VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH ÚPRAV LETOUNU VUT 001 MARABU S POHONEM VODÍKOVÝMI PALIVOVÝMI ČLÁNKY A BATERIEMI

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE Bc. KAROL BENCALÍK
AUTHOR

BRNO 2009

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH ÚPRAV LETOUNU VUT 001 MARABU S POHONEM VODÍKOVÝMI PALIVOVÝMI ČLÁNKY A BATERIEMI

DESIGN OF THE AIRCRAFT VUT 001 MARABU MODIFICATION POWERED BY HYDROGEN FUEL
CELLS AND BATTERIES

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE Bc. KAROL BENCALÍK
AUTHOR

VEDOUCÍ PRÁCE doc. Ing. JIŘÍ HLINKA, Ph.D.
SUPERVISOR

BRNO 2009

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav
Akademický rok: 2008/2009

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

student(ka): Bc. Karol Bencalík

který/která studuje v **magisterském navazujícím studijním programu**

obor: **Stavba letadel (2301T039)**

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

Návrh úprav letounu VUT 001 MARABU s pohonem vodíkovými palivovými články a bateriemi

v anglickém jazyce:

Design of the Aircraft VUT 001 MARABU Modification Powered by Hydrogen Fuel Cells and Batteries

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Navrhněte přestavbu letounu VUT 001 MARABU na letoun s pohonem vodíkovými palivovými články. Pro pohon využijte elektrickou energii dodávanou kombinací vodíkových palivových článků a akumulátorů (baterií).
Zpracujte přehled současných, na trhu dostupných komponent pro pohon letounu. Zejména: vhodného elektromotoru, akumulátorů/baterií a agregátů pro přeměnu energie vodíku v elektrickou energii (Fuel Cells). Uvažujte, že pro zvýšení výkonu při startu je energie palivových článků doplněna energií z akumulátorů/baterií.
Proveďte koncepční návrh přestavby letounu VUT 001 MARABU, hmotnostní a centrážní rozbor, stanovte letové výkony a proveďte kontrolu stability. Proveďte konstrukční návrh uchycení elektromotoru ke stávající konstrukci.

Cíle diplomové práce:

Cílem je návrh modifikace letounu VUT 001 MARABU s nekonvenčním pohonem.
Výstupy budou mimo samotnou textovou část práce obsahovat také:
- třípohledový výkres letounu (muška)
- schematické zobrazení zastavěných prvků pohonu v letounu
- další grafickou dokumentaci podle zadání a doporučení vedoucího diplomové práce

Seznam odborné literatury:

[1] Jane's: All the World's Aircraft, Jane's Information Group Limited, UK
[2] Daněk, V.: Projektování letadel, skriptum FSI VUT v Brně, Letecký ústav, 1993
[3] Raymer, D. P. Aircraft Design: A Conceptual Approach, American Institute of Aeronautics and Astronautics, USA, 1992
[4] Certification Standards: Very Light Aircraft - CS-VLA , EASA.

Vedoucí diplomové práce: doc. Ing. Jiří Hlinka, Ph.D.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2008/2009.

V Brně, dne 20.11.2008

L.S.

prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc. Ředitel ústavu	doc. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc. Děkan fakulty

