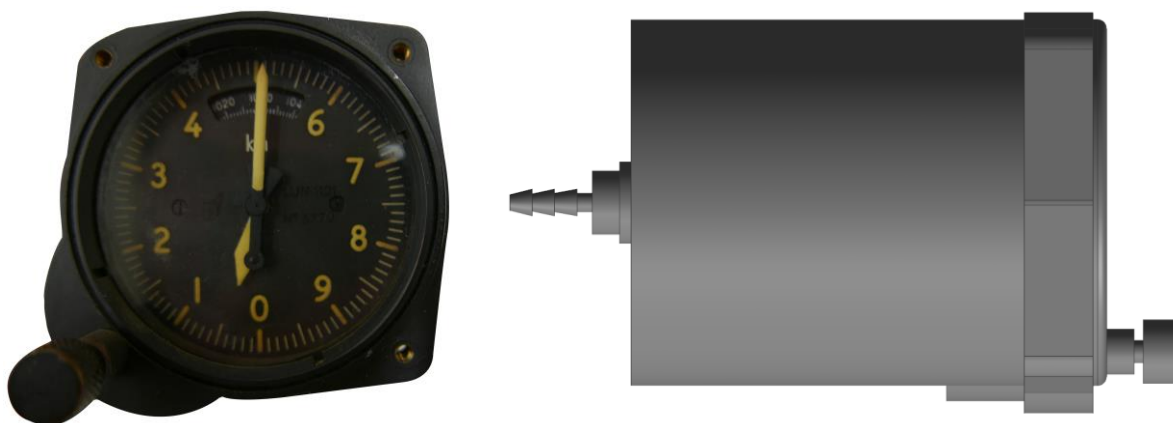
Výškoměr: LUN1121

Letecký přístroj udávající absolutní nebo relativní výšku letadla na základě změny barometrického tlaku. Přístroj je určen k měření a indikaci relativní nebo absolutní výšky od 0 do 10 000 m. Výška je indikována dvěma ručkami. Jedna otáčka větší ručky indikuje změnu výšky 1 000 m s dělením stupnice po 10 m. Menší ručka má dosah 10 000m výšky na jednu otáčku.

Tabulka 14: Parametry výškoměru LUN1121

Rozsah	10 km
Průměr	80 mm
Délka	96 mm
Jednotky stupnice	km

Webové stránky výrobce: <https://mikrotechna.cz/index.php/cz/letecka-vyroba>



Rychloměr: ASI200K-3

Tento rychloměr pochází z firmy Falcon Gauge. Mezi přednosti přístroje patří dobré malé rychlosti, progresivní přísrůstky, nízká váha, cenová dostupnost a spolehlivost. Ukazatele rychlosti jsou uloženy v hliníkovém pouzdře a všechny díly jsou vyrobeny z kovu. Přístroj funguje na principu měření barometrického tlaku, který je závislý na výšce letu.

Tabulka 15: Popis rychloměru ASI200K-3

Rozsah stupnice	0 až 200 km/h
Průměr	80 mm
Délka	56,5 mm
Hmotnost	290 g
Jednotky stupnice	KPH

K tomuto rychloměru je také Pitotova sonda s následujícími parametry:

Tabulka 16: Chyby měření Pitotovy sondy

Indikovaná rychlost [km/h]	Tolerance \pm	Chyba měření	
		cw	cww
30	8	0	0
40		-1	0
50		-1	0
60		0	0
70		0	0
80		-1	-1
90		0	-1
100		0	0
120	6	-2	0
140		-2	0
160	5	0	-1
180		-1	-1
200		-1	

Tabulka 17: Povolená propustnost

Přípustné hodnoty	závěr
Únik z pouzdra 0,17 kPa/min	přípustné
Pitot tlak, únik 1,6KPH/min	přípustné



Obrázek 33: Rychloměr ASI200K-3

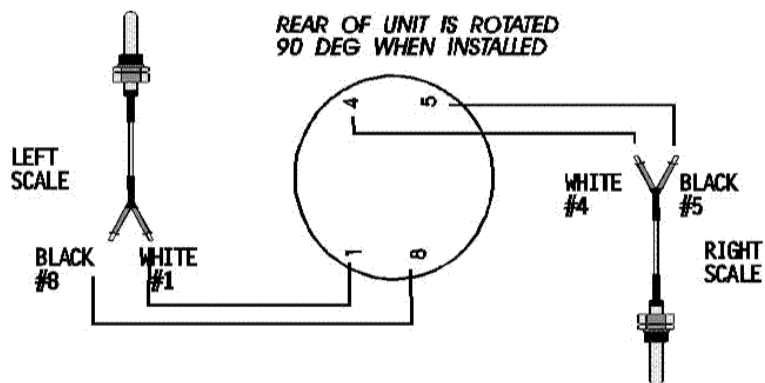
Webové stránky výrobce:

