

**ČESKÉ VYSOKÉ
UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE**

**FAKULTA
STROJNÍ**



**ZÁVĚREČNÁ
PRÁCE**

2017

**MICHAL
JAROŇ**

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Jaroň** Jméno: **Michal** Osobní číslo: **419759**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**
Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Návrh přípravku pro statickou pevnostní zkoušku trupu ultralehkého letounu

Název bakalářské práce anglicky:

Design of a UL fuselage static test bed.

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) rešerši metodik zkoušek ultralehkých letadel
- 2) popis zkoušeného letadla a návrh uspořádání zkoušky
- 3) definici zatěžovacích případů
- 4) konstrukci přípravku pro provedení zkoušky
- 5) pevnostní kontrolu navrženého přípravku
- 6) vyhodnocení funkčnosti přípravků

Seznam doporučené literatury:

UL2- část I.
Drexler.J.a kol.: Pevnost a zkoušky leteckých konstrukcí
Internet

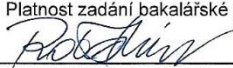
Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:


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

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

Datum zadání bakalářské práce: **28.04.2017** Termín odevzdání bakalářské práce: **07.08.2017**

Platnost zadání bakalářské práce:


Podpis vedoucí(ho) práce


Podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry


Podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

28.4.2017
Datum převzetí zadání

Jaroň
Podpis studenta

1 ANOTAČNÍ LIST

Jméno autora: Michal JAROŇ

Název BP: Návrh přípravku pro statickou pevnostní zkoušku trupu ultralehkého letounu

Anglický název: Design of a UL fuselage static test bed

Rok: 2017

Studijní program: B2342 Teoretický základ strojího inženýrství

Obor studia: 2301R000 Studijní program je bezoborový

Ústav: Ústav letadlové techniky

Vedoucí BP: Ing. Robert Theiner, Ph.D.

Konzultant: Ing. Martin Zahálka, Ph.D.

Bibliografické údaje: počet stran 49

počet obrázků 29

počet tabulek 8

počet příloh 4

Klíčová slova: Zkoušení letadel, zkušební přípravky, zkoušení ultralight letadel

Keywords: Aeroplane testing, ultraligt testing, test fixture

Anotace: Bakalářská práce obsahuje rešerši na téma zkoušení letadlových konstrukcí. Rešerše se věnuje účelu a významu zkoušek leteckých konstrukcí, používanému dělení zkoušek, pomocným zařízením používaným při zkoušení letadel a samotným zatěžovacím prostředkům. Další kapitoly obsahují popis zkoušeného letadla STREAM, postup stanovení zatěžovacích míst na trupu a v okolí trupu. Další částí je popis návrhu a konstrukce zatěžovacích přípravků včetně pevnostních výpočtů. Poslední část shrnuje průběh zkoušky a získané výsledky.

Abstract: Bachelor thesis contains the recherche about testing of aviation constructions. The recherche consists of part focused on purpose and importance of aviation constructions testing, division of test types, testing devices and charging devices. Other chapters contain description of tested ultralight aeroplane STREAM, procedure of loading places determination on fuselage in close neighbourhood. Another part consists of description of projection and construction the test fixtures, including strength calculations. Last part contains summarization of test progress and test results.

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto diplomovou práci vypracoval samostatně s tím, že její výsledky mohou být dále použity podle uvážení vedoucího diplomové práce jako jejího spoluautora. Souhlasím také s případnou publikací výsledků diplomové práce nebo její podstatné části, pokud budu uveden jako její spoluautor.

Dne.....

Podpis

Poděkování

Tímto děkuj za laskavé a trpělivé vedení mé bakalářské panu Ing. Robertu Theinerovi, PhD. a mému vedoucímu v zaměstnání panu Ing. Martinu Zahálkovi, PhD., kteří mi ukázali, že práce může být zábavná a naplňující. Také děkuji mé manželce, rodičům, babičce, tetě, strýci, tchánovi a tchýní, kteří všichni mají velký podíl na vytvoření podmínek k dokončení náročného studia.

2 Obsah

1	ANOTAČNÍ LIST.....	3
2	OBSAH	6
3	SEZNAM POUŽITÝCH JEDNOTEK.....	8
4	CÍL.....	9
5	ROZDĚLENÍ INFORMACÍ.....	10
6	REŠERŠE METODIK ZKOUŠEK ULTRALEHKÝCH LETADEL.....	11
6.1	ÚČEL A VÝZNAM ZKOUŠEK	11
6.2	ROZDĚLENÍ STATICKÝCH PEVNOSTNÍCH ZKOUŠEK DRAKŮ LETADEL	11
6.2.1	Rozdělení zkoušek na destruktivní a nedestruktivní	11
6.2.2	Rozdělení statických zkoušek draku dle specifikace	11
6.3	ZKOUŠECÍ PROSTŘEDKY A ZAŘÍZENÍ	13
6.4	ZPŮSOBY ZATÍŽENÍ A PROSTŘEDKY PRO ROZLOŽENÍ ZATÍŽENÍ	13
6.4.1	Zatěžování pomocí závaží	14
6.4.2	Zatěžování pomocí vahadel	14
6.4.3	Zatěžovadla	15
7	POPIS ZKOUŠENÉHO LETADLA A NÁVRH USPOŘÁDÁNÍ ZKOUŠKY	16
7.1	POPIS ZKOUŠENÉHO LETADLA – OBECNÉ INFORMACE	16
7.2	POPIS ZKOUŠENÉHO LETADLA – DETAILNÍ TECHNICKÉ INFORMACE	17
8	DEFINICE ZKOUŠKY	20
8.1	DEFINICE ZATĚŽOVACÍCH PŘÍPADŮ	20
8.2	KONFIGURACE A PRŮBĚH ZKOUŠKY	22
8.4	FINÁLNÍ ZATĚŽOVACÍ PŘÍPADY	23
9	KONSTRUKCE PŘÍPRAVKŮ PRO PROVEDENÍ ZKOUŠKY, PEVNOSTNÍ KONTROLA.....	27
9.1	POSTUP	27
9.2	NÁHRADA KŘÍDLA (LEVÁ/PRAVÁ)	28
9.2.1	Kontrola čepů náhrad křídla na střih	30

9.3	KLEŠTINA CENTROPLÁNU	31
9.4	KLEŠTINA SOP	32
9.5	NÁVRH A KONSTRUKCE PŘÍPRAVKU MOTOROVÉHO LOŽE	33
9.6	NÁVRH A KONSTRUKCE NÁHRADY VOP STREAM	34
9.6.1	Pevnostní analýza horní U120 profilu náhrady VOP	35
9.6.2	Pevnostní analýza dolního U120 profilu náhrady VOP	36
9.6.3	Kontrola čepu VOP na stříh	37
9.7	NÁVRH A KONSTRUKCE NÁHRADY PILOTA	38
9.8	ZÁVĚR PEVNOSTNÍCH ANALÝZ	39
10	VYHODNOCENÍ FUNKČNOSTI PŘÍPRAVKŮ	40
10.1	PRŮBĚH ZKOUŠKY	40
10.2	ZÁVĚR:	41
11	SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY	42
12	SEZNAM OBRÁZKŮ	43
13	SEZNAM TABULEK	44
14	SEZNAM PŘÍLOH.....	45

3 Seznam použitých jednotek

[mm] – milimetr

[MPa] – megapascal

[N] - Newton

[N*mm] – Newton * milimetr

[Kg] – kilogram

[°C] – stupeň Celsia

[km*h⁻¹] – kilometry za hodinu

4 Cíl

Cílem této bakalářské práce je z dostupné literatury popsat metodiku zkoušení draku letadla. Následně bude v této bakalářské práci popsán postup návrhu, konstrukce a početního i praktického ověření pevnosti přípravků během statické pevnostní zkoušky letounu STREAM na Zkušebně letecké techniky při VUT v Brně.

5 Rozdělení informací

Tato práce je rozdělena do **šesti částí**.

- 1) rešerše metodik zkoušek ultralehkých letadel
- 2) popis zkoušeného letadla a návrh uspořádání zkoušky
- 3) definice zatěžovacích případů
- 4) konstrukce přípravku pro provedení zkoušky a pevnostní kontrola přípravků
- 5) vyhodnocení funkčnosti přípravků

6 Rešerše metodik zkoušek ultralehkých letadel¹

Tato rešerše obsahuje základní informace o zkoušení leteckých konstrukcí.

6.1 Účel a význam zkoušek

Ze zkušeností z leteckého provozu víme, že poruchy konstrukce draku letadla je mnohem závažnější, co se týče materiálních škod, škod na zdraví a ztrát na životech, než obdobné poruchy u pozemních dopravních prostředků. Z tohoto důvodu je třeba dbát na zajištění dostatečné úrovně pevnosti u klíčových částí trupu a letadla. Zkoušky jako takové poskytují fyzický důkaz o správnosti pevnostních výpočtů a výsledky zkoušek vytváří podklady pro certifikaci letadel příslušnými státními úřady. Získaná data také umožňují konstrukčním týmům upravit kritická místa v konstrukci draku letadla tak, aby přenesla požadovanou úroveň zatížení.

6.2 Rozdělení statických pevnostních zkoušek draků letadel

Druhy zkoušek můžeme dělit podle dvou hlavních kritérií:

6.2.1 Rozdělení zkoušek na destruktivní a nedestruktivní

Toto rozlišení je určeno podle toho, zda je primárním cílem nalézt mez pevnosti draku letadla a tudíž destrukce trupu, či je charakter zkoušky ryze nedestruktivní. U zkoušky, jejíž cílem je nalezení mezi pevnosti trupu (porušení trupu) z pravidla trup již není možno použít pro další zkoušky bez opravy vzniklých poruch.

Mezi nedestruktivní zkoušky pak patří například tenzometrická měření během letových zkoušek.

6.2.2 Rozdělení statických zkoušek draku dle specifikace

Dle specifikace můžeme rozčlenit zkoušky na:

1. Výzkumné statické zkoušky
2. Vývojové zkoušky elementů, případně částí konstrukce draků
3. prototypové statické zkoušky
4. sériové statické zkoušky

¹ DREXLER, Jan. *Pevnost a zkoušky leteckých konstrukcí: zkoušení leteckých konstrukcí*. Brno: Vojenská akademie Antonína Zápotockého, 1965. Učební texty vysokých škol (Vojenská akademie Antonína Zápotockého).

Výzkumné statické zkoušky mají za úkol ověřit teoretický závěry z výzkumu pro nové výrobní postupy, nové materiály a nové typy konstrukcí. Může se jednat o zkoušky destruktivní i nedestruktivní a dle potřeby je možné je uskutečnit na dílčích částech draku, či na celé sestavě draku.

Vývojové zkoušky elementů, případně částí konstrukce draků se týkají hlavně spojů, kování a dále mnohonásobně staticky neurčitých uzlů. U mnohonásobně staticky neurčitých uzlů je třeba ověřit výsledky výpočtů, které nemusí být vždy dostatečně přesné. Tyto zkoušky je třeba vykonat v dostatečném časovém předstihu, protože jejich závěry se posléze využívají při vývoji.

Prototypové statické zkoušky mají za účel prokázat pevnostní kvality draku letadla a jeho způsobilost k letu. Vzhledem k ekonomické stránce věci je obvykle k dispozici pouze jedna sestava draku letadla. Tento fakt má vliv na organizaci zkoušek.

1. Zkouška je organisována tak, aby se mohlo začít zkoušet bezprostředně po předání sestavy draku letadla.
2. Za účelem rychlého uvolnění prototypu k letovým zkouškám probíhají statické zkoušky v těsném sledu co nejrychleji za sebou.
3. Zkoušky jsou naplánovány tak, aby v případě poruchy došlo k co nejmenšímu zdržení opravou.

Zkoušení prototypu začíná obvykle statickým zkoušením funkčně důležitých částí do výpočtem omezeného zatížení.

Prototypová zkouška bývá požadována do provozního zatížení jako důsledek ekonomického hlediska při malé sérii daného modelu. Po zkoušce je zkoušený kus pečlivě prozkoumán a v případě, že nevznikla porucha zkoušeného kusu, je možné tento prototyp předat k letovým zkouškám.

Zkoušky tuhosti části draků jsou požadovány předběžné informace o kritických rychlostech pro prototyp. Kritické rychlosti jsou kontrolovány z údajů získaných zkouškou a porovnávány s leteckými předpisy.

Zkoušky konstrukce do maximálního početního zatížení mají průkazný charakter a jsou využívány pro certifikaci. Úroveň maximálního zatížení je stanovena předpisy a je do ní započten požadovaný součinitel bezpečnosti.

Zkoušky do porušení konstrukce mají za účel zjistit maximální únosnost konstrukce. Zatížení je třeba dimenzovat tak, aby překonalo minimální požadovanou únosnosti základních materiálů konstrukce.

Snaha o vytvoření optimálního poměru hmotnosti a únosnosti vytvořila speciální druh spolupráce na vývoji draku letadla mezi vývojovým střediskem a specializovanou zkušebnou. Spolupráce spočívá v sérii po sobě jdoucích zkoušek, kdy prvotní zkušební vzorek je záměrně

pevnostně poddimenzován a postupnými zkouškami se přichází na variantu vzorku takovou, aby splnila pevnostní požadavky minimálním rozdílem a zároveň měla minimální dosažitelnou hmotnost. Podmínkou úspěšného využití této metody je nutnost udržet na ekonomicky únosné úrovni počet opakování takovýchto zkoušek a také je nutné, aby samotná zkouška byla co nejjednodušší, snadno opakovatelná a tím pádem i finančně nenáročná.

Sériové statické pevnostní zkoušky trupu letadla jsou nákladným způsobem ověření kvality v sériové výrobě. V sérii se obvykle na prvním letadle udělá předem dohodnutý počet zkoušek. Rozsah zkoušek se stanovuje po domluvě se zákazníkem

6.3 Zkoušecí prostředky a zařízení

Pro větší přehlednost je možno zkoušecí prostředky a zařízení pro zkoušení draků letadel uspořádat do typických skupin.