Vysoké učení technické v Brně	Fakulta strojního inženýrství
	Letecký ústav

POPISNÝ SOUBOR ZÁVĚREČNÉ PRÁCE

Autor:	Bc. Karol Bencalík
Název práce:	Návrh úprav letounu VUT 001 MARABU s pohonem vodíkovými palivovými články a bateriemi
Název práce anglicky:	Design of the Aircraft VUT 001 MARABU Modification Powered by Hydrogen Fuel Cells and Batteries
Anotace závěrečné práce:	Obsahem diplomové práce je návrh přestavby letounu VUT 001 Marabu na pohon pomocí palivových článků a akumulátorů. Byl sestaven přehled komponentů dostupných na trhu, jejich zástavby do letounu společně s konstrukčním návrhem uchycení elektromotoru ke stávající konstrukci. Práce dále obsahuje hmotnostní a centrážní rozbor stanovení letových výkonů a kontrolu stability.
Anotace závěrečné práce ENG:	The main topic of this thesis is a design of VUT 001 airplane fuel transformation by means of fuel cells and storage batteries. A list of components available on the market was drawn up, their building in the airplane and the engineering design for mounting the electric motor into the structure. The thesis also includes the mass and centering analysis of flight performance and stability control.
Klíčová slova:	Letadlo, palivový článek, vodík, motor, akumulátor, motorové lože, elektrická energie, vodíková nádrž, měnič, převodník
Klíčová slova ENG:	Airplane, Fuel cell, hydrogen, motor, storage battery, engine bed, electric energy, hydrogen tank, inverter, converter
Typ závěrečné práce:	Diplomová práce
Datový formát elektronické verze:	pdf
Jazyk práce:	čeština
Přidělovaný titul:	Ing.
Vedoucí závěrečné práce:	doc. Ing. Jiří Hlinka, Ph.D
Škola:	Vysoké učení technické v Brně
Fakulta:	Fakulta strojního inženýrství

Vysoké učení technické v Brně | Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

POPISNÝ SOUBOR ZÁVĚREČNÉ PRÁCE

Ústav/ateliér:	Letecký ústav
Studijní program:	Strojní inženýrství
Studijní obor:	Stavba letadel

PROHLÁŠENÍ AUTORA O PŮVODU PRÁCE:

Místopřísežně prohlašuji, že jsem byl seznámen s předpisy pro vypracování diplomové práce a že jsem celou diplomovou práci včetně příloh vypracoval samostatně s použitím uvedené literatury.

V Brně 25.4.2009 ……..

Jméno

PODĚKOVÁNÍ:

Touto cestou bych rád poděkoval vedoucímu mé diplomové práce doc. Ing. Jiřímu Hlinkovi, Ph.D. za ochotu, čas, trpělivost a příkladné vedení, dále pak Ing. Tomáši Katrňákovi, Ing. Róbertovi Šošovičkovi, Ph.D a Ing. Janu Šplíchalovi, Ph.D za ochotu a cenné rady během konzultací. V neposlední řadě děkuji i rodině za podporu během celého studia.

Obsah

Použité symboly ... 5
1.0 ÚVOD ... 10
2.0 VODÍKOVÝ POHON ... 11
2.1 Vodík ... 11
2.2 Princip palivového článku ... 12
3.0 LETECKÉ APLIKACE ... 13
4.0 LETOUN VUT 001 MARABU ... 16
5.0 LETOVÉ VÝKONY ... 18
5.1 Statistické podklady ... 18
5.2 Požadované letové výkony pro letoun VUT 001 MARABU FC ... 19
5.3 Požadovaný výkon FC pro stoupavý let ... 24
5.4 Požadovaný výkon FC pro ustálený horizontální let ... 24
6.0 KOMPONENTY POHONU ... 25
6.1 Motor ... 25
6.2 DC/AC invertor ... 27
6.3 DC/DC konvertor ... 27
6.4 Fuel Cell ... 28
6.5 Akumulátory ... 29
6.6 Nádrž na palivo ... 35
6.7 Souhrn vybraných komponent ... 36
7.0 LETOVÉ VÝKONY ... 38
7.1 Rozjezd ... 38
7.2 Horizontální let ... 43
7.3 Přistání ... 44
8.0 KONSTRUKČNÍ ŘEŠENÍ ... 49
8.1 Konstrukční uspořádání 1 ... 49
8.2 Konstrukční uspořádání 2 ... 50
8.3 Konstrukční uspořádání 3 ... 51
8.4 Konstrukční uspořádání 4 ... 52
8.5 Zhodnocení konstrukčních řešení ... 53