http://www.falcongauge.com/product_type.asp?Bigclass=1&Smallclass=2&viewid=7

<http://sarasotaavionics.com/Manuals/falcon/airspeed3.pdf>

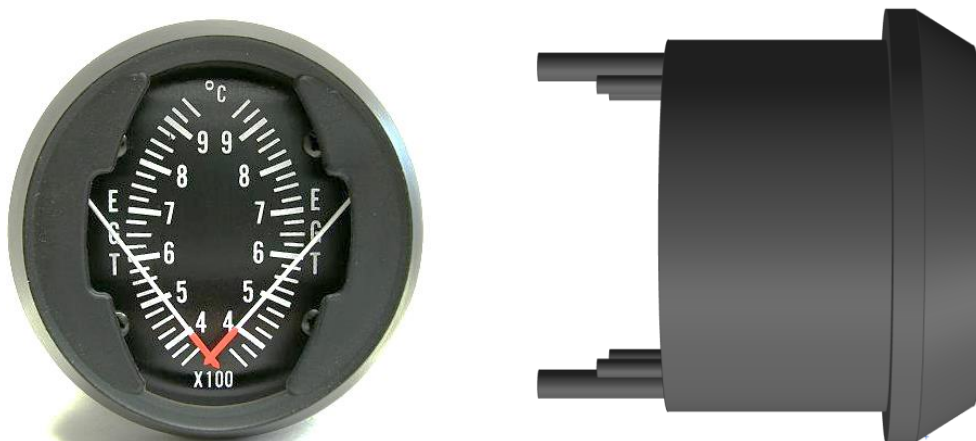
Teploměr: 2DC2-4

Tento teploměr funguje na principu termočlánku (viz obrázek) a má dvě stupnice. Vyrábí jej firma Westach.



Obrázek 34: Princip teploměru (11)

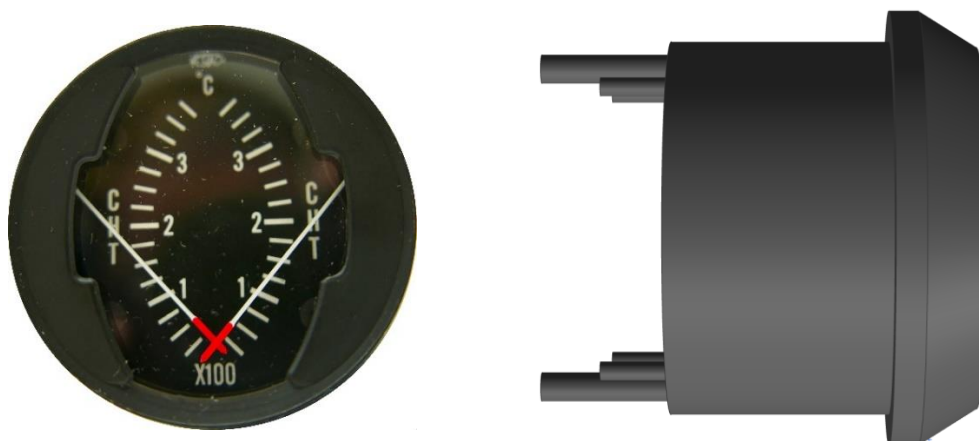
Průměr	51,5mm
Délka	41,5mm
Rozsah teplot	350 až 950°C
Počet stupnic	2
Jednotky stupnic	°C
Typ termočlánku	48" K
Odpor	2,5 Ω



Obrázek 35: Teploměr 2DC2-4

Teploměr: 2DC8-2

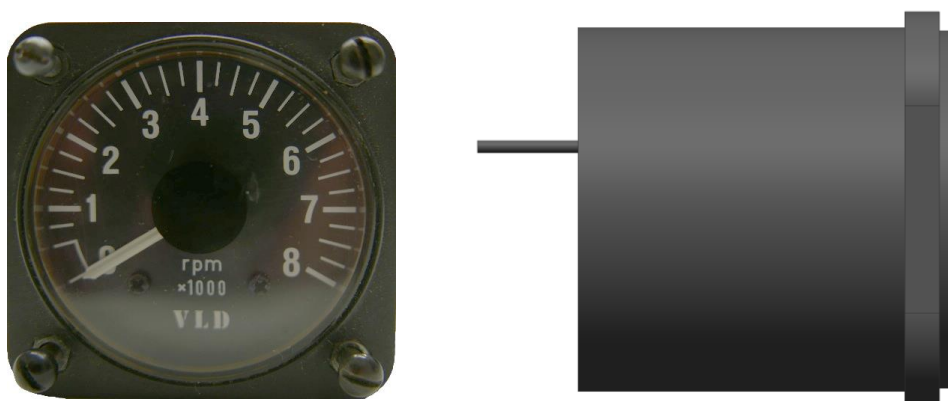
Průměr	51,5mm
Délka	41,5mm
Rozsah teplot	25 až 375°C
Počet stupnic	2
Jednotky stupnic	°C
Typ termočlánku	48" J
Vstup	9,81mV