- a) zkušební rošty
- b) zatěžovadla
- c) měřicí přístroje
- d) zařízení pro zjednodušení organizace
- e) zařízení pro dokumentaci průběhu zkoušky

6.4 Způsoby zatížení a prostředky pro rozložení zatížení

Podle požadavku na rozložení sil máme při zkoušení draku letadel k dispozici následující způsoby zatížení vzorku:

- 1) přímé zatížení zkoušené konstrukce závažím
- 2) zatěžování pomocí vahadlových systémů
- 3) přímé spojitě zatížení pomocí tlakové tekutiny (plynu nebo kapaliny)
- 4) spojitě zatížení membránou pomocí tlakové kapaliny

K vyvození **vysokých zatížení** se nejčastěji využívá:

- 1) hydraulických soustav napojených na tlakové agregáty, pomocí rozvodů připojených na hydraulické válce, které vyvozují zatížení na zkoušený vzorek
- 2) mechanických soustav jako například ručních a elektrických napínacích šroubů, řetězových zvedáků, kladkostrojů, jeřábů a podobných zařízení, která zkoušený vzorek zatěžují tím, že ho deformují

6.4.1 Zatěžování pomocí závaží

Při zatěžování zkušební vzorku pomocí závaží se používají předem zvážené látkové pytlíky s broky z olova či z oceli, případně je možné použít jiné předem odvážené pytle (například se stavebním materiálem). Výhoda zatěžování pomocí pytlíků je ta, že náplň pytlíků se rovnoměrně rozprostře a tím pádem je možné takovýmto zatěžováním simulovat rovnoměrné zatížení. Zatěžovací sáčky obvykle použijeme pro zatížení menší, než jedna tuna.

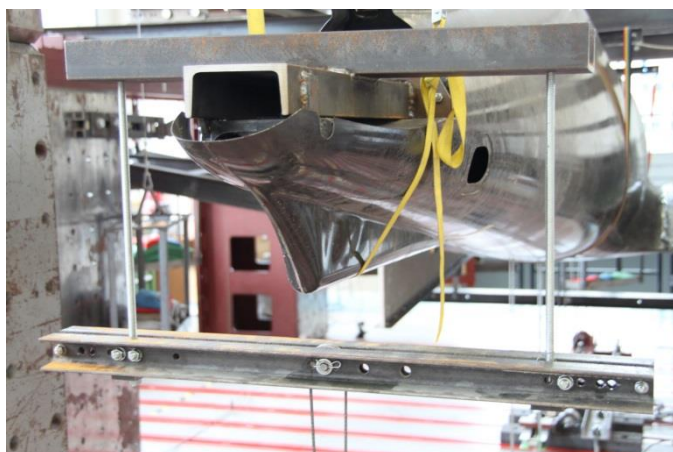
Dále je možné použít závaží z šedé litiny či olova ve tvaru hranolu a s integrovaným madlem. Další možnost je postupné nasazování litinových kotoučů na svisle orientovanou ocelovou tyč upevněnou do konstrukce draku. Tento způsob je vhodný pro zavádění osamělých sil do zkušební vzorku.

Způsob zatěžování pomocí závaží má své přednosti i nedostatky. Mezi **přednosti** patří fakt, že jsme velice jednoduše schopni nasimulovat mnoho druhů a velikosti zatížení pomocí jednoduchého principu součtu hmot závaží.

Mezi **nedostatky** patří:

- 1) zkušební proces je fyzicky namáhavý
- 2) zkušební proces je díky dlouhé době vrstvení závaží časově náročný
- 3) díky zakrytí zkušební plochy zatěžovacími pytlíky je prakticky nemožné určit prvotní místo vzniku poruchy zkušební vzorku

Díky svým nedostatkům se zatěžování pomocí závaží využívá především u zkoušení dílčích



částí draku letadla, či u nízkých zatížení. Využití má zatěžování pomocí závaží také u menších a improvizovaných kousků s nízkými požadavky na přesnost a kde celkové zatížení vzorku z pravidla nedosahuje 1000 kg.

Obr. 1 – Zatížení náhrady VOP pomocí vahadla

6.4.2 Zatěžování pomocí vahadel

Vahadlové systémy můžeme použít tehdy, pokud jednu zatěžovací sílu potřebujeme nahradit dvěma a více působišti. Pro použití vahadlových systémů je třeba plošná zatížení nahradit zatížením bodovým. Vahadlového systému je také možno

použít v okamžiku, kdy je třeba provést trasu zatěžovacího lanka některou z klíčových nosných částí draku letadla (například nosníkem). Tehdy nám umožní vahadlový systém obejít tuto klíčovou strukturu s nezměněnou výslednicí zatěžovací síly.

Potřebnou sílu vyvodí hydraulické válce, napínáky, nebo jiné mechanismy. V případě potřeby změny velikosti některé ze sil, je většinou potřeba přestavit vahadlový systém.

V případě, že ramena vahadla nejsou stejně dlouhá, je nutné vahadlo vyvážit zavedením přídatné síly. Toto platí zvláště u vahadel větších rozměrů.

Při návrhu vahadlového systému je třeba navrhnout ramena vahadla dostatečně tuhá a pevná, aby přenesla požadované zatížení a během zkoušky zůstala stabilní a nedošlo k nežádanému vybočení.

6.4.3 Zatěžovadla

Zatěžovadla můžeme rozdělit na dva základní typy podle toho, zda je přímo na konstrukci vyvíjena síla o žádané velikosti, nebo jestli síla vzniká nepřímo jako reakce na sílu vyvinutou zatěžovadly na konstrukci.

První typ zatěžovadla vyvozujícího sílu přímo, musí být takový, aby umožňoval pohyb bodu působení síly v obou směrech a velikost se nezměnila. Typickým představitelem je hydraulický válec.

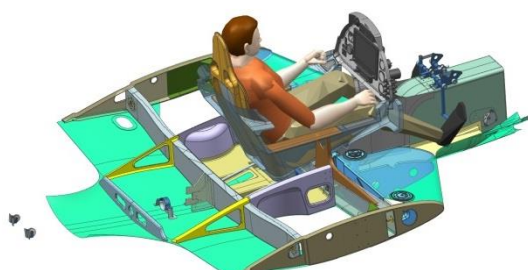


Obr. 2 – Zatěžovací hydraulický válec

7 Popis zkoušeného letadla a návrh uspořádání zkoušky

Tato kapitola obsahuje informace o zkoušeném letounu STREAM, o důvodu nutnosti provést zkoušku a o parametrech navržené zkoušky.

7.1 Popis zkoušeného letadla – obecné informace



Obr. 3 – Stream_SA-28_11_2014-15

Letoun STREAM navrhla, testuje a vyrábí společnost TL-ULTRALIGHT – společnost s největším podílem prodaných ultralehkých letadel na českém trhu v roce 2016.

STREAM má celokompozitový trup z karbonových a kevlarových látek. Motor je umístěn v přední části trupu. Piloti sedí za sebou – v tandemu. Letoun má dva zavazadlové prostory – jeden v přední části trupu před piloty a jeden za piloty. Palivová nádrž je umístěna v centroplánu. **Centroplánem prochází hlavní a vedlejší nosník centroplánu.** Záchraný systém je umístěn v zadní části trupu – za zadním pilotem. Křídlo je vybaveno klapkami a křídélky. Ocas letounu má klasické vertikální a horizontální uspořádání. Primární řízení je řešeno pomocí dvou sidesticků a stavitelných pedálů. Podvozek je plně zatažitelný a je ovládán pomocí hydrauliky.

Na výrobu letounu byly použity formy frézované z 3D CAD modelů pomocí pětiosého portálového obráběcího centra. Do forem následně byly ručně vlamínovány látky prosycené epoxidovou pryskyřicí. Trup byl následně ořezán pomocí robotu. Kovové části letounu byly vyrobeny převážně pomocí CNC obráběcích center.



Obr. 4 – Letoun STREAM

7.2 Popis zkoušeného letadla – detailní technické informace²

Hmotnosti

Maximální vzletová hmotnost	472,5 kg (pro ELSA 600 kg)
Hmotnost prázdného letounu	297-350 kg, dle vybavení
Max. Hmotnost posádky	200 kg
Min. Hmotnost posádky z předního sedadla)	60 kg (sólo lety)
Max. Hmotnost zavazadel	25 kg
Rozsah polohy těžiště	15% - 35% b _{SAT}

Základní rozměry

Rozpětí	9,000 m
Délka	6,785 m
Výška	2,475 m

Křídlo

Rozpětí	9,000 m
Vzepětí křídla	5 °

Rychlosti

Maximální nepřekročitelná rychlost VNE	335 km/h
Maximální rychlost v turbulenci VRA	250 km/h
Maximální rychlost obratu VA	170 km/h
Maximální rychlost s vysunutými vztlak. klapkami VFE	140 km/h
Maximální přípustná rychlost při manipulaci s podvozkem VLO	140 km/h
Pádová rychlost v přistávací konfiguraci VSO	65 km/h

² Informace použity z interního dokumentu STREAM-02-00-00-AS-R00_Typovy_navrh_STREAM-UL

Pohonné jednotky

Rotax 912 UL, Rotax 912 ULS, Rotax 912 iS, Rotax 914

Objem palivové nádrže

90 l

Pevnostní požadavky

Pevnostní požadavky budou plněny dle předpisu UL-2, LTF-UL a ELSA-K.

Provozní podmínky

Teplota vnějšího vzduchu při provozu	-25°C-+40°C
Vlhkost vnějšího vzduchu	0-100%
Provozní tlaková výška	0-5700 m ISA

Podvozek

Rozvor	1,8 m
Rozchod kol hlavního podvozku	1,95 m
Hlavní kola	355 Ø mm
Příďové kolo	280 Ø mm

Pevnostní požadavky

Pevnostní požadavky budou plněny dle předpisu **UL-2** a německého předpisu **BFU**, některé speciální věci jako koeficienty pro kompozity a zjednodušená zatížení křídélka a klapek byly použity s předpisu JAR-VLA. Z tohoto předpisu byla také použita definice rychlosti v_c pro výpočet poryvové obálky (tato definice požaduje vyšší rychlost, než předpisy UL-2 a BFU).

Trup

Trup je vytvořen jako čistá laminátová sendvičová skořepina s přepážkami. V trupu je umístěn dvoumístný pilotní prostor se sedadly za sebou. V pilotním prostoru je umístěno zdvojené řízení (sidestick). Za sedadly je zavazadlový prostor a prostor pro padák a raketu záchranného systému. V kořenové části centroplánu je umístěna palivová nádrž.

Křídlo

Křídlo je celokompozitové samonosné vytvořené jako nosníková sendvičová skořepina s kořenovým žebrem. **Uchycení do trupu je provedeno pomocí polokrakorců hlavního nosníku křídla a jednoduchého závěsu na pomocném nosníku.** Potah křídel je tvořen kombinovaným sendvičem z uhlíku, skla a pěny. Hlavní nosník má uhlíkové pásnice a skleněnou sendvičovou stojinu.

Podvozek

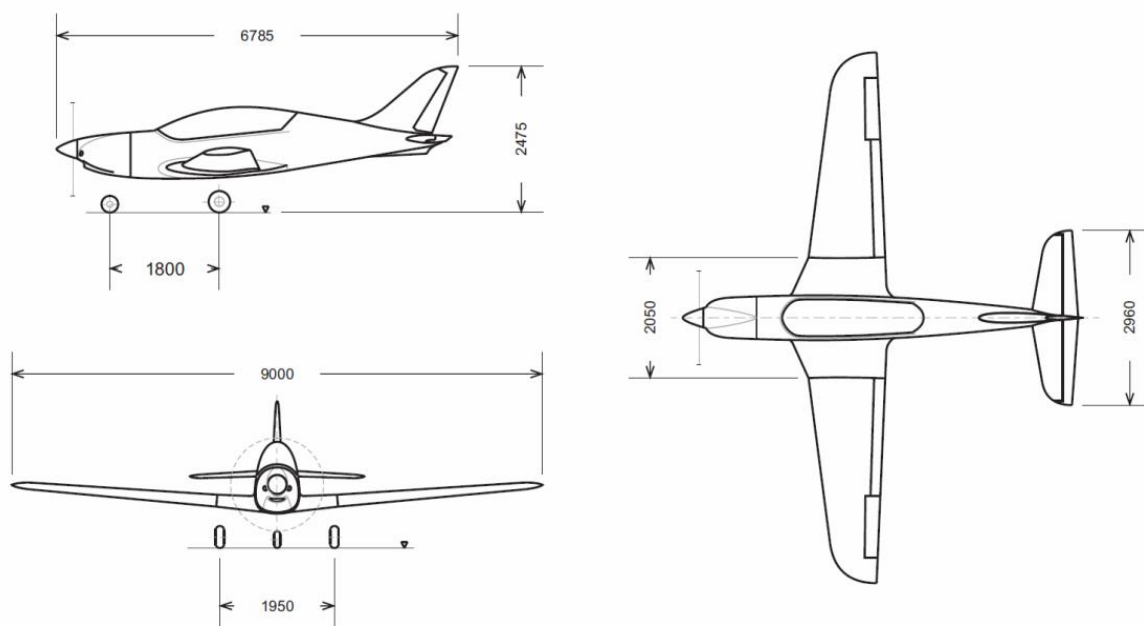
Je plně zatahovací příďového uspořádání. Obě hlavní kola jsou brzděná. Příďový podvozek je říditelný pedály nožního řízení. Na hlavní podvozek je použito kol 355 x 135, na příďový podvozek je použito kolo 280 x 100. Hlavní podvozkové nohy se zasouvají do šachet v centroplánu a příďový podvozek se zasouvá do šachty v přední části trupu. Zasouvání podvozku je provedeno hydraulicky, nouzové vysunutí podvozku zabezpečují nouzová pumpa a hydraulické zámky v hydraulickém systému.