9.0 HMOTNOSTNÍ A CENTRÁŽNÍ ROZBOR 54
8.7 Centrážní rozbor vybraného řešení 58
10.0 STABILITA LETOUNU 61
10.1 Statická zásoba s pevným řízením 61
10.2 Statická zásoba s volným řízením 64
10.3 Přehled výsledků 66
11.0 VÝPOČET OBÁLKY ZATÍŽENÍ 67
11.1 Letová obálka původního letounu 67
11.2 Letová obálka letounu s FC pohonem 74
11.3 Zhodnocení 82
12.0 NÁVRH MOTOROVÉHO LOŽE 83
12.1 Požadavky normy na zatížení 83
12.2 Výpočet zatížení 85
12.3 Početní zatížení 89
12.4 MKP model 90
12.5 Materiál lože 91
12.6 Zatížení konstrukce 92
12.6 Výsledky zatížení motorového lože 94
13.0 ZÁVĚR 98
Vysvětlivky 99
LITERATURA 100
PŘÍLOHY 101
Deformace motorového lože 103
Kombinované namáhání motorového lože 109
Síly v závěsech 115

Použité symboly

a	[1/rad]	Sklon vztlakové čáry letounu
a_{K-T}	[1/rad]	Sklon vztlakové čáry K-T
a_{SOP}	[1/rad]	Sklon vztlakové čáry SOP
a_t	[m/s^2]	Zrychlení
a_{VOP}	[1/rad]	Sklon vztlakové čáry VOP
C	[Ah]	Kapacita akumulátoru
c	[$\%c_{SAT}$]	Cetráž
c_0	[m]	Tětiva kořenového profilu
C_{5min}	[Ah]	Kapacita akumulátorů na 5 min letu
c_D	[-]	Součinitel odporu letounu
$c_{D\ dos}$	[-]	Součinitel odporu při dosednutí
$c_{D\ letounu}$	[-]	Součinitel odporu letounu
$c_{D\ LOF}$	[-]	Součinitel odporu při odlepení
$c_{D\ v2}$	[-]	Součinitel odporu při bezpečné rychlosti
$c_{Dpř}$	[-]	Součinitel odporu při přistání
c_{DRef}	[-]	Referenční součinitel odporu
$c_{H\ \alpha}$	[-]	Derivace součinitele závěsového momentu VK podle úhlu náběhu VOP:
c_k	[m]	Tětiva koncového profilu
c_L	[-]	Součinitel vztlaku letounu
$c_{L\ dos}$	[-]	Součinitel vztlaku při dosednutí
$c_{L\ letounu}$	[-]	Součinitel vztlaku letounu
$c_{L\ LOF}$	[-]	Součinitel vztlaku při odlepení
$c_{L\ př}$	[-]	Součinitel vztlaku při přistání
$c_{L\ Ref}$	[-]	Referenční součinitel vztlaku
$c_{L\ v2}$	[-]	Součinitel vztlaku při bezpečné rychlosti
$c_{L\ VOP\ \delta vk}$	[-]	Derivace součinitele vztlaku VOP podle výchylky VK
$c_{L\ \delta}$	[-]	Derivace součinitele vztlaku letounu podle výchylky VK
$c_{L\ \delta lk\ =0°}$	[-]	Součinitel vztlaku - hor. Let
$c_{L\ \delta lk\ =10°}$	[-]	Součinitel vztlaku - vzlet
$c_{L\ \delta lk\ =35°}$	[-]	Součinitel vztlaku - přistání
c_{lich}	[m]	Tětiva lichoběžníkové části křídla
c_{SAT}	[m]	Střední aerodynamická tětiva
c_{STG}	[m]	Střední geometrická tětiva