Obrázek 36: Teploměr 2DC8-2

Otáčkoměr:

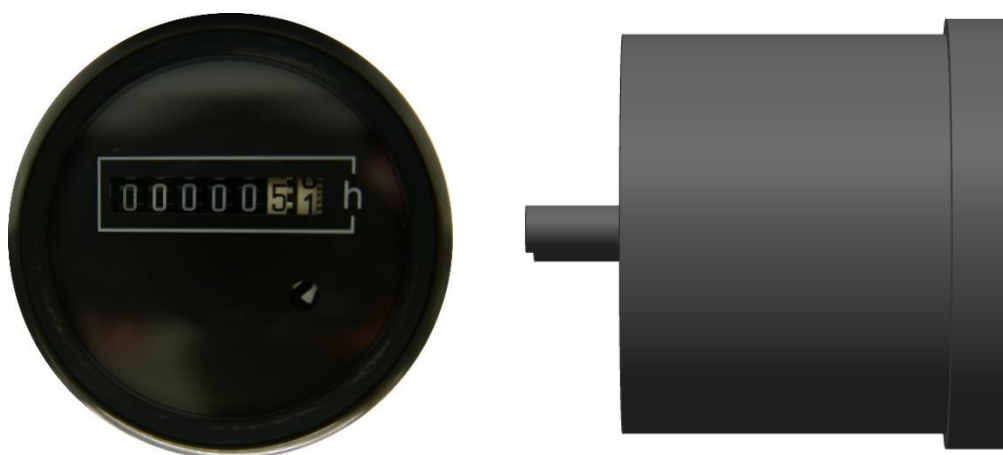
Průměr	58mm
Délka	60mm
Rozsah stupnice	0-8000
Jednotky stupnice	rpm



Obrázek 37: otáčkoměr

Motohodiny: ROAD 10-80VDC (b germany 0412 587)

Průměr	52mm
Délka	51mm
Jednotky	h



Obrázek 38: motohodiny

Radio ATR833- LCD:

Od 1. ledna 2018 nesmí provozovatel provozovat letadlo v Evropském vzdušném prostoru s rádiem, které má původní kanálový odstup 25kHz. (viz nařízení komise EU č. 1079/2012 ze dne 16. listopadu 2012). Proto je nutné vybrat radio, které splňuje nové podmínky pro kanálový odstup. Ten musí nyní splňovat hodnotu 8,33 KHz. Toto rádio má výhodu, že rozestup kanálu se dá přepínat. Podporuje 2 standartní mikrofony. Další výhodou je velice nízká váha, díky plastovému krytí. Další výhodou jsou kompaktní rozměry a také hloubka rádia, která činí pouze 169mm. I tak má rádio ze všech přístrojů největší hloubku, proto podle tohoto rozměru bude určena hloubka přístrojové desky.

Webové stránky výrobce:

<https://www.funkeavionics.de/9.html?&L=1>

Rozměry	65x65x169mm
Váha	460g
Rozestup kanálu	8,33 kHz
Napájecí napětí	11,0-30,0 V DC
Spotřeba (pohotovostní)	220/120 mA
Spotřeba (aktuální vysílání)	1,3/0,65 mA
Vysílací výkon	6 W
Výstupní zvukový výkon	4 W
Certifikace	EASA.210.10062108



Obrázek 39: Radio

Radioanténa Sirio MD 118-137:

Anténa pro letecké pásmo určena pro montáž na menší letadlo nebo ultralight, taktéž na rogalo, motorový padák a pod. Má vlastní protiváhu, takže je účinná i na laminátových letadlech. Všechny kovové součásti jsou vyrobeny z mosazi nebo oceli, kvůli robustnosti.

Typ antény	½ lambda
Vyzařování	360° všesměrová
Polarizace	vertikální
Dosah	2,15 dBi
Kmitočtový rozsah	118-137 MHz
Impedance	50 Ω
Maximální výkon vysílače	50 W
Maximální rychlost větru	220 km/h
Délka zářiče	760 mm
Hmotnost	330 g
Průměr montážní díry	14 mm



Obrázek 40: Radioanténa Sirio MD 118-137

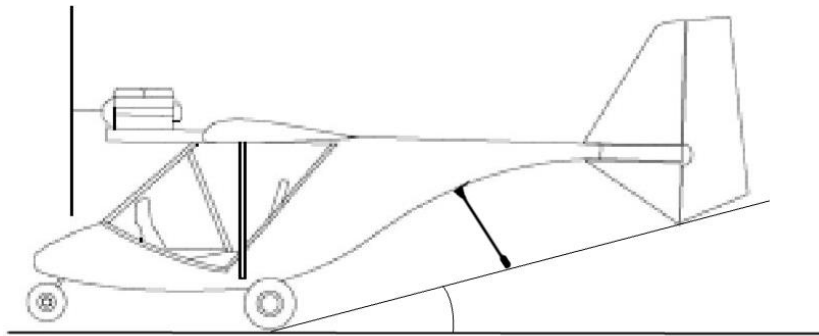
Doporučená montáž od výrobce:

Výrobce doporučuje montovat anténu pokud možno co nejdále od těla pilota. Dále vedení kabelu nesmí mít vliv na pohyb pilota. Nesmí se používat vyšší výstupní výkon než maximální povolený. Doporučuje se příležitostně zkontrolovat upevnění všech částí antény.