Řízení

Řízení je kombinace lanového a táhlového. Řízení křidélek a výškového kormidla je táhlové, řízení směrového kormidla je lanové. Podélné vyvážení je řešeno pomocí servomotorem ovládané aerodynamické plošky umístěné na obou stranách výškového kormidla. Ovládání vztakových klapek je elektrické, pomocí servomotoru s převodovkou umístěným v trupu. Brzdy hlavních kol jsou ovládány pomocí malých pedálů na nožním řízení.

Pohonná jednotka

V obou modifikacích se předpokládá použití více typů motoru. Základními typy budou motory 912 a 912S a 912iS. Ke každému motoru budou používány různé typy vrtulí v závislosti na letových zkouškách. Hlavní používané vrtule jsou PowerMax a Le Duc.



Obr. 5 – Hlavní rozměry letounu STREAM

8 Definice zkoušky

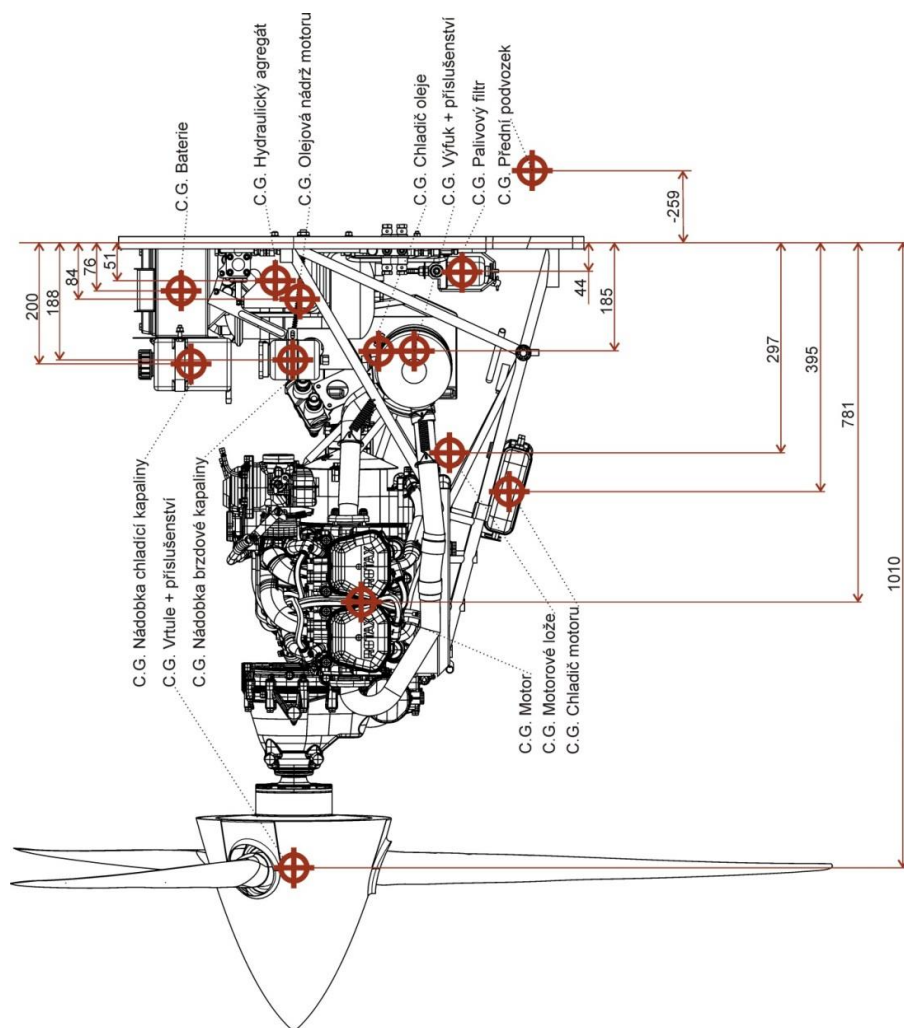
Trup bude během zkoušky zatěžován na několika místech. Zatěžovací síly vychází z výpočtu a odpovídají pozicím podstatných sil od významných hmot na letounu, případně aerodynamickým silám.

8.1 Definice zatěžovacích případů

Definice zatěžovacích případů byla vypracována externí společností Vanessa Air z Litomyšle a postup výpočtu není k dispozici. Pro definici zatěžovacích případů bylo nutné definovat působíště jednotlivých sil. Působíště jednotlivých aerodynamických sil vyšly z geometrie jednotlivých prvků letadla na základě výpočtu prováděných externí společností.

Dílčí část – určení těžiště pohonné soustavy (motor a příslušenství) jsem vypracoval osobně. Pro zjištění polohy těžiště pohonné soustavy bylo použito převážení některých části pohonné soustavy, CAD modely z programu NX8,5 a katalog k motoru ROTAX 912 ULS³.

³ <http://teveso.cz/dokumentace/#/?engine=912%20ULS&docType=> [27.7.2017]



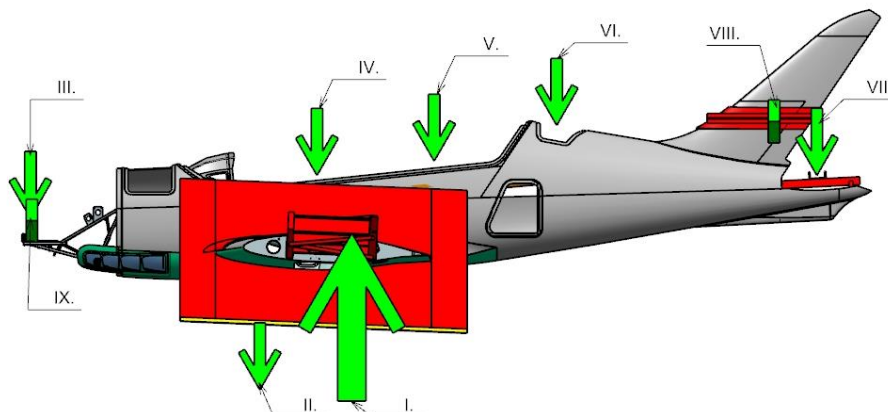
Obr. 6 – Rozbor těžiště pohonné soustavy

Tabulka 1 – Rozbor těžiště pohonné soustavy

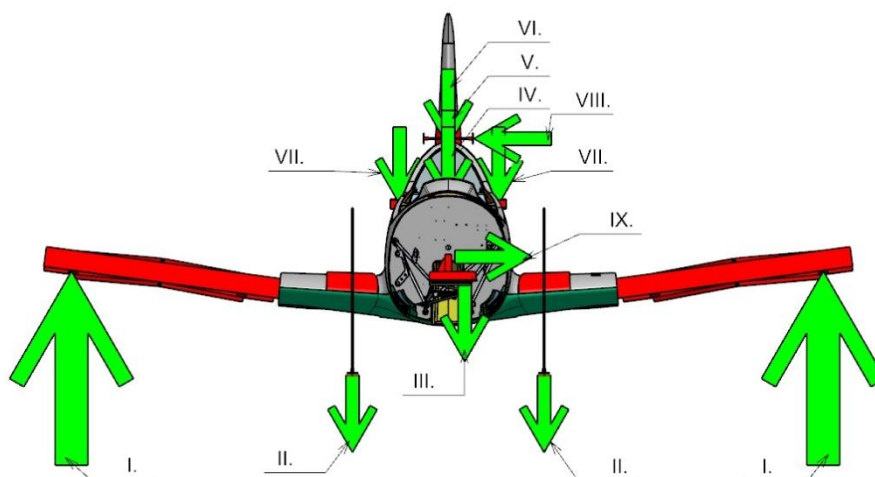
Položka	Poznámka	Hmotnost (kg)	Rameno těžiště k motorové přepážce (mm)
Motor	Rotax 912 ULS	61	781
Motorové lože	TL-ULTRALIGHT	3,4	297
Chladič motoru	TL-1	1,5	395
Vrtule + příslušenství	PowerMax + distanční kroužek + mechanismus stavění vrtule	11,1	1010
Baterie	Varta 12V 4Ah 30A (EN)	1,8	76
Hydraulický agregát	RS line	2,7	51
Olejová nádrž motoru (včetně držáku)	Rotax	1,45	84
Chladič oleje	Rotax	0,55	185
Výfuk + příslušenství	Červinka	4,55	185
Palivový filtr	-	0,2	44
Nádobka chladicí kapaliny	Rotax	0,2	200
Nádobka brzdové kapaliny	-	0,1	188
Přední podvozek zasunutý	TL-ULTRALIGHT	6,5	-259
Celkem		95,05	633

8.2 Konfigurace a průběh zkoušky

Následující obrázky a tabulka s popisky popisuje zatěžovací místa pro zkoušení trupu.



Obr. 7 – Pozice a směr zatěžovacích sil - bokorys



Obr. 8 - Pozice a směr zatěžovacích sil – nárys

Jednotlivé síly jsou přehledně zaznačeny v Obr. 7 – Pozice a směr zatěžovacích sil - bokorys a Obr. 8 - Pozice a směr zatěžovacích sil – nárys. Popisky k obrázkům jsou v Tabulka 2 – Pozice a směr zatěžovacích sil.

Tabulka 2 – Pozice a směr zatěžovacích sil

Číslo síly	Působíště síly
I.	Maketa křídla
II.	Palivo
III.	Pohonná vertikální
IV.	Pilot
V.	Kopilot
VI.	Záchranný systém
VII.	Vodorovná ocasní plocha (VOP)
VIII.	Svislá ocasní plocha (SOP)
IX.	Pohonná soustava horizontální

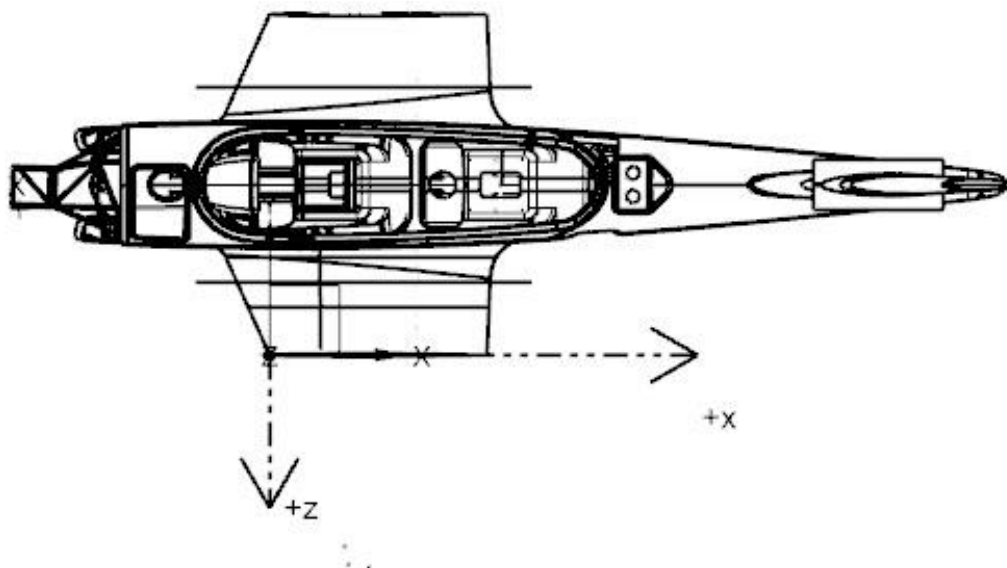
8.4 Finální zatěžovací případy

Finální zatěžovací případy vyšly následovně:

Tabulka 3 – Zkušební zatěžovací případy

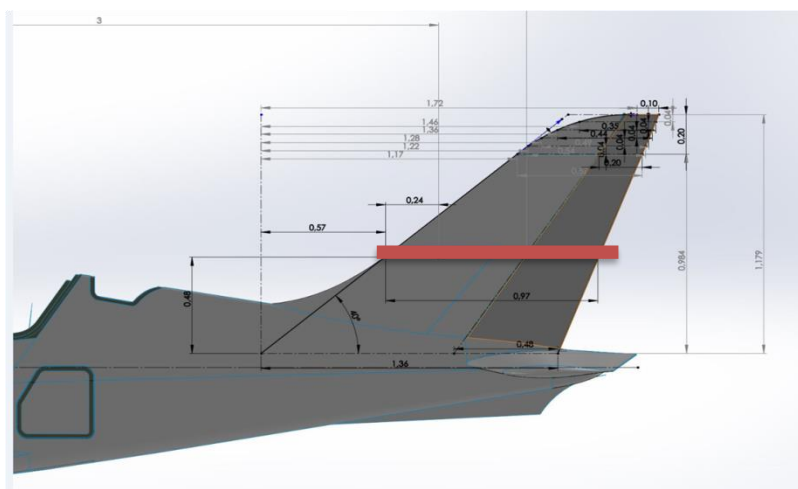
Případ		6 III	6 II	7	23 + 2
Hmota - pilot přední	Fy [N]	-3792	-5517	-2465	-2550
	rameno [mm]	346	346	346	346
Hmota - pilot zadní	Fy [N]	-1316	-1224	1311,4	-3845
	rameno [mm]	1368	1368	1368	1368
Motor	Fy [N]	-6383	-5410	-4150	-3962
	Fz [N]	0	0	0	-1320
	rameno [mm] x	-1461	-1461	-1461	-1461
	rameno [mm] z	-92,13	-108,7	-141,7	-148,4
Palivo	Fy [N]	0	-3856	-2958	0
	rameno [mm]	61,63	61,63	61,63	61,63
VOP	Fy [N]	-2868	-2813	-3159	-1451
	rameno [mm]	4020,8	4020,8	4020,8	4020,8
SOP	Fz [N]	0	0	0	-1157
	rameno x [mm]	0	0	0	3649,8
	rameno y ([mm]	0	0	0	480

Souřadnicový systém je umístěn do krajního předního bodu centroplánu. Tento souřadný systém jsem provozně nazýval Kábrt.