D	[N]	Odpor letounu
$D_{střední}$	[N]	Střední odpor
D_{LOF}	[N]	Odpor při odlepení
$D_{př}$	[N]	Odpor při přistání
D_{Ref}	[N]	Odpor při referenční rychlosti
$D_{stř}$	[N]	Střední odpor
D_{v2}	[N]	Odpor při bezpečné rychlosti
D_{vr}	[m]	Průměr vrtule
E	[Wh]	Spotřebovaná energie
f	[-]	Koeficient bezpečnosti
$F_{střední}$	[N]	Střední tah
f_k	[-]	Faktor uvolnění výškového kormidla
F_p	[N]	Potřebný tah
$f_{př}$	[-]	Součinitel tření při přistání
f_r	[-]	Součinitel tření při startu
F_x	[N]	Síla v ose x
F_y	[N]	Síla v ose y
F_z	[N]	Síla v ose z
G	[N]	Gravitační síla
g	[m/s^2]	Gravitační zrychlení
G_g	[Nm]	Gyroskopický moment
H	[m]	Výška překážky
H_{vr}	[$kg \cdot m^2/s$]	Moment hybnosti vrtule
I	[A]	El. proud
I_k	[A]	Proud na konci vybíjení
I_v	[A]	Vybíjecí proud
I_{vr}	[$kg \cdot m^2$]	Moment setrvačnosti vrtule
I_z	[A]	Proud na začátku vybíjení
J	[-]	Rychlostní poměr
k	[-]	Klouzavost
K_{Ftr}	[-]	Faktor vlivu trupu
k_g	[-]	změkčující součinitel
k_g	[-]	Změkčující součinitel
k_{VOP}	[-]	Součinitel snížení kinetického tlaku na VOP
L	[N]	Vztlak
l	[m]	Celková délka vzletu
l^*_{VOP}	[m]	Vzdálenost A.S. letounu a A.S. VOP
l_a	[m]	Vzdušná dráha letu

L_F	[m]	Vzdálenost mezi A.S. $_{K-T}$ a špičkou trupu
L_F	[m]	Poloha A.S. křídla od špičky letounu
l_g	[m]	Pozemní dráha vzletu
L_{tr}	[m]	Délka trupu
L_{tr}	[m]	Délka trupu letounu
l_{VOP}	[m]	Vzdálenost mezi A.S. $_{K-T}$ a A.S. $_{VOP}$
l_{VOP}	[m]	Vzdálenost mezi A.S. $_{K-T}$ a těžištěm letounu
m	[kg]	Hmotnost letounu
M_k	[Nm]	Kroutící moment
m_{ms}	[kg]	Hmotnost motorové sestavy (motor +vrtule)
m_{pal}	[kg]	Hmotnost paliva
m_s	[kg]	Hmotnost vrtule a motoru
m_{TOW}	[kg]	Maximální vzletová hmotnost
m_{vr}	[kg]	Hmotnost vrtule
M_x	[Nm]	Moment kolem osy x
M_y	[Nm]	Moment kolem osy y
M_z	[Nm]	Moment kolem osy z
n	[1/s]	Otáčky vrtule
n_{KL-}	[-]	Záporný násobek při vysunutých klapkách
n_{KL+}	[-]	Kladný násobek při vysunutých klapkách
n_{Vc-}	[-]	Záporný násobek při V_c
n_{Vc+}	[-]	Kladný násobek při V_c
n_{VD-}	[-]	Záporný násobek při V_D
n_{VD+}	[-]	Kladný násobek při V_D
P_{min}	[W]	Minimální potřebný výkon
P_p	[W]	Potřebný výkon
$P_{stouopací}$	[W]	Výkon požadovaný pro stoupání
P_{UHL}	[W]	Výkon potřebný na UHL pomocí FC
$P_{UHL\ Ak}$	[W]	Výkon potřebný na UHL pomocí akumulátorů
P_{vrtule}	[W]	Výkon na vrtuli
R_m	[MPa]	Napětí na mezi Kluzu
$R_{P0,2}$	[MPa]	Napětí na mezi pevnosti
S	[m^2]	Plocha křídla
S	[m]	Celková dráha při přistání
S_1	[m]	Vzdušná dráha letu při přistání
S_2	[m]	Dráha přechodového oblouku
S_3	[m]	Pozemní dráha při přistání