Webové stránky výrobce:

<http://www.sirioantenne.it/en/products/vhf/md-118-137-aviation>

Nejvýhodnějším místem pro umístění antény je spodní část trupu letounu. Toto řešení je i na původním verzi Typhoonu TL-32. V tomto místě je nejvíce prostoru a zároveň je anténa dobře chráněna. Jak je patrné z následujícího obrázku, anténa svou délkou nesnižuje přistávací úhel.



Obrázek 41: Umístění antény na trupu letounu

8. Návrh přístrojové desky

8.1 Rozmístění přístrojů

Hlavní podmínkou je splnit všechny požadavky předpisu a zároveň zajistit co možná nejlepší uživatelskou přívětivost ať už při odcítání nebo při samotném ovládní přístrojů. Hlavním problémem je nedostatek prostoru v pilotní kabině. Oba piloti sedí téměř hned vedle sebe, nožní řízení je ve stejné výšce jako ruční řízení, a vzdálenost pro piloty větší délky není dostatečná. To znamená, že pilot s postavou větší výšky bude mít výrazně pokrčené nohy. Umístění přístrojové desky tedy není snadný úkol, hlavním cílem je však zachovat dostatečný a bezpečný výhled z pilotní kabiny. Dále zajistit pohodlné odcítání z přístrojů.