Obr. 9 – Souřadnicový systém zkušebního zatížení Kábrt

Na následujícím obrázku je definována poloha kleštiny umístěné na svislé ocasní ploše.



Obr. 10 - Pozice kleštiny na SOP

Pro další práci bylo třeba převést souřadný systém Kábrt do souřadného systému modelu letadla.⁴

Tabulka 4 - Příklad 6 konfigurace III

	silá	silá*x	x	y	z
	N	N*mm	mm	mm	mm
motor	-6 383	9 325 263,119	-1 461		-92,1321
pilot	-3 792	-1 311 948,702	346		0
palivo	0	0	62		0
maketa křídla 2x	15 180	7 102 499,796	468		2255
kopilot	-1 316	-1 800 511,412	1 368		0
záchranný systém	-822	-1 783 416,047	2 171		0
Pvop+setr. SOP+VOP	-2 868	-11 531 886,75	4 021		0

Tabulka 5 - Příklad 6 konfigurace II

	silá	silá*x	x	y	z
	N	N*mm	mm	mm	mm
motor	-5 410	7 903 454,294	-1 461		-108,706
pilot	-5 517	-1 908 792,324	346		0
palivo	-3 856	-237 668,974	62		0
maketa křídla x 2	19 516	8 738 308,409	448		2169
kopilot	-1 224	-1 674 606,747	1 368		0,00
záchranný systém	-696	-1 511 501,288	2 171		0,00
Pvop+setr. SOP+VOP	-2 813	-11 309 193,37	4 021		0,00

⁴ „Zkoušky trup STREAM VUT rev3 – přepočet – příčka“ - interní dokument

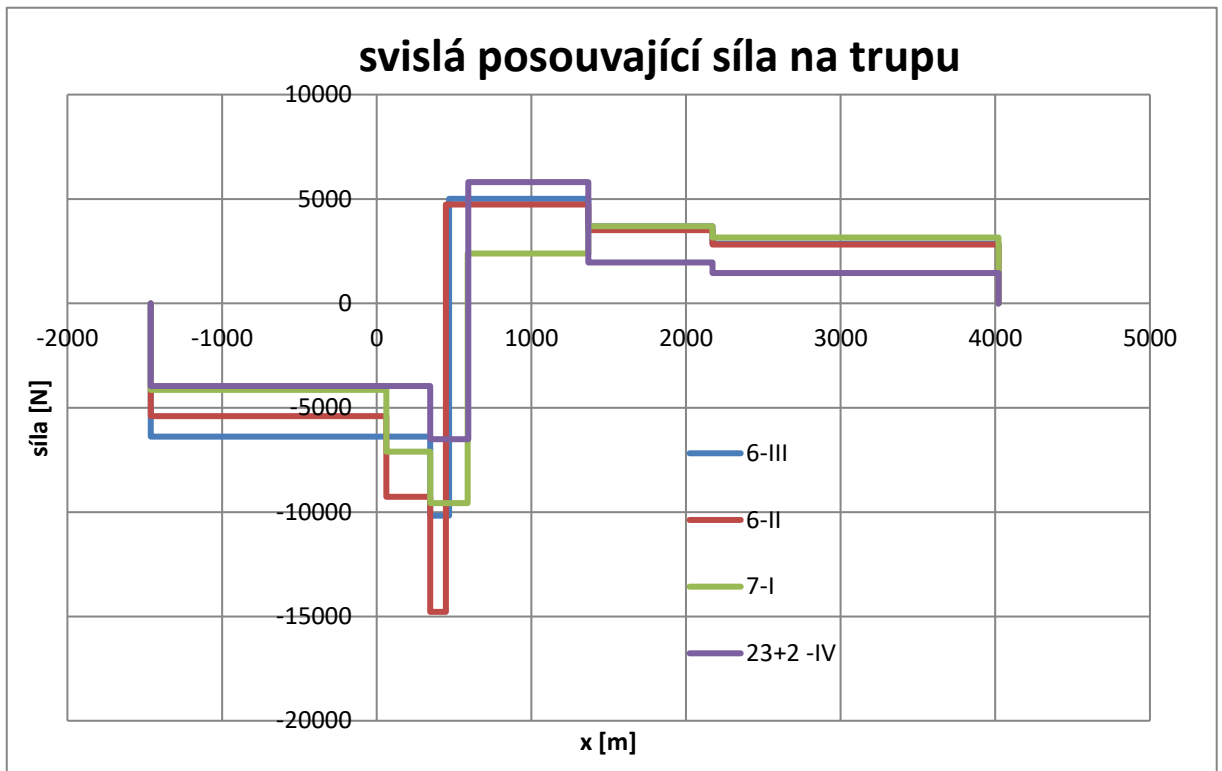
Tabulka 6 - Příklad 7 konfigurace I

	síla	síla*x	x	y	z
	N	N*mm	mm	mm	mm
motor	-4 150	6 062 806,103	-1 461		-141,709
pilot	-2 465	-852 961,5189	346		0,00
palivo	-2 958	-182 317,8641	62		0,00
maketa křídla 2x	11 955	7 039 179,16	589		2 370
kopilot	1 311	1 793 934,137	1 368		0,00
záchranný systém	-534	-1 159 485,32	2 171		0,00
Pvop+setr. SOP+VOP	-3 159	-12 701 154,7	4 021		0,00

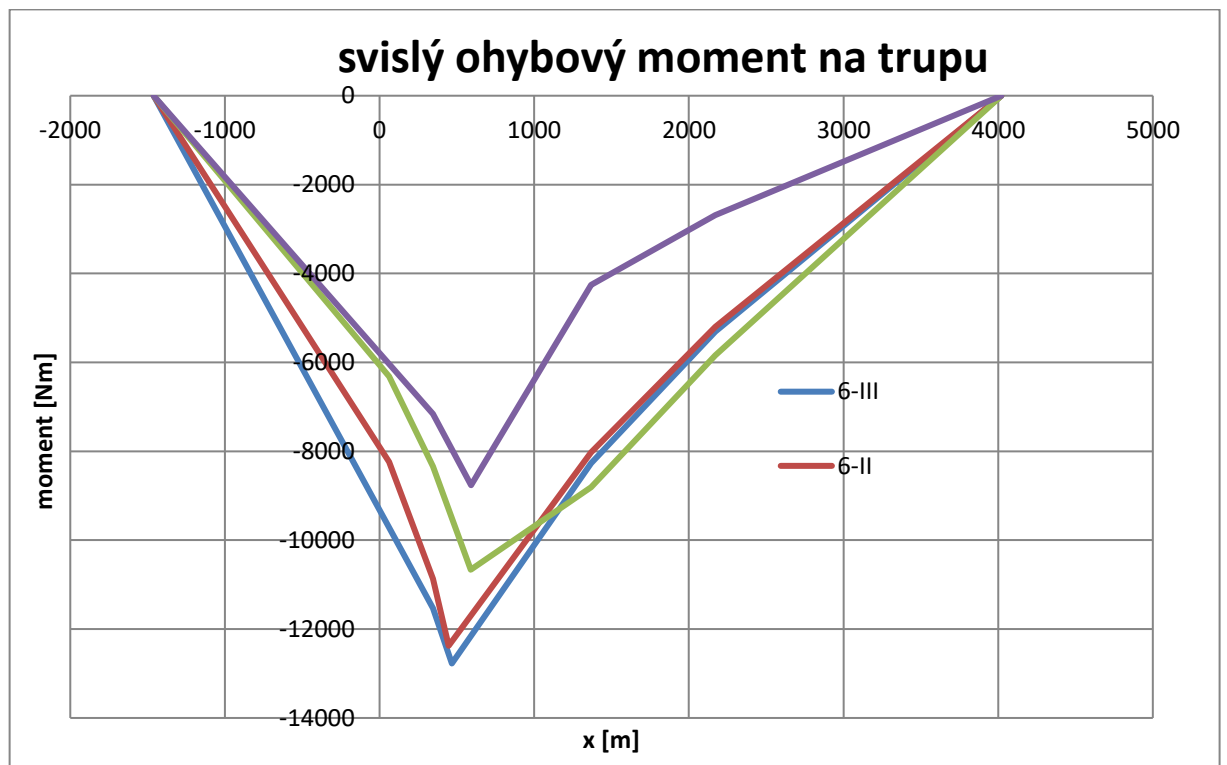
Tabulka 7 - Příklad 23 konfigurace IV

	síla	boční síla	síla.x	boční síla.x	x	y	z
	N	N	N*mm	N*mm	mm	mm	mm
motor	-3 962	-1 320	5 788 316	1 928 956,415	-1 461		-148,429
pilot	-2 550	0	-882 206	0	346		0,00
palivo	0	0	0	0	62		0,00
maketa křídla 2x	12 318	0	7 296 237	0	592		2 297
kopilot	-3 845	0	-5 259 410	0	1 368		0,00
záchranný systém	-510	0	-1 106 990	0	2 171		0,00
Pvop+setr. SOP+VOP	-1 451	-1 157	-5 835 947	-4 651 390,12	4 021		0,00

Analýzou zatížení jsme schopni zjistit průběhy sil a momentů na trupu.



Graf 1 – Svislá posouvající síla na trupu



Graf 2 – Svislý ohybový moment na trupu

9 Konstrukce přípravků pro provedení zkoušky, pevnostní kontrola

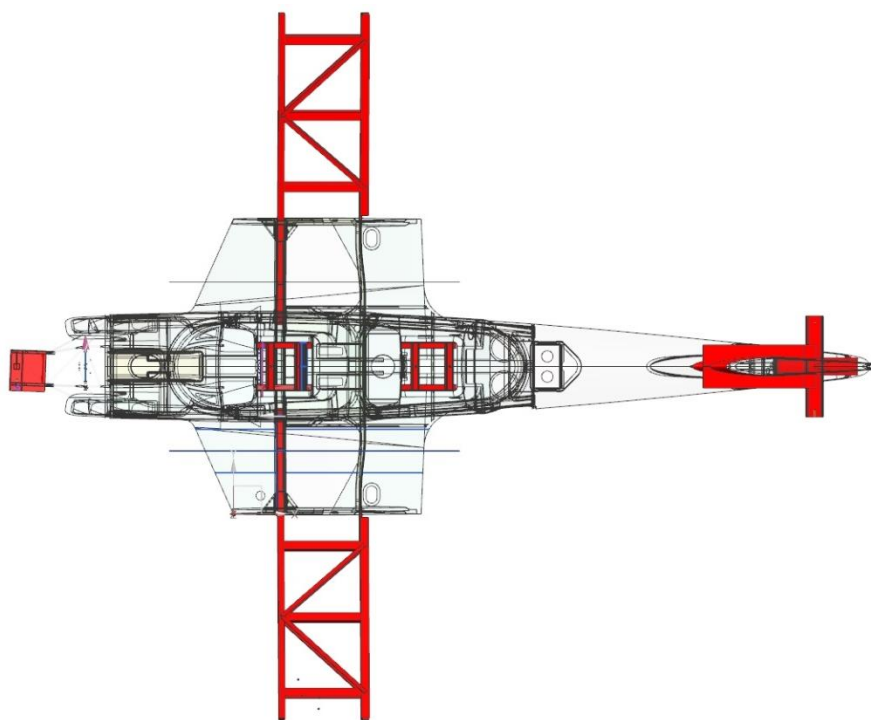
9.1 Postup

V první řadě bylo třeba zvolit postup při vypracování přípravků. Dle podkladů bylo třeba zjistit působiště zatěžování silami a zanást je do 3 D modelu. Dalším krokem bylo zajištění převedení zkušebních zatěžovacích sil z místa působiště na trup pomocí zkušebních přípravků. Na trupu byly pro některé síly předem určeny body k přenosu síly a bylo nutné pouze připojit síly k předem přichystaným místům na trupu pomocí vhodného přípravku. Další síly bylo třeba přenést na plochu bez vhodných úchytů pomocí kleštin.

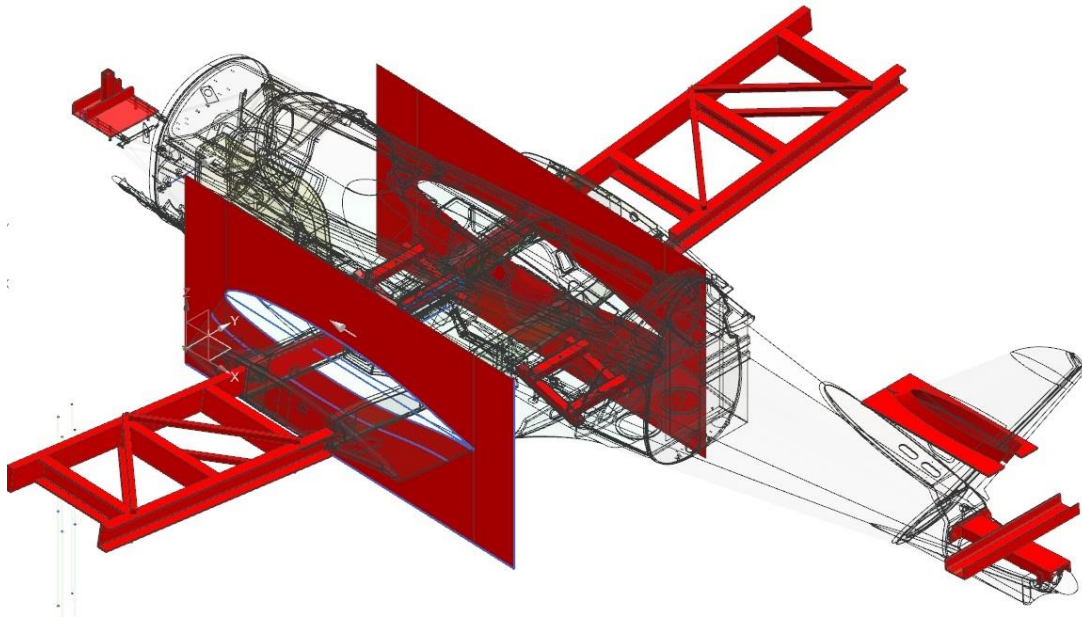
Ze zadání zkoušky vyšla potřeba zkonstruovat a vyrobit celkem šest přípravků pro přenos sil na trup, z nichž některé mají pravou a levou, či přední a zadní variantu.