S_{pr}	[m^2]	Plocha prutu
S_{SOP}	[m^2]	Plocha SOP
t	[s]	Čas
tan(γ)	[rad]	Sestupový úhel
$t_{myx.P}$	[s]	Čas max. výkonu
t_{p+v}	[s]	Čas na pojíždění a pozemní čas vzletu
t_{teor}	[s]	Teoretický čas stoupání
U	[V]	El. napětí
U_{de}	[m/s]	rychlost poryvu
U_m	[V]	Napětí měniče
V	[m/s]	Rychlost letu
V_2	[m/s]	Bezpečná rychlost letu
V_A	[m/s]	Návrhová obratová rychlost
V_c	[m/s]	Cestovní rychlost
V_D	[m/s]	Návrhová rychlost strmého sestupného letu
V_G	[m/s]	Návrhová obratová rychlost na zádech
V_{KL}	[m/s]	Návrhová obratová rychlost s vysunutými klapkami
V_{LOF}	[m/s]	Rychlost odlepení
V_p	[m/s]	Rychlost přistání
V_{Ref}	[m/s]	referenční rychlost
V_{s0}	[m/s]	Pádová rychlost s vytaženými klapkami
V_{SF}	[m/s]	Pádová rychlost s vysunutými klapkami
V_{SG}	[m/s]	Pádová rychlost na zádech
V_V	[dm^3]	Objem
$\bar{V}_{VOP}$	[-]	Mohutnost VOP
V_z	[m/s]	Stoupací rychlost
$\bar{x}'_A$	[-]	Poloha aerodynamického středu letounu s volným řízením
$\bar{x}_A$	[-]	Poloha aerodynamického středu letounu s pevným řízením
$\bar{x}_{K-T}$	[-]	Poloha těžiště K-T
$\bar{x}_T$	[-]	Poloha těžiště letounu
x_T	[m]	Poloha těžiště ke špičce letounu
$x_{T\ K-T}$	[m]	Poloha těžiště K-T
ΔP	[W]	Přebytek tahu
$\Delta\bar{x}_{A\ VOP}$	[-]	Příspěvek VOP k aerodynamickému středu letounu
η	[-]	Účinnost
$\eta_{DC/AC}$	[-]	Účinnost DC/AC převodníku
$\eta_{DC/DC}$	[-]	Účinnost DC/DC měniče

η_{motoru}	[-]	Účinnost motoru
η_{Vrtule}	[-]	Účinnost vrtule
λ	[-]	Štíhlost prutu
ρ_0	[kg/m^3]	Hustota vzduchu
σ'_s	[-]	Zásoba podélné statické stability s volným řízením
σ_{kr}	[MPa]	Kritické napětí prutu
σ_s	[-]	Zásoba podélné statické stability s pevným řízením

1.0 ÚVOD

Většina dopravních prostředků je v dnešní době poháněna spalovacími motory. Tento pohon je nám znám již poměrně dlouho a je na vysokém vývojovém stupni. Palivem pro tyto motory jsou většinou fosilní paliva, ať už jde o benzín, naftu nebo propan-butan. Tyto zdroje však nejsou nevyčerpatelné a nesou s sebou značné nevýhody v podobě škodlivých emisí. V poslední době se proto začíná věnovat velká pozornost alternativním zdrojům paliva. Pohon elektrickou energií se zdá být dobrou náhradou, otázkou však zůstává, jak elektrickou energii co nejefektivněji vyrábět. Jako jedna z nadějných se jeví výroba pomocí vodíkových článků. V automobilovém průmyslu se již začala objevovat vozidla s vodíkovým nebo hybridním pohonem. V současné době v Evropě testuje firma Ford hybridní vůz (obr. 1) s vodíkovým pohonem.