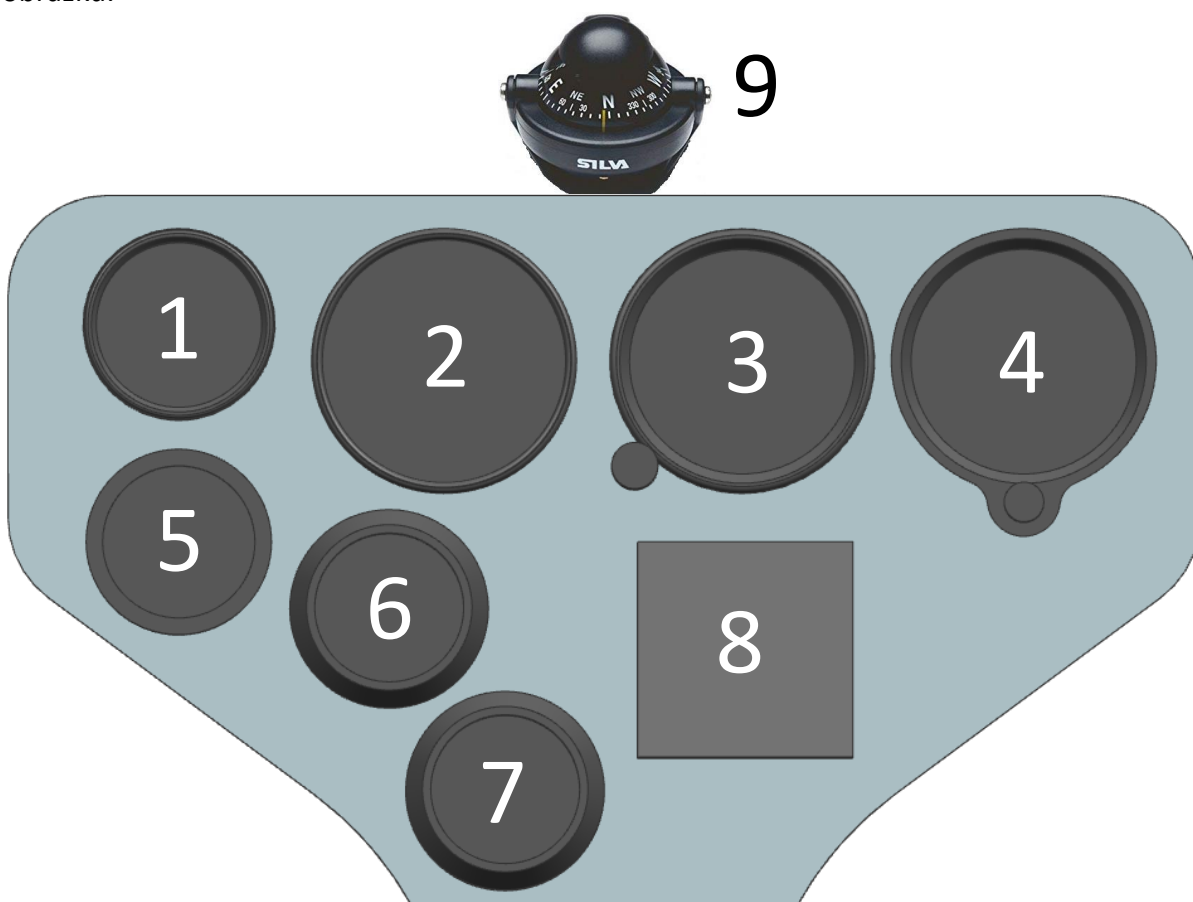
Obrázek 42: Pilotní prostor

V rámci této diplomové práce bych chtěl poděkovat panu Oldřichu Hořákovi, který provozuje letiště pro ultralehké letouny v Nymburku, za spolupráci. Na tomto letišti jsou hangárovány dva letuschopné původní letouny TL-32 Typhoon. Pro ukázkou je na obrázku č.43 zachycen jedno z původních řešení přístrojové desky. Přední panel přístrojové desky je skloněn pod úhlem, tak aby zrak pilota dopadal kolmo, to zajistí nejlepší možnou čitelnost přístrojů. Takto koncipovaná přístrojová deska zároveň odděluje levého a pravého pilota. Předpokládá se, že letoun je řízen primárně z pozice vlevo, tím jsou všechny ovládací prvky dostupné pravou rukou pilota. Podélný ovládací panel je pak zúžen tak, aby se vešel mezi sedačky.



Obrázek 43: Původní konstrukce přístrojové desky

Konkrétní řešení přístrojové desky pro letoun TL-32 Typhoon ČVUT je na následujícím obrázku:



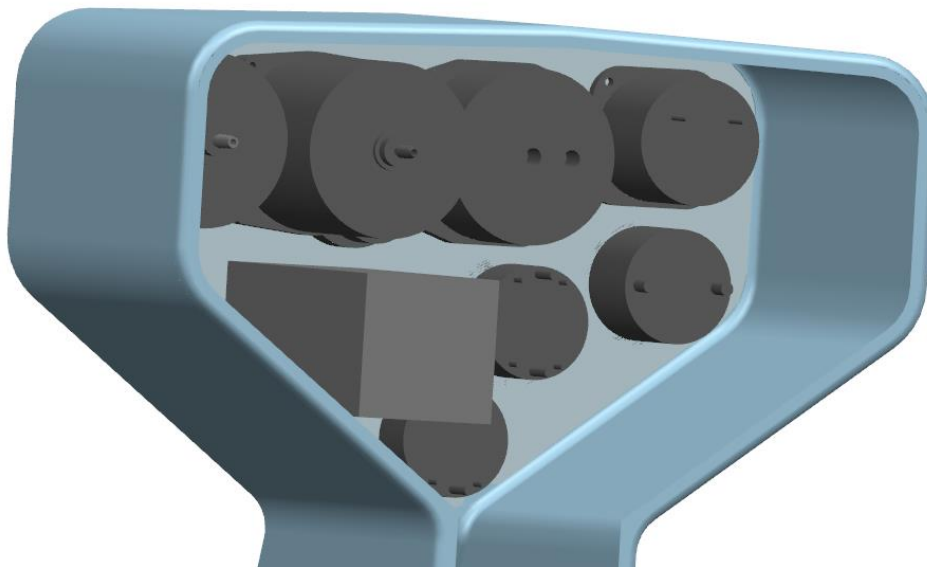
Obrázek 44: Návrh rozmístění přístrojů

- 1- Otáčkoměr
- 2- Rychloměr
- 3- Výškoměr
- 4- Vario
- 5- Motohodiny

- 6- Teploměr (350 až 950°C)
- 7- Teploměr (25 až 375°C)
- 8- Radio
- 9- Kompas

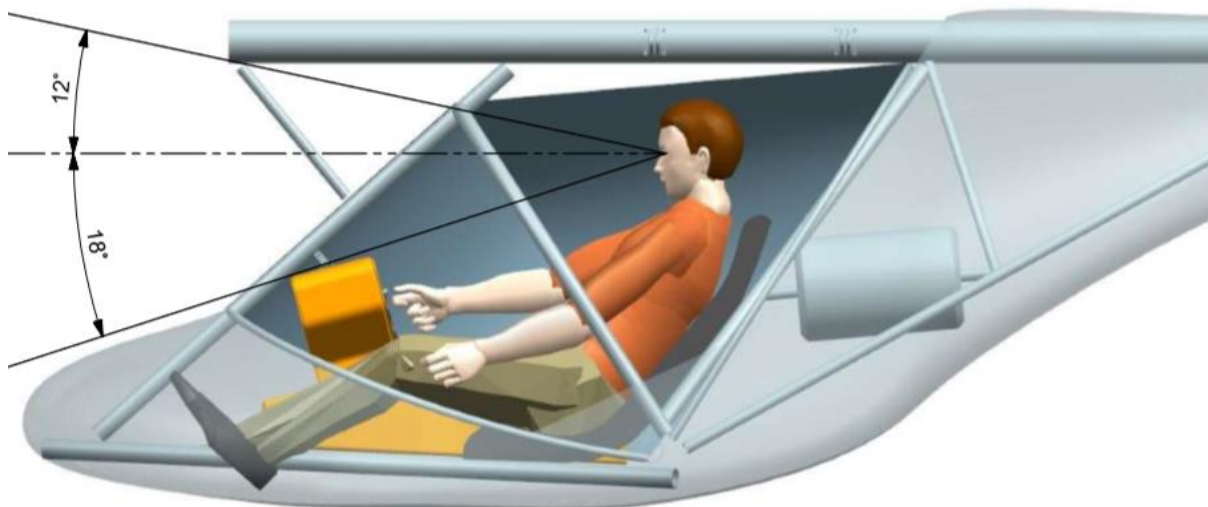
Kompas je umístěn na horní část přístrojové desky. Výrobce doporučuje kompas umístit na dobře viditelné místo s minimální magnetickou interferencí. Toto umístění obě podmínky splňuje, umístěním kompasu mimo ostatní přístroje magnetickou interferenci výrazně sníží. Z tohoto důvodu by měl být držák kompasu namontován pomocí nemagnetických mosazných šroubů.

Toto navržení vychází z předpokladu primární pozice pilota vlevo. Díky malému prostoru v pilotní kabině bohužel dochází k zakrytí levé části přístrojové desky pravou nohou. Proto nejdůležitější aerometrické přístroje situovány na pravou stranu panelu. Pilot tak může mít stále přehled o rychlosti, výšce a rychlosti stoupání bez naklánění nebo posouvání nohy, která musí zůstat na pedálu.



Obrázek 45: Uspořádání přístrojů a jejich vstupy

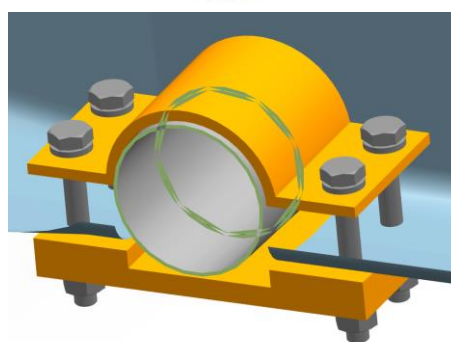
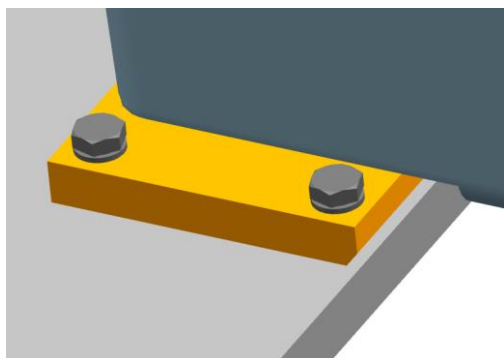
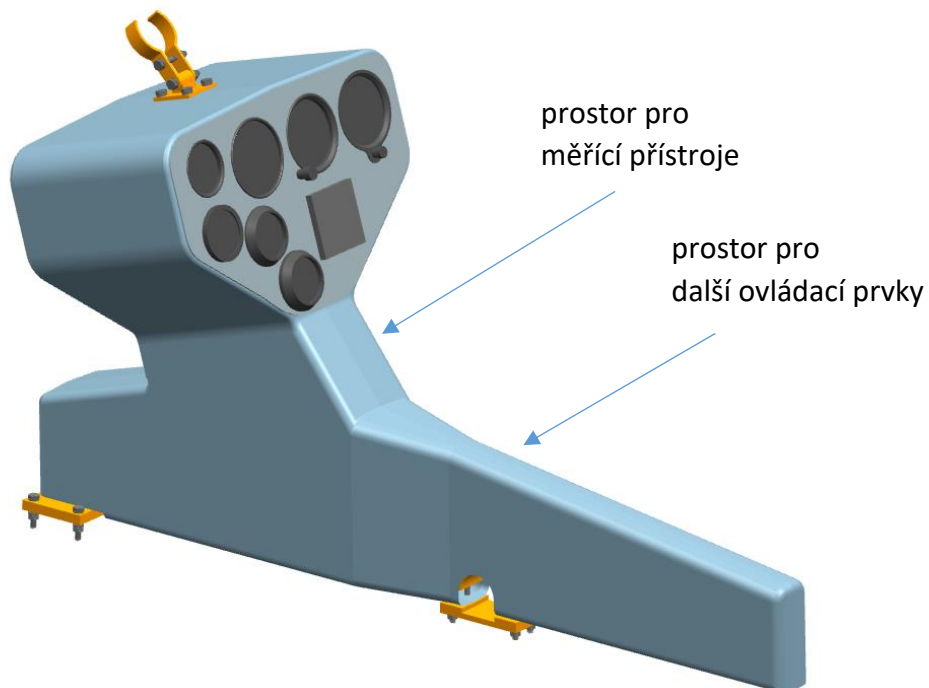
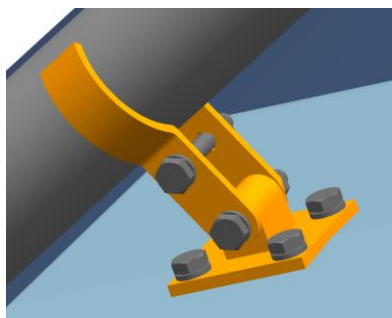
Rozměry přístrojového panelu v oblasti desky jsou určeny největším rozměrem přístroje. V tomto případě se jedná o radio, která má hloubku 169mm. Je potřeba nechat prostor na konektory. Všechny aerometrické přístroje mají tento konektor vzadu, což potřebnou hloubku ještě zvyšuje. Hloubka přístrojové desky je tak navržena na rozměr 200mm.