Seznam přípravků:

- 1) Náhrada křídla levá/pravá
- 2) Kleština centroplánu levá/pravá
- 3) Kleština svislé ocasní plochy (SOP)
- 4) Přípravek motorového lože
- 5) Přípravek vodorovné ocasní plochy (VOP)
- 6) Náhrada pilota přední/zadní



Obr. 11 – Rozvržení zkušebních přípravků - půdorys



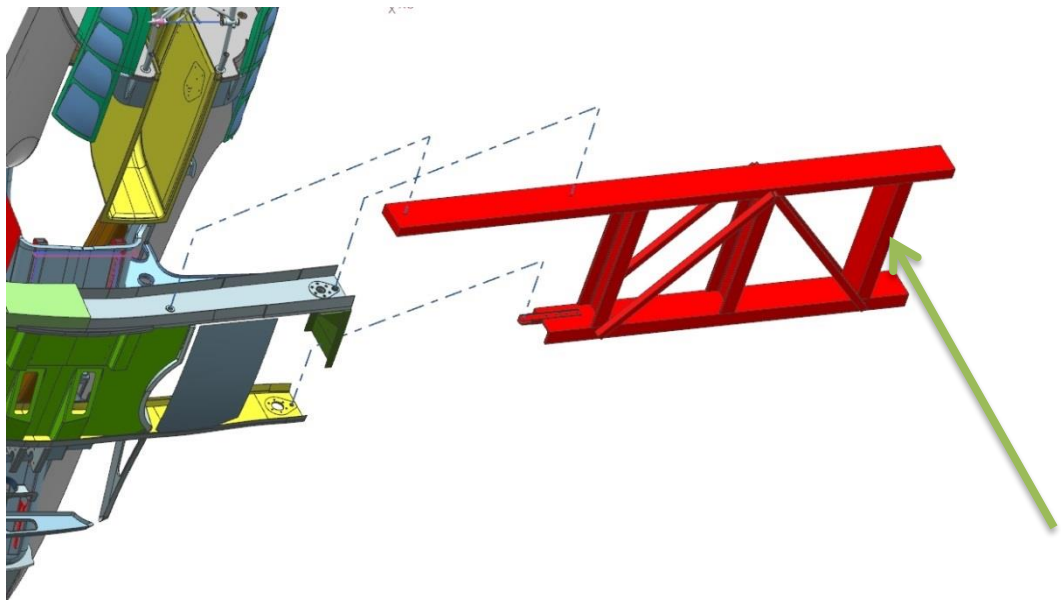
Obr. 12 – Rozvržení zkušebních přípravků – izometrický pohled

9.2 Náhrada křídla (levá/pravá)

Název přípravku: Náhrada křídla (L/P)

Připojovací místo: Díry pro čepy křídla v hlavním a vedlejším nosníku křídla viz obrázek.

Způsob namáhání: primárně ohyb, sekundárně krut, směr síly vyznačen zelenou šipkou



Obr. 13 – Místo uchycení náhrady křídla k trupu

Postup návrhu: Při návrhu se vycházelo z hlavních požadavků na zatížení a geometrických souvislostí. Ze zadání byla zjištěna pozice působení zatěžovacích sil a byla navržena délka přípravku tak, aby vyhovovala poloze zatěžovací síly. Ukotvení přípravku do centroplánu kopíruje způsob ukotvení křídla do centroplánu – tedy pomocí čepů v hlavním a pomocném

nosníku. Z rozměrů skříňového nosníku byl odvozen maximální možný průřez profilu a ten použit pro návrh polokrakovce náhrady křídla. Rozměrově je optimální profil PLO 40x120. Následně byl tento profil zkontrolován na pevnost v ohybu.

Kontrola pevnosti v ohybu:

Tabulka 8 – Poloha podepření přípravku křídla a maximální zatížení hlavního profilu přípravku

Případ	x	z (a)	F	F _{max}	M _{o max}	W _o	σ _{max}
	[mm]	[mm]	[N]	[N]	[N*mm]	[mm ³]	[Mpa]
6 III	472	1 255	7 439	13 762	17 821 984	96 000	186
6 II	448	1 146	9 742	18 023	21 374 922	96 000	223
7	590	1 348	5 966	11 037	15 319 495	96 000	160
23+2	592	1 272	6 159	11 394	14 949 125	96 000	156

rozhodující

Navržený materiál: 11 375 (S235JR)

σ_{0,2} = 235 MPa

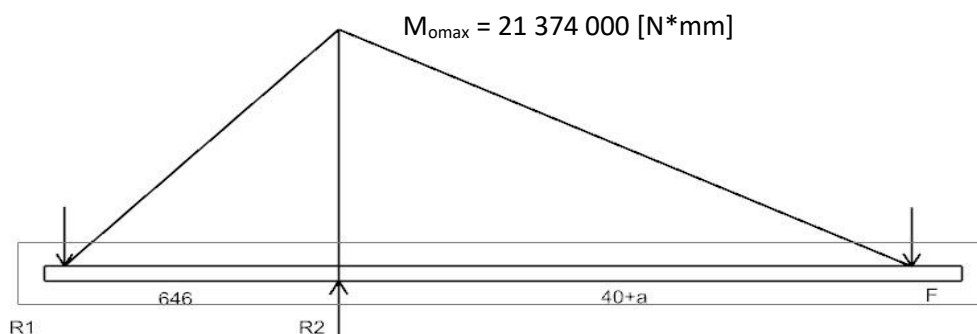
Výpočet σ_{max}:

$$M_{o \max} = (40+a) \cdot F_{\max} = (40+1146) \cdot 18\,023 = 21\,375\,000 \text{ N*mm}$$

$$\sigma_{\max} = M_{o \max} / W_o = \frac{21\,375\,000}{96\,000} = 223 \text{ MPa}$$

$$K = \sigma_{0,2} / \sigma_{\max} = 235/223; \text{ Součinitel bezpečnosti } K = 1,05$$

Nakonec byl potvrzen tento profil PLO 40x120 s bezpečností 1,05 z materiálu 11 375. Doporučená bezpečnost pro přípravky na zkoušky je, vzhledem k nákladnosti zkoušek, na úrovni K = 2 až 3. Toto řešení i přes nízkou bezpečnost bylo přijato z několika důvodů. Mezi ně patří špatná dostupnost a vysoká cena tyče tohoto profilu u dodavatele vyrobené z materiálu o vyšší pevnosti. Materiál je třeba pro vysokou pevnost navíc zušlechtit, což je časově i finančně náročné.



Obr. 14 – Ohybový moment na hlavním nosníku

kde

$$F = 18\,000 \text{ [N]}$$

$$40+a = 1\,176 \text{ [mm]}$$

$$R_1 = 32\,800 \text{ [N]}$$

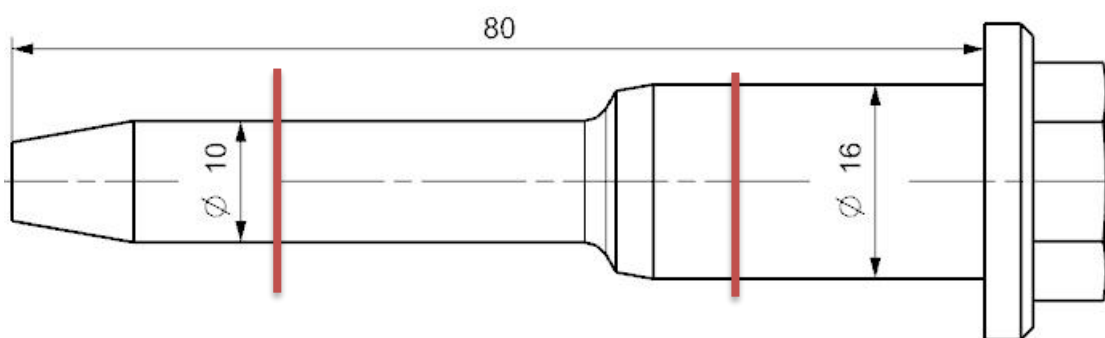
$$R_2 = 50\,800 \text{ [N]}$$

9.2.1 Kontrola čepů náhrad křídla na stříh

Čep ve vnitřním i vnějším závěsu nosníku je pro zkoušku shodný, uložení čepu je taktéž shodné. Z tohoto důvodu vyplývá nutnost kontrolovat pouze více zatížený čep. Maximální zatížení je na úrovni $F_{\max} = R_2 = 50\,800$ [N].



Obr. 15 – Uložení čepu



Obr. 16 – Čep křídla, červeně označeny střížné roviny

$d_1 = 16$ mm

$d_2 = 10$ mm

materiál čepu: 11 523

$\tau_{DOV} = 275$ [MPa]⁵

Výpočet τ_{\max}

$$\tau_{\max} = \frac{F}{S} = \frac{F}{S_1 + S_2} = \frac{F}{\frac{\pi \cdot d_1^2}{4} + \frac{\pi \cdot d_2^2}{4}} = \frac{50\,800}{\frac{\pi \cdot 16^2}{4} + \frac{\pi \cdot 10^2}{4}} = \frac{50\,800}{279,5} = \mathbf{181,7 \text{ MPa}}$$

$$\tau_{\max} = 181,7 \text{ [MPa]} < \tau_{DOV} = 275 \text{ [MPa]}$$

$$k = \frac{\tau_{DOV}}{\tau_{\max}} = \frac{275}{181,7} = 1,5 - \text{vyhovuje}$$

⁵ <http://www.lentus-ocel.cz/tridy-oceli/115231-nelegovana-konstrukcni-ocel.htm> [23.6.2017]

Čepy po zkoušce:

Na čepích po ukončení a demontáži zkoušky lze pozorovat, že stříhu bez potíží odolaly. Po ukončení zkoušky šly čepy bez problémů vyjmout. K deformaci došlo v užší části čepu, která byla dodatečně namáhána na ohyb. Při maximálním zatížení je plastická deformace čepu povolena. Tato statická pevnostní zkouška neprokazuje vhodnost čepů pro certifikaci. Čepy byly úspěšně vyzkoušeny při předcházející zkoušce křídla a jejich pevnost byla kontrolována pouze pro potřeby úspěšného vykonání zkoušky. Čepy zkušební v tomto případě neodpovídají čepům používaným na originálním letadlu STREAM – zkušební čepy mají kvůli hladkému průběhu zkoušky odstraněny vnitřní odlehčovací dutiny.



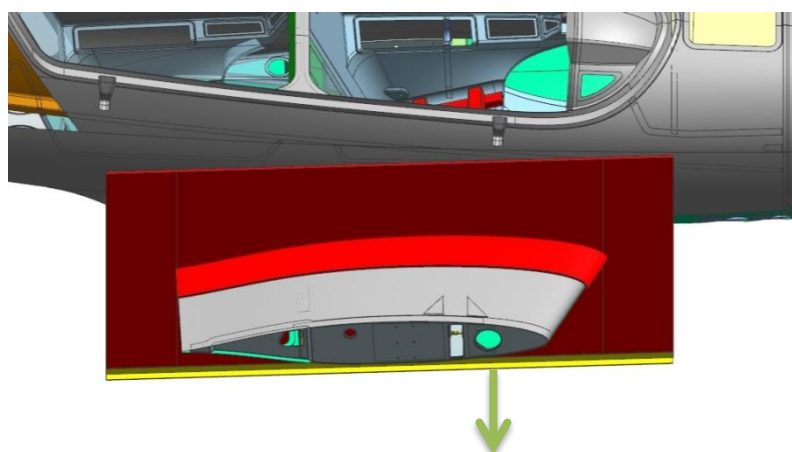
Obr. 17 – čepy po zkoušce

9.3 Kleština centropoplánu

Název přípravku: Kleština centropoplánu

Připojovací místo: potah trupu v oblasti centropoplánu

Způsob namáhání: tah, směr síly vyznačen zelenou šipkou



Obr. 18 – Kleština centropoplánu



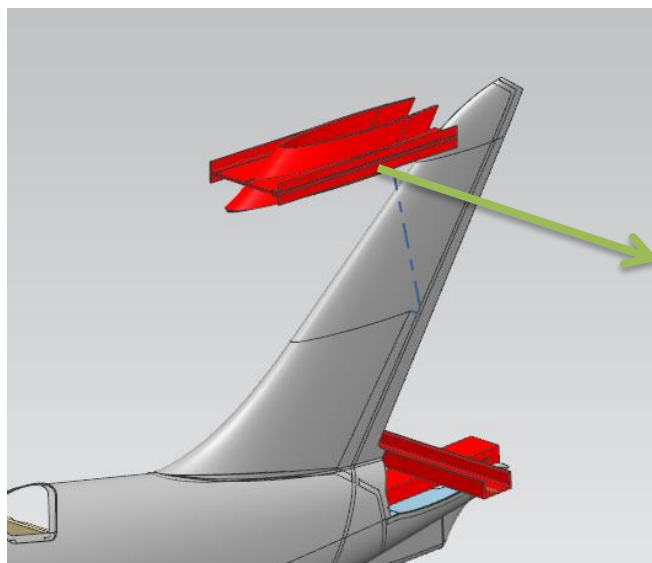
Obr. 19 - Výsledná podoba přípravku

Postup návrhu: Z výpočtu bylo určeno místo zatížení. Dále ve 3D modelu bylo určeno místo zatížení a rovina kolmoá k profilu křídla. V této rovině byla od profilu křídla odsazena vzdálenost 10 mm pro potřebnou tloušťku laminátu pro přenos síly na plochu profilu křídla. Potřebný profil byl vyřezán na vodním paprsku z překližky. Poté byl olaminován pruh o šířce 100 mm na každou stranu od roviny překližky a překližka byla spojena s částí laminátu nasedající na profil křídla. Na závěr byl spojen okraj překližky pomocí šroubů s profilem L30x30x3 po celé délce z vnitřní i vnější strany přípravku, a také na horní o dolní části přípravku. Profil sloužil jako uchycení pro zatěžovací a vyvažovací sílu.