Obr. 1 Ford

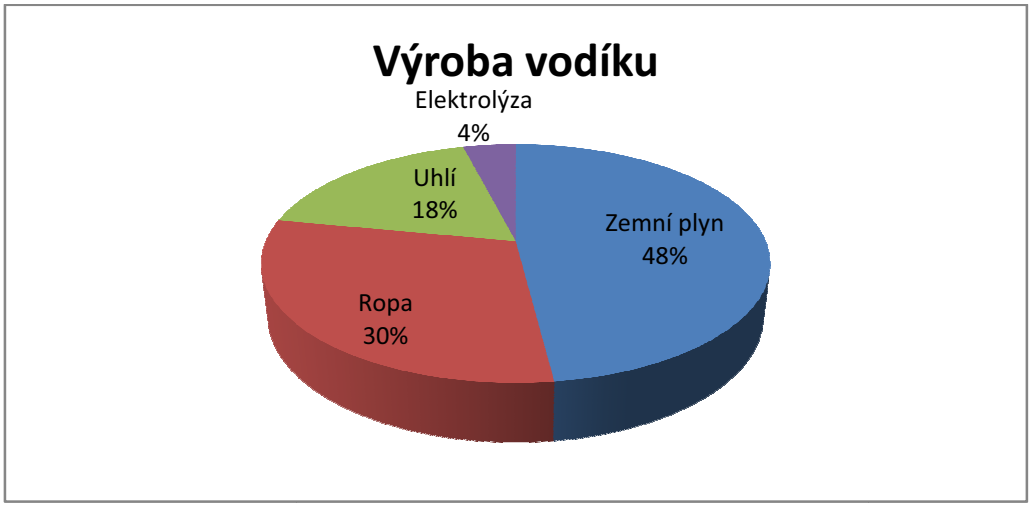
Obr. 2 Toyota

Toto vozidlo je poháněno 2 asynchronními motory, které jsou napájeny z baterií. Jakmile baterie dosáhne 40% kapacity, tak se automaticky zapne soustava 220 vodíkových článků, které baterie znovu dobíjí. Baterie lze pomocí přípojky dobíjet i z běžné sítě. Ford není však jedinou automobilkou, která se myšlenkou palivových článků zabývá. Na vodíkovém pohonu pracují i firmy BMW, Mazda, Honda a další. Firma Toyota vyvinula vozidlo (obr. 2), které na jedno naplnění nádrže ujede až 830km. Nevýhodou však nadále zůstává vysoká cena, životnost palivových článků a nedostatečná síť čerpacích stanic na vodík, která je kvůli dostupnosti vozidel na nízké úrovni.