Obrázek 47: Výhled z pilotní kabiny

8.3 Model přístrojové desky

Celá přístrojová deska bude vyrobena jako kompozitní díl. Dělicí rovinou je rovina XY letounu. Přístrojová deska musí být ke konstrukci pevně přichycena, proto jsou zvoleny tři body uchycení. Dva body uchycení jsou na spodní stěně přístrojové desky. Třetí bod uchycení je k trubce, která drží čelní okna a je umístěna v rovině symetrie letounu. Z hlediska výroby jsou stěny panelu přístrojů zkoseny tak, aby bylo možné díl po vytvrzení vyjmout z formy. Zkosení stěn je 2° . Přístroje jsou umístěny na přední desce, která je celá odnímatelná, stejně tak jako deska zadní. Toto významně zjednodušuje přístupnost a montáž přístrojů. Na přístrojové desce je také prostor pro montáž měřících zařízení (znázorněno na obrázku č.48). Toto místo má dobrou viditelnost i přístupnost z pohledu pilota. Měřící přístroje tak mohou být montovány podle potřeby. V prostoru mezi piloty je možno na přístrojovou desku montovat další ovládací prvky.



Obrázek 48: Přístrojová deska a její uchycení

Uchycení č.1:

Toto uchycení je v oblasti pedálů nožního řízení k podlaze. Podlaha je v tomto případě tvořena plechem tloušťky 2mm, plech je zakončen lemem o rozměru 10mm. Uchycení je realizováno pomocí rovinné desky přilepené k přístrojovému panelu. Díky technologickému zkošení přístrojového panelu a lemu na plechu není možné provést montáž bez spojovacího prvku. Přístrojový panel bude v tomto místě vyříznut a na toto místo bude vlepena spojovací deska se čtyřmi otvory. Stejně jako u svou zbývajících uchycení budou použity 4 šrouby se šestihrannou hlavou a závitem M6.

Uchycení č.2:

Je v oblasti přední hrany sedadel, přesně mezi nimi. Sedadla jsou zde uchycena k příčné trubce konstrukce. V přístrojovém panelu bude opět vyříznuto vybrání, tak aby zapadlo do obvodu trubky. Montáž se opět neobejde bez spojovacích prvků, kterými bude přístrojový panel k trubce stažen. Horním prvkem je objímka, která je umístěna uvnitř panelu. Spodním prvkem je opět deska. Ta má vybrání tak, aby zapadlo do zkosení spodní strany přístrojového panelu. Stažení je opět provedeno pomocí 4 šroubů. Díky odnímatelné přední i zadní desce přístrojů je tato část přístrojového panelu snadno dostupná.

Uchycení č.3:

Předchozí dvě uchycení jsou dostatečná, toto poslední slouží jako pojištění proti vyvrácení přístrojového panelu při působení bočních sil, které mohou vzniknout například při nouzovém přistání. Je realizováno mezi trubkou, která spojuje čelní okna a horní zkosenou stranou přístrojového panelu. Spojovacími prvky jsou destička a dvě objímky. Destička je připevněna k přístrojovému panelu. Na destičku se přimontují objímky dle obrázku. Objímky budou staženy k trubce pomocí dalšího šroubu.

9. Zapojení přístrojů

Co se týče aerometrických přístrojů, je nutné najít vhodnou pozici pro umístění Pitot-statické sondy. Původní verze TL-32 Typhoon má pouze Venturiho trubici, která se obecně používá hlavně pro malé rychlosti letu. Tato trubice je umístěna na přední vzpěře křídla přibližně v polovině její délky.

Pitot-statická trubice se na letadlech umísťuje v místě, kde proudění vzduchu je co nejméně ovlivněno letadlem. Např. před přídí trupu nebo před náběžnou hranou křídla. (8)

V tomto případě bude ponecháno původní řešení a Pitot-statická trubice bude umístěna na vzpěru křídla.