9.4 Kleština SOP

Název přípravku: Kleština SOP

Připojovací místo: Kleština je nasazena na skořepinu trupu tak, aby tělo skořepiny nasedalo na trup v místě působíště vypočtené síly.



Obr. 20 – Kleština SOP

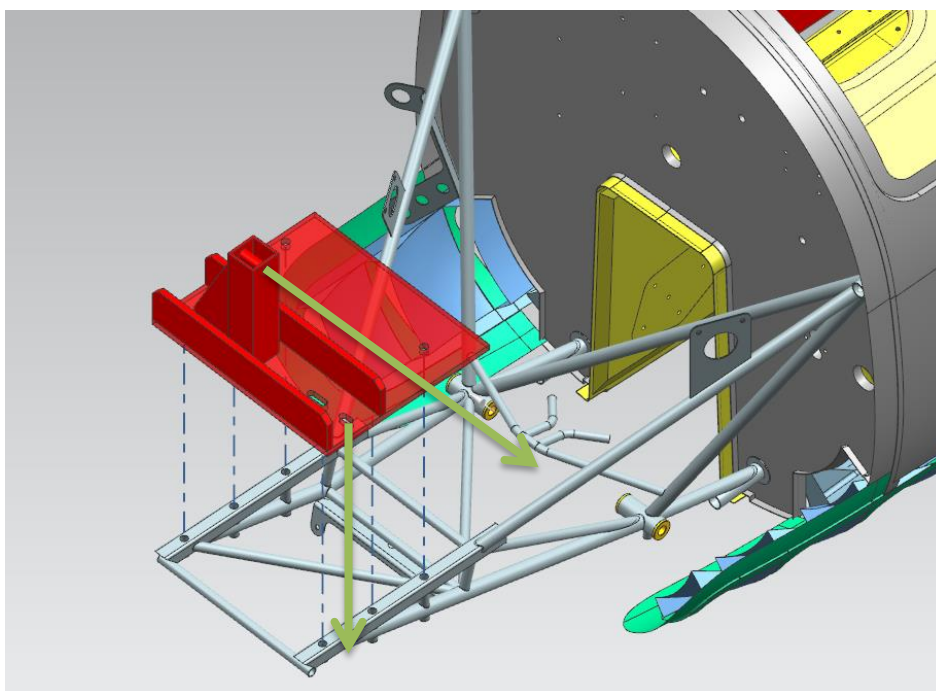
Způsob namáhání: tah, kombinované namáhání, směr síly vyznačen zelenou šipkou

Analýza pevnosti: Analýza pevnosti neproběhla, tloušťka překližky a počty šroubů v L profilu se řídily zkušeností hlavního konstruktéra z předchozích zkoušek.

9.5 Návrh a konstrukce přípravku motorového lože

Název přípravku: Přípravek motorového lože

Připojovací místo: Přípravek leží na motorovém loži. K pevnému uchycení přípravku k motorovému loži slouží šrouby procházející motorovým ložem. V desce přípravku jsou vyříznuty drážky. Čtyři krajní pozice drážek vymezují pozice zatěžující síly pro čtyři zatěžující případy.



Obr. 21 – Přípravek motorového lože

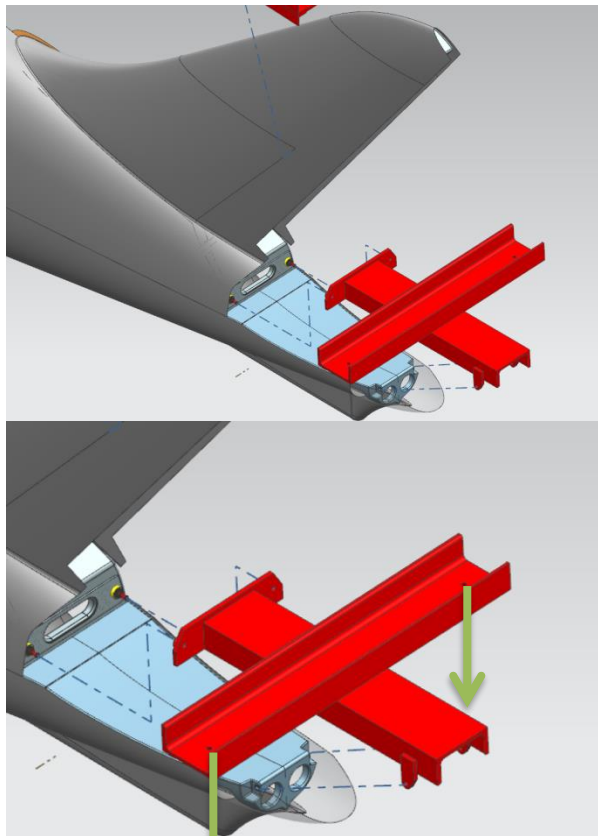
Způsob namáhání: ohyb, směr síly vyznačen zelenou šipkou

Analýza pevnosti: Analýza pevnosti neproběhla. Přípravek byl dle citu konstruktéra vyztužen dodatečnými žebry. Deska přípravku obsahuje dvě drážky, kdy každá krajní poloha drážky odpovídá jednomu zatěžovacímu případu.

9.6 Návrh a konstrukce náhrady VOP STREAM

Název přípravku: Náhrada VOP

Připojovací místo: Náhrada VOP je připojena k předním a zadním čepům, které v provozním stavu slouží k uchycení VOP.



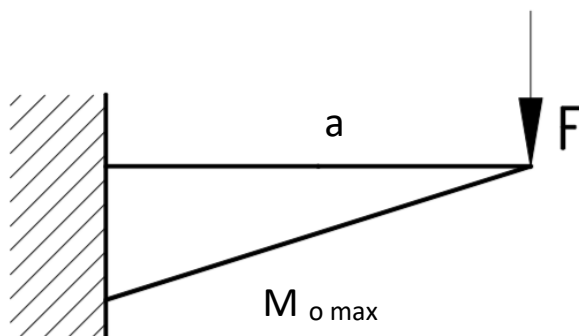
Obr. 22 – Připojení náhrady VOP k trupu + detail

Způsob namáhání: Náhrada je namáhána především na ohyb, čepy jsou namáhány na stříh. Směr síly je vyznačen zelenou šipkou.

Analýza pevnosti: Analýza pevnosti se skládá z analýzy obou U120 profilů na ohyb, čepy jsou zkontrolovány na stříh.

9.6.1 Pevnostní analýza horní U120 profilu náhrady VOP

Pro pevnostní rozbor horního U120 profilu můžeme díky symetrii nahradit pomocí vetknutého nosníku, viz Obr. 23 – Analýza vetknutého nosníku. Největší návrhové zatížení na tento nosník je na úrovni $F = 1\,580$ [N], velikost ramene $a = 300$ [mm].



Obr. 23 – Analýza vetknutého nosníku

Navržený materiál: 11 375 (S235JR)

$\sigma_{0,2} = 235$ [MPa]

$$M_{o\ max} = F * a = 1580 * 300 = 474\,000 \text{ [N * mm]}$$

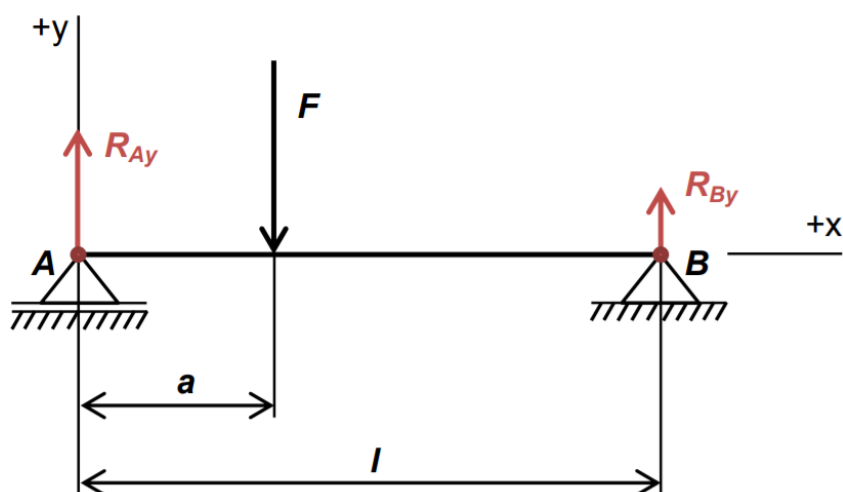
$$W_o = 60\,700 \text{ [mm}^3\text{]}$$

$$\sigma_{max} = \frac{M_{o\ max}}{W_o} = \frac{474\,000}{60\,700} = 7,8 \text{ [MPa]}$$

$$k = \frac{\sigma_{0,2}}{\sigma_{max}} = \frac{235}{7,8} = 30 - \text{přípravek vyhověl}$$

9.6.2 Pevnostní analýza dolního U120 profilu náhrady VOP

Po prozkoumání geometrických souvislostí je možné nahradit případ zatížení dolního U120 profilu pomocí nosníku na dvou podporách, kde zatížení je ve vzdálenosti a od bodu A, viz Obr. 24 – Výpočet reakcí v podporách nosníku. V této prostorové konfiguraci máme sílu na úrovni $F = 3160$ [N]. Za předpokladu, že bod A odpovídá předním čepům závěsu VOP, pak vzdálenost $a = 260$ [mm], $l = 500$ [mm].



Obr. 24 – Výpočet reakcí v podporách nosníku

Navržený materiál: 11 375 (S235JR)

$\sigma_{0,2} = 235$ [MPa]

$$R_{Ay} + R_{By} - F = 0$$

$$R_{By} * l - F * a = 0$$

$$R_{By} = \frac{F * a}{l} = \frac{3160 * 260}{500} = 1643,2 \text{ [N]}$$

$$R_{Ay} = F - R_{By} = 3160 - 1643,2 = 1516,8 \text{ [N]}$$

$$M_{o \max} = R_{Ay} * a = 1516,8 * 260 = 394\,368 \text{ [N * mm]}$$

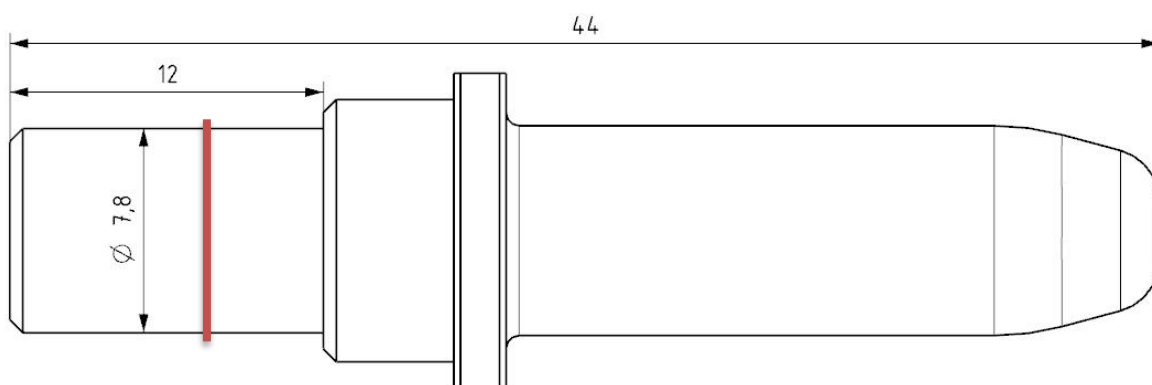
$$W_o = 60\,700 \text{ [mm}^3\text{]}$$

$$\sigma_{\max} = \frac{M_{o \max}}{W_o} = \frac{394\,368}{60\,700} = 6,5 \text{ [MPa]}$$

$$k = \frac{\sigma_{0,2}}{\sigma_{\max}} = \frac{235}{6,5} = 36 - \text{vyhovuje}$$

9.6.3 Kontrola čepu VOP na střih

Z rozměrového uspořádání náhrady VOP můžeme při přijatelném stupni zanedbání předpokládat, že na všechny průřezy čepu působí stejná síla. Součet těchto sil je roven celkové síle působící na náhradu VOP. Zároveň všechny čtyři zatěžované průřezy čepu mají zhruba stejnou velikost, proto při výpočtu budeme zvažovat pouze nejmenší průřez $d=7,8$ [mm], $F=790$ [N].



Obr. 25 – Přední čep závěsu VOP

Výpočet τ_{\max}

$$\tau_{\max} = \frac{F}{S} = \frac{F}{\frac{\pi \cdot d^2}{4}} = \frac{790}{\frac{\pi \cdot 7,8^2}{4}} = \frac{790}{47,78} = 16,5 \text{ MPa}$$

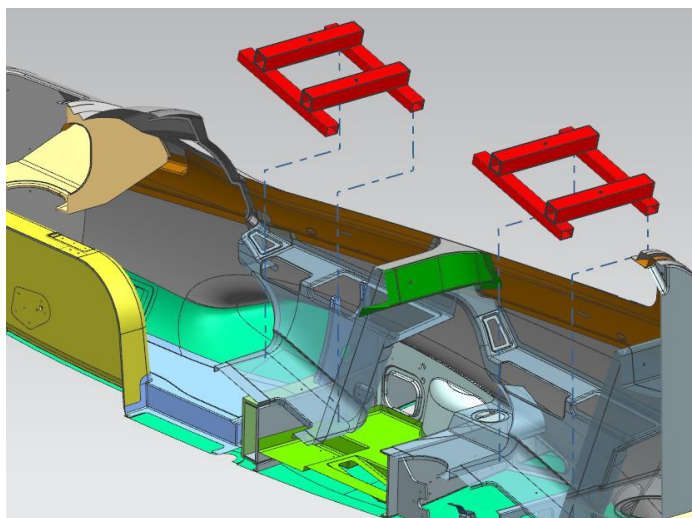
$$\tau_{\max} = 16,5 \text{ [MPa]} < \tau_{DOV} = 275 \text{ [MPa]}$$

$$k = \frac{\tau_{DOV}}{\tau_{\max}} = \frac{275}{16,5} = 16,7 - \text{vyhovuje}$$

9.7 Návrh a konstrukce náhrady pilota

Název přípravku: Rám sedačky přední/zadní

Připojovací místo: Vana s otvory pro šrouby sedačky.