2.0 VODÍKOVÝ POHON

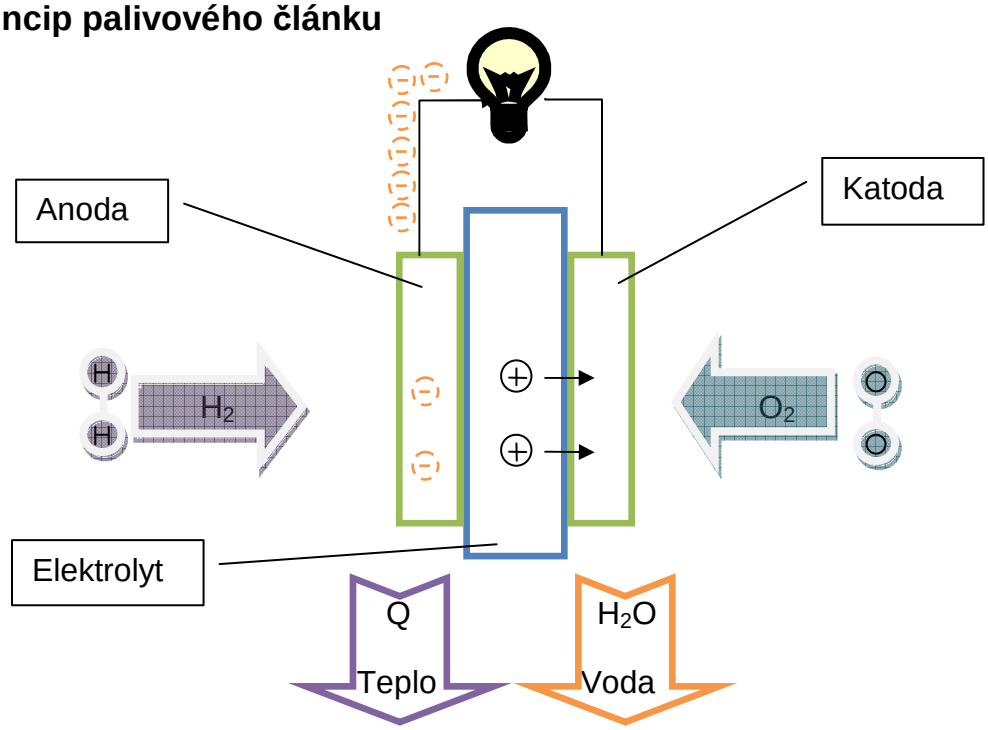
2.1 Vodík

Vodík je nejjednodušší prvek ze všech prvků. V přírodě se nevyskytuje samostatně, ale pouze ve sloučeninách s jinými prvky. Sloučeni vytváří se všemi prvky kromě vzácných plynů. Je to lehký plyn bez barvy, chuti nebo zápachu. Je 14x lehčí než vzduch. Zajímavou vlastností vodíku je i jeho rozpustnost v některých kovech jako platina nebo paladium, které je schopné pojmout vodík až do 850 násobku svého vlastního objemu. Vodík je charakteristický svou hořlavostí. Lze ho skladovat buď stlačený, nebo v kapané formě při teplotě alespoň -252,9 ℃. Kvůli velikosti svých molekul proniká i některými kovy a porézními dělícími stěnami. Pro nás je však největší výhodou to, že při spalování vodíku a kyslíku dochází k produkci energie za současného vzniku pouze ekologicky nezávadné vody a tepla. Nevýhodou použití vodíku jako zdroje pohonu je, že většina dnes vyráběného vodíku pochází z fosilních paliv a pouze malá část je vyráběna elektrolýzou (Obr. 3).



Obr. 3 Zdroje pro výrobu vodíku

2.2 Princip palivového článku



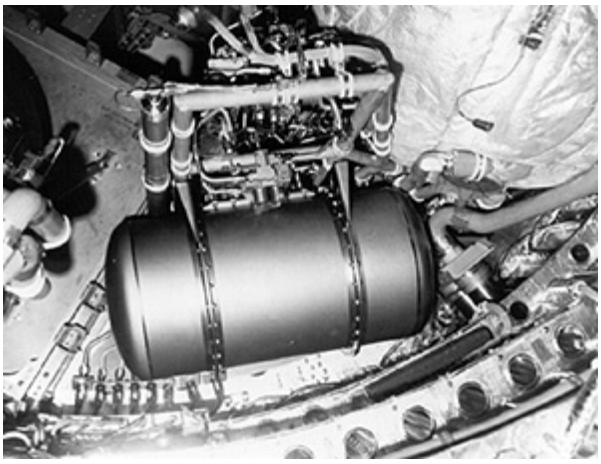
Obr. 4 Princip palivového článku

Elektrickou energii získáme v palivovém článku elektrochemickou reakcí (obr. 4). Pro tuto reakci je palivem vodík a okysličovadlem kyslík, který je většinou získáván z okolního vzduchu. Vodík je předváděn na anodu a zde se za pomocí katalyzátoru štěpí na protony a elektrony. Elektrony procházejí přes vodiče na katodu, a vytvářejí tak elektrický proud. Protony procházejí přes elektrolyt ke katodě. Na katodě za pomoci katalyzátoru reagují protony s přiváděným kyslíkem a tím vzniká voda. Výsledkem celé reakce tedy nejsou žádné škodlivé látky zatěžující životní prostředí. Jako další vedlejší produkt vzniká v palivovém článku značné množství tepla, které se musí odvádět přes chladící soustavu pryč. Palivový článek je principielně podobný baterii. Délka provozu palivového článku je však závislá pouze na dodávce paliva a je teoreticky časově neomezená. Délka provozu baterie je omezena velikostí její náplně.

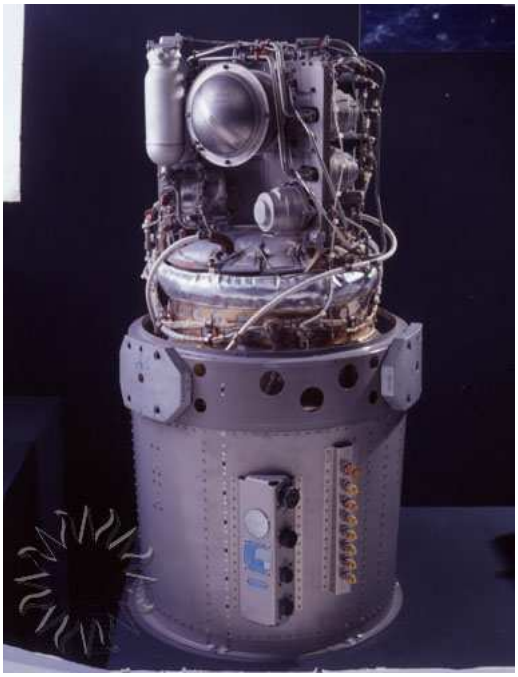
Výhody:	Nevýhody:
+ Vysoká teoretická účinnost	- Cena
+ Nenáročné na údržbu	- Životnost
+ Žádné znečištění přírody	- Zásobování plynem