Obrázek 49: Umístění sondy

Umístění antény je řešeno na konci kapitoly 7.4 Technické parametry použitých přístrojů.

10. Závěr

Jedním z vedlejších cílů této práce bylo shromáždit všechny dostupné informace o letounu Typhoon ČVUT včetně všech úprav a prací, které na tomto letounu proběhly. Na základě toho vznikla rešerše, která shrnuje všechny dosavadní diplomové či bakalářské práce, které se letounu týkají. Dále vznikl základní model letounu, kde základní rozměry byly přeměřeny na skutečném letounu, lze tak použít pro další práce nebo pro technickou dokumentaci.

Hlavním tématem této práce je pokračování v rekonstrukci a snaha přiblížit letoun k certifikaci. Byl kompletně navrhnut posun křídla, tak aby zásoba statické stability byla co nejvýhodnější. Posun je o 227 mm vzad a statická zásoba stability se v této nové pozici pohybuje v rozmezí 7,8-15,8 b_{SAT} . Ocasní plochy zůstávají na původním místě. Zástavba nového křídla se však neobejde bez konstrukčních úprav a to zejména kvůli pevnosti. Nové křídlo z jednou vzpěrou značně zvyšuje síly v předním závěsu, které nosná trubka ve směru z není schopna přenést. Byla navržena a zkontrolována rozpěrka, která tyto síly zachytí. Tyto síly musí v záporných násobcích přenést také šrouby. Závěs bude nutné převrtat, protože původní šrouby o rozměru M6, nejsou schopny toto zatížení přenést. Zatížení, které způsobuje ohyb nosné trubky v rovině xy, trubka přenést zvládne. S posunem křídla také souvisí změna řídicí trasy, tak aby byly zachovány výchylky. Tuto úpravu je ještě nutné vyřešit.

Druhým hlavním tématem je zástavba avionických přístrojů. Letoun je kompletně bez přístrojového vybavení a přístrojové desky. Vznikl zcela nový návrh přístrojové desky a přístrojového vybavení, tak aby byly co nejvíce dodrženy požadavky předpisů a doporučení. Návrh je inspirován původními použitými a plně funkčními přístrojovými deskami v ještě dnes létajících původních letounech Typhoon TL-32. Rozměrový návrh je zkontrolován z hlediska pilota a všech úkonů, které musí provést, dále z hlediska výhledu pilota. Pro tyto požadavky přístrojová deska vyhovuje. Dále je na panelu místo pro měřicí přístroje a další přístrojové vybavení, které je možné v provozu měnit. Přístrojová deska bude vyrobena z kompozitu ve formě, uchycena je ke konstrukci trupu ve třech bodech.

Tato diplomová práce ještě není ta poslední, která uvede letoun do letuschopného stavu. Učinila však další posun k tomuto cíli.

11. Seznam použité literatury

1. **Nosek, Bc. Zdeňěk.** *Rekonstrukce ultralehkého letounu.* Praha : Diplomová práce, ČVUT, 2015.
2. **Tyll, Bc. Adam.** *Návrh provozní dokumentace ultralehkého letadla TL-32.* Praha : Diplomová práce, ČVUT, 2015.
3. **Černý, Marcel.** *Motorové lože pro ultralehký letoun.* Praha : Diplomová práce, ČVUT, 2017.
4. **Šlachta, Michal.** *Přípravek pro statickou pevnostní zkoušku vzpěrového křídla.* Praha : Bakalářská práce, ČVUT, 2016.
5. **Hořejší, Jiří.** *Statická pevnostní zkouška křídla ultralehkého letounu.* Praha : Diplomová práce, ČVUT, 2016.
6. **ČR, Letecká amatérská asociace v. předpis UL2- I. Část.** Praha : z pověření ÚCL vydala Letecká amatérská asociace ČR, 2002.
7. **Řezníček, Jan.** *Pružnost a pevnost II- přednášky.* Praha : České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní, 2015.
8. **Věk, Vratislav.** *Přístrojové palubní systémy.* Praha : ČVUT, 1981. S1270.
9. **letectví, Úřad pro civilní.** *Letecký předpis L6, provoz letadel, část 1.* Praha : Ministerstvo dopravy ČR, 2012.
10. **letectví, Evropská agentura pro bezpečnost.** *CERTIFIKAČNÍ SPECIFIKACE PRO LETOUNY KATEGORIE NORMÁLNÍ, CVIČNÁ, AKROBATICKÁ A PRO SBĚRNOU DOPRAVU .* Praha : Úřad pro civilní letectví, 2003.
11. **ACRO.** [Online] http://www.acro.co.uk/html/Wiring/dual_cht_2da2.htm.
12. **Mikula, Jan.** *Konstrukce a projektování letadel II.* Praha : Nakladatelství ČVUT, 2005. S21187.
13. **oukas.info.** [Online] <http://oukas.info/?u=Flight+Simulator+Panel+Android++Flight+Silmulator++Get>.