Obr. 26 – Uchycení náhrad pilota

Způsob namáhání: Ohyb

Analýza pevnosti: Při pevnostní analýze náhrady pilota je ověřován na ohyb pouze příčný profil čtvercový jackel 45x4, podélný obdélníkový profil jackel 30x40x3 leží celou plochou na trupu letounu, a tudíž je ohybové namáhání zanedbatelné.

Opět tedy použijeme nahrazení pomocí Obr. 24 – Výpočet reakcí v podporách nosníku.

Vstupní údaje jsou tentokrát následující – $F = 2\,758,5$ [N], $a = 165$ [mm], $l = 330$ [mm].

Navržený materiál: 11 375 (S235JR)

$\sigma_{0,2} = 235$ [MPa]

$$R_{Ay} + R_{By} - F = 0$$

$$R_{By} * l - F * a = 0$$

$$R_{By} = \frac{F * a}{l} = \frac{2\,758,5 * 165}{330} = 1\,380 \text{ [N]}$$

$$R_{Ay} = F - R_{By} = 2\,758,5 - 1\,380 = 1\,378,5 \text{ [N]}$$

$$M_{o \max} = R_{Ay} * a = 1\,378 * 165 = 227\,370 \text{ [N * mm]}$$

$$W_o = 7\,380 \text{ [mm}^3\text{]}$$

$$\sigma_{\max} = \frac{M_{o \max}}{W_o} = \frac{227\,370}{7\,380} = 30,8 \text{ [MPa]}$$

$$k = \frac{\sigma_{0,2}}{\sigma_{\max}} = \frac{235}{30,8} = 7,6 - \text{vyhovuje}$$

9.8 Závěr pevnostních analýz

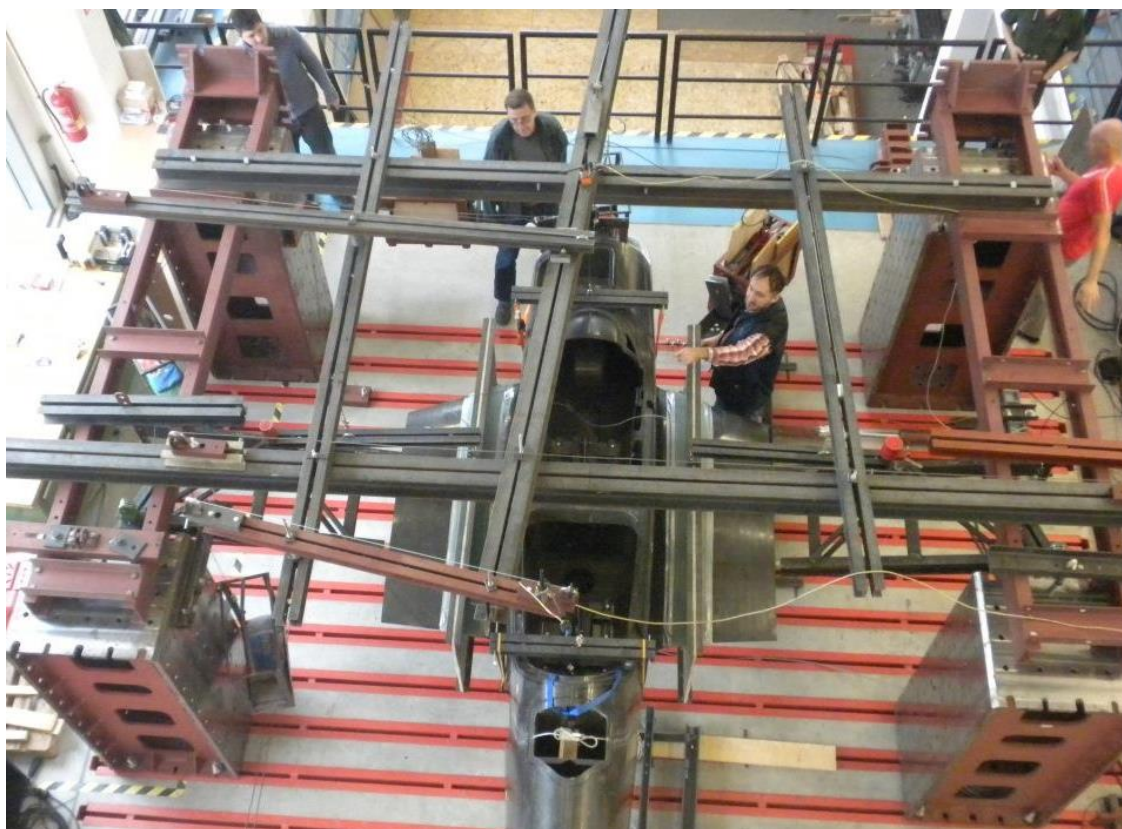
Na základě pevnostních analýz bylo zjištěno, že během zkoušky bude nejvíce namáhaný profil PLO 40x120. Bezpečnost při maximálním namáhání tohoto profilu na náhradě křídla bude na úrovni $k=1,05$. Dále bude kritické střížné namáhání na čepch náhrady křídla, kde bude bezpečnost $k = 1,5$. Ostatní přípravky mají bezpečnost vyšší, než $k = 3$ a tudíž by mělo být jejich použití bezproblémové.

10 Vyhodnocení funkčnosti přípravků

Samotná zkouška trupu se konala 17. 5. 2017 ve Zkušebně letecké techniky při Leteckém ústavu na VUT v Brně.

10.1 Průběh zkoušky

Zatěžování zkušebního trupu v plovoucím stavu probíhalo pomocí hydraulických válců softwarově synchronizovaných mezi sebou tak, aby byl trup v neustálé plovoucí rovnováze a nedocházelo k naklánění ani různým rotacím zkoušeného trupu. Také je nutné vyvážit hmoty jednotlivých přípravků. V první fázi každého zkušebního případu se zatěžovalo na provozní zatížení letounu, poté se trup odlehčil a následně se přešlo k zatěžování na výpočtové zatížení (maximální zkušební) na úrovni 1,875 násobku provozního zatížení letounu.



Obr. 27 – Zkouška trupu – pohled shora

10.2 Závěr:

- 1) Navržené přípravky úspěšně přenesly požadované zatížení.
- 2) Trup úspěšně přenesl požadované zatížení a splnil podmínky pro certifikaci UL-2.



Obr. 28 – Přenesení požadovaného zatížení

Jako zajímavost přikládám fotografii z maximálního dosaženého zatížení na trup. Zkoušející tým se rozhodl pro pokračování zkoušky s větším zatížením, než je zatížení požadované pro certifikaci UL-2. K tomuto kroku se přistoupilo za účelem získání informace o skutečné pevnosti trupu. Zkouška byla posléze ukončena na úrovni 210 % provozního zatížení. Důvodem pro ukončení zkoušky byla obava o pevnost přípravku náhrady křídla, které mělo nízkou bezpečnost na úrovni $k=1,05$. Při zatížení 210 % byla vyčerpána veškerá bezpečnost a hrozilo zhroucení přípravku a z něho možné zničení modelu při nedefinovaném zatížení, což nebylo

v daném okamžiku žádoucí. Svou roli zde hrál také fakt, že bylo možné zkušební trup použít na další plánované zkoušky.

Maximální zatížení, které tedy přípravky přenesly, bylo na úrovni 210 % provozního zatížení. Přípravky tedy úspěšně přenesly zatížení cca o 10 % vyšší, než na jaké byly dimenzovány.



Obr. 29 – Nejvyšší dosažené zatížení

11 Seznam použité literatury

- 1) DREXLER, Jan. Pevnost a zkoušky leteckých konstrukcí: zkoušení leteckých konstrukcí. Brno: Vojenská akademie Antonína Zápotockého, 1965. Učební texty vysokých škol (Vojenská akademie Antonína Zápotockého).
- 2) STREAM-02-00-00-AS-R00_Typovy_navrh_STREAM-UL

12 Seznam obrázků

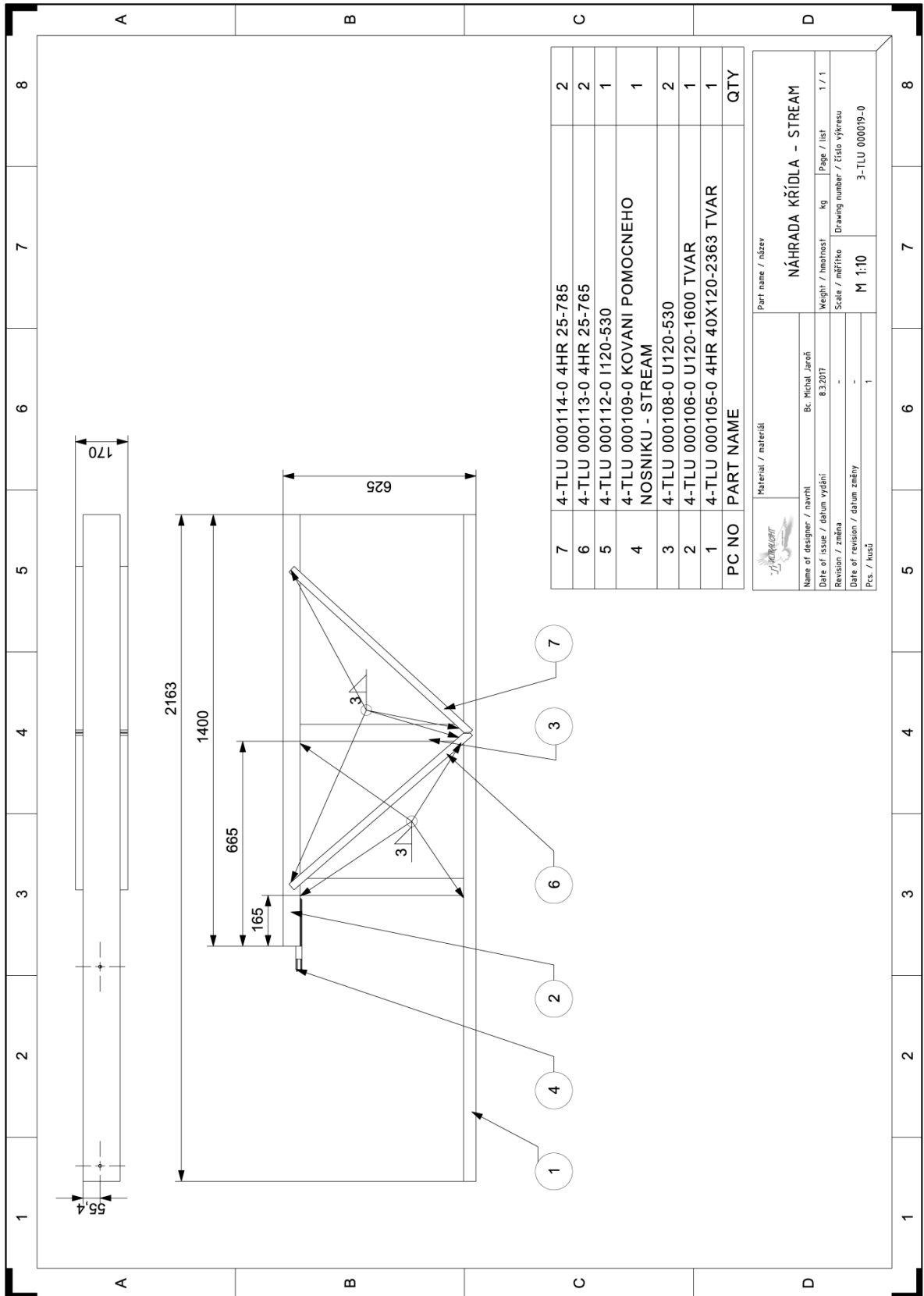
Obr. 1 – Zatížení náhrady VOP pomocí vahadla	14
Obr. 2 – Zatěžovací hydraulický válec	15
Obr. 3 – Stream_SA-28_11_2014-15	16
Obr. 4 – Letoun STREAM.....	16
Obr. 5 – Hlavní rozměry letounu STREAM	19
Obr. 6 – Rozbor těžiště pohonné soustavy	21
Obr. 7 – Pozice a směr zatěžovacích sil - bokorys.....	22
Obr. 8 - Pozice a směr zatěžovacích sil – nárys	22
Obr. 9 – Souřadnicový systém zkušebního zatížení Kábrt	23
Obr. 10 - Pozice kleštiny na SOP	24
Obr. 11 – Rozvržení zkušebních přípravků - půdorys.....	27
Obr. 12 – Rozvržení zkušebních přípravků – izometrický pohled	28
Obr. 13 – Místo uchycení náhrady křídla k trupu	28
Obr. 14 – Ohybový moment na hlavním nosníku	29
Obr. 15 – Uložení čepu.....	30
Obr. 16 – Čep křídla, červeně označeny střižné roviny	30
Obr. 17 – čepy po zkoušce	31
Obr. 18 – Kleština centroplánu	31
Obr. 19 - Výsledná podoba přípravku	32
Obr. 20 – Kleština SOP	32
Obr. 21 – Přípravek motorového lože.....	33
Obr. 22 – Připojení náhrady VOP k trupu + detail	34
Obr. 23 – Analýza vetknutého nosníku	35
Obr. 24 – Výpočet reakcí v podporách nosníku	36
Obr. 25 – Přední čep závěsu VOP.....	37
Obr. 26 – Uchycení náhrad pilota	38
Obr. 27 – Zkouška trupu – pohled shora.....	40
Obr. 28 – Přenesení požadovaného zatížení.....	41
Obr. 29 – Nejvyšší dosažené zatížení	41

13 Seznam tabulek

Tabulka 1 – Rozbor těžiště pohonné soustavy.....	21
Tabulka 2 – Pozice a směr zatěžovacích sil	22
Tabulka 3 – Zkušební zatěžovací případy.....	23
Tabulka 4 - Případ 6 konfigurace III.....	24
Tabulka 5 - Případ 6 konfigurace II.....	24
Tabulka 6 - Případ 7 konfigurace I.....	25
Tabulka 7 - Případ 23 konfigurace IV	25
Tabulka 8 – Poloha podepření přípravku křídla a maximální zatížení hlavního profilu přípravku	29

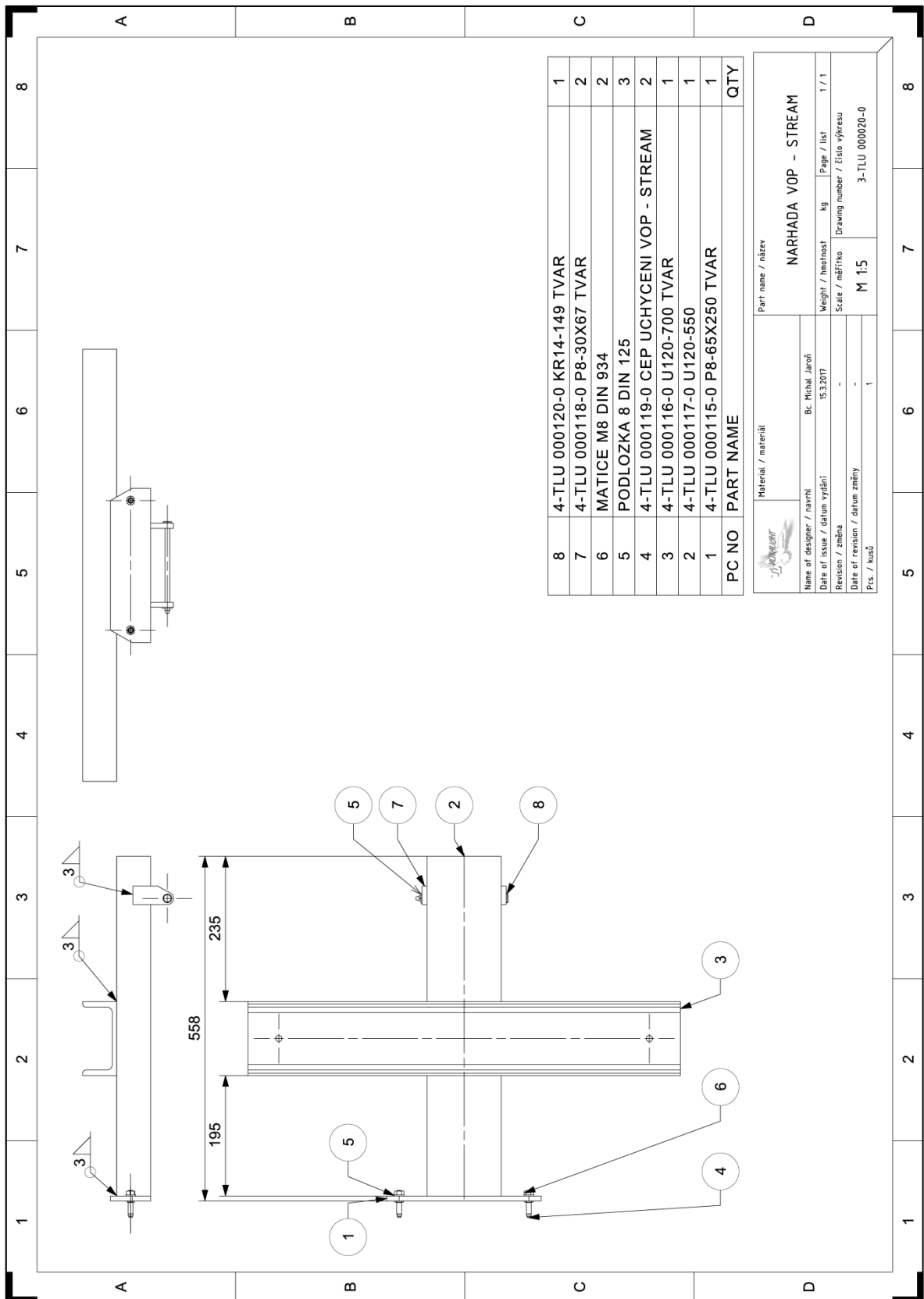
14 Seznam příloh

Příloha 1 – 3-TLU 000019-0 NÁHRADA KŘÍDLA - STREAM	46
Příloha 2 – TLU 000020-0 NÁHRADA VOP – STREAM	47
Příloha 3 – TLU 000017-0 PŘÍPRAVEK ZKUŠEBNÍ LOŽE – STREAM.....	48
Příloha 4 – 3-TLU 000017-0 RÁM SEDAČKY - STREAM.....	49

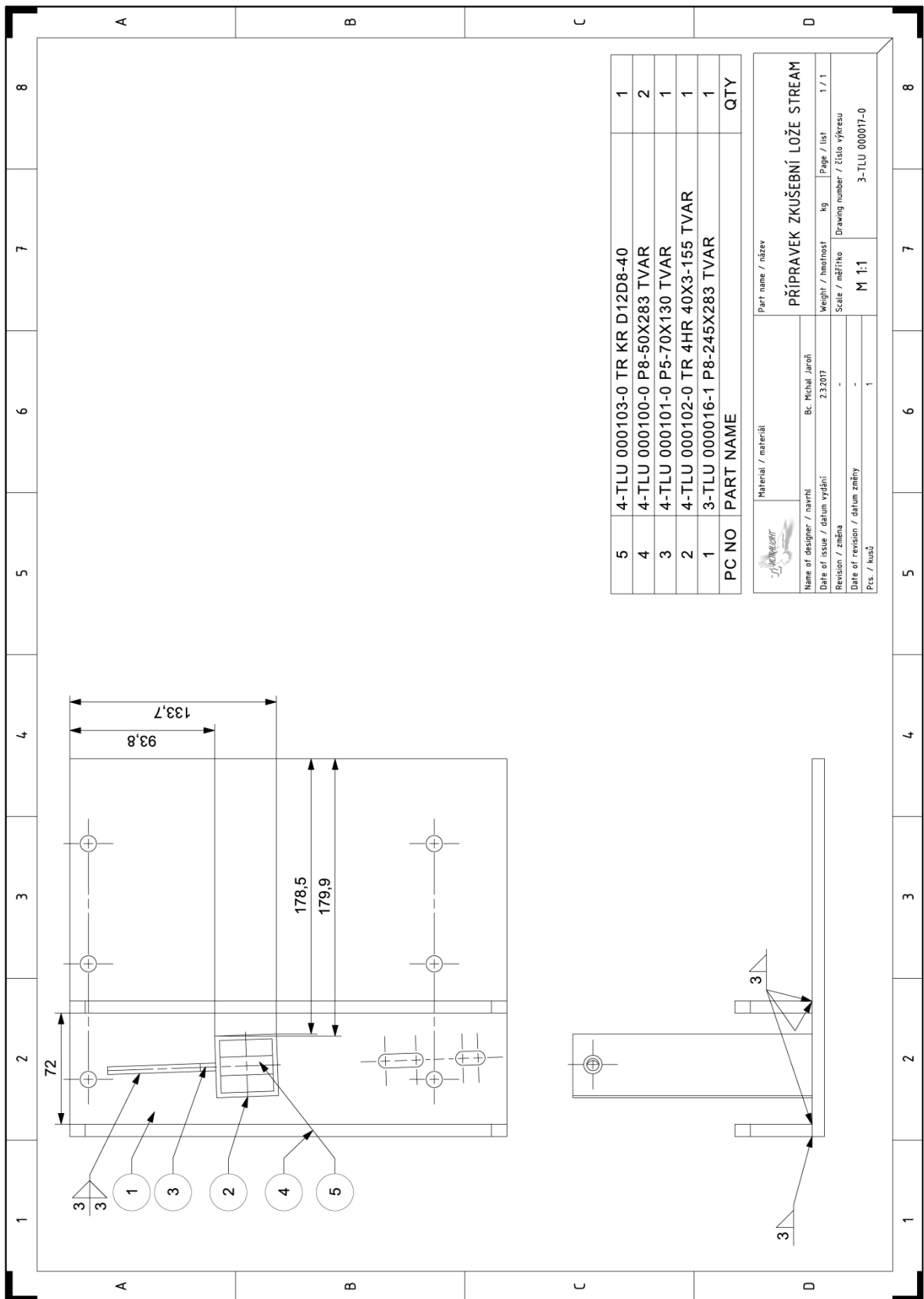


Material / materiál		Part name / název	
Name of designer / návrh		NÁHRADA KŘÍDLA - STREAM	
Date of issue / datum vydání		Weight / hmotnost	Page / list
Revision / změna		kg	1 / 1
Date of revision / datum změny		Scale / měřítko	Drawing number / číslo výkresu
Pcs. / kusů		M 1:10	3-TLU 000019-0

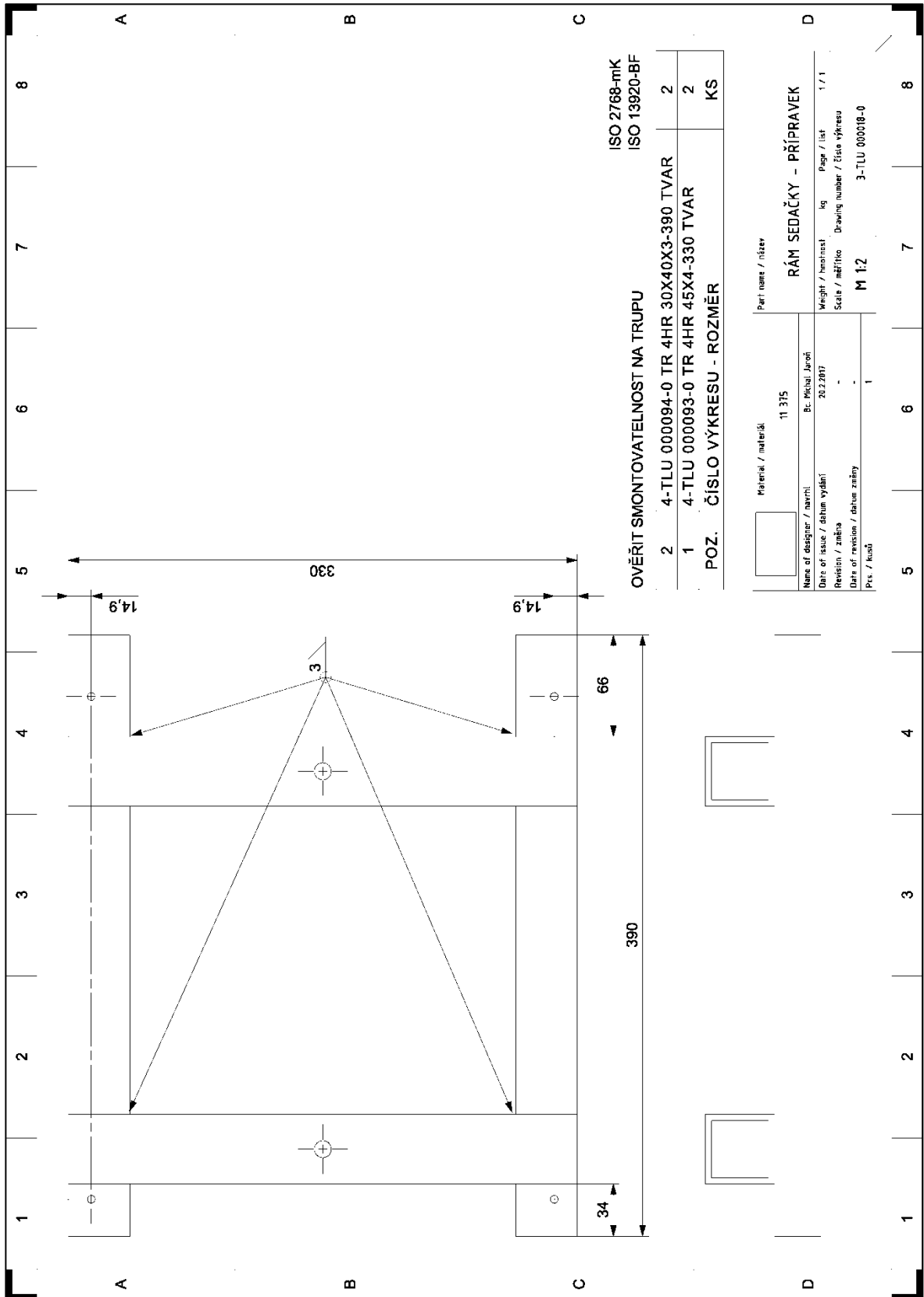
Příloha 1 – 3-TLU 000019-0 NÁHRADA KŘÍDLA - STREAM



Příloha 2 – TLU 000020-0 NÁHRADA VOP – STREAM



Příloha 3 – TLU 000017-0 PŘÍPRAVEK ZKUŠEBNÍ LOŽE – STREAM



Příloha 4 – 3-TLU 000017-0 RÁM SEDAČKY - STREAM