3.0 LETECKÉ APLIKACE

Palivové články (FC - Fuel Cell) však nejsou v letectví žádnou novinkou, byly použity již v šedesátých letech. Příkladem může být aplikace v programech Gemini (rok 1965) (obr.5) (http://americanhistory.si.edu/fuelcells/pem/pem3.htm) a Apollo. Energetická jednotky článek z Apolla byla složena z 31 jednotlivých sériově zapojených palivových článků. Jmenovitý výkon byl 563 – 1420W špičkový výkon až 2300W. Palivový článek (Obr. 6) byl z titanu, niklu a nerezové oceli (http://www.nasm.si.edu/exhibitions/attm/a11.jo.fc.2.html). V leteckém průmyslu se však začínají objevovat i další aplikace. Jednou z nich je možnost použití jako pomocných energetických jednotek (APU), které mohou za letu sloužit jako záložní zdroj elektrické energie. Přes zjevné výhody vyplývající z pohonu pomocí vodíkových článků je pro ně jako pohon letadel jen omezené využití. Největším problémem je poměrně vysoká hmotnost celé soustavy.



Obr. 5 Palivový článek z Gemini



Obr. 6 Palivový článek z Apolla

Jako první letoun poháněný palivovými články vzlétl dne 2.4 2008 v Madridu letoun firmy Boeing (obr.7 a 8). Jednalo se o zástavbu vodíkového pohonu do letounu HK36 Super Dimona, kterou vyrábí firma Diamond Aircraft. Pohon byl tvořen PEM Fuel Cell propulsion systémem o výkonu 50 kW.

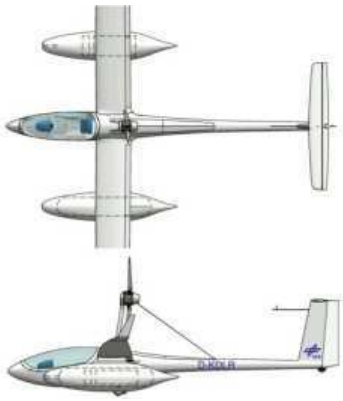
Obr. 7 Schéma vodíkového pohonu

Obr. 8 HK36 po úpravě s FC

Dalším letounem na vodíkový pohon by měl být Antares DLR H2 (obr. 9 a obr. 10). Mělo by se jednat o upravený motorizovaný kluzák, který byl původně poháněn pomocí baterií. Palivové články by dávaly výkon 25 kW, vodíkové nádrže jsou podvěšeny pod křídly v aerodynamických gondolách.

(http://www.hydrogen-motors.com/hydrogen/tag/hydrogen-airplane/)

Obr. 9 Antares DLR H2



Obr. 10 Antares DLR H2

V použitelnosti palivových článků k pohonu letadel existuje mnoho konceptů, které jsou více či méně použitelné. Z těchto koncepcí jsem na porovnání vybral čtyři nejnadějnější. Ve všech čtyřech konceptech je kyslík odebírán z okolního vzduchu, který byl přivedením do FC již stlačen v kompresoru a byl ochlazen po kompresy. Rozdíl mezi těmito technologiemi je ve způsobu získání a uskladnění vodíku.

1) Stlačený vodík (PEMFC - Proton Exchange Membrane Fuel Cell)
   Vodík je uskladněn v tlakové nádobě při pokojové teplotě. Z nádoby je přiváděn do FC. Jako elektrolyt je použita polymerická membrána. Membrána je fluorovaná a jako katalyzátor se používá platina. Výhodou je, že není potřebné žádné zařízení na přeměnu paliva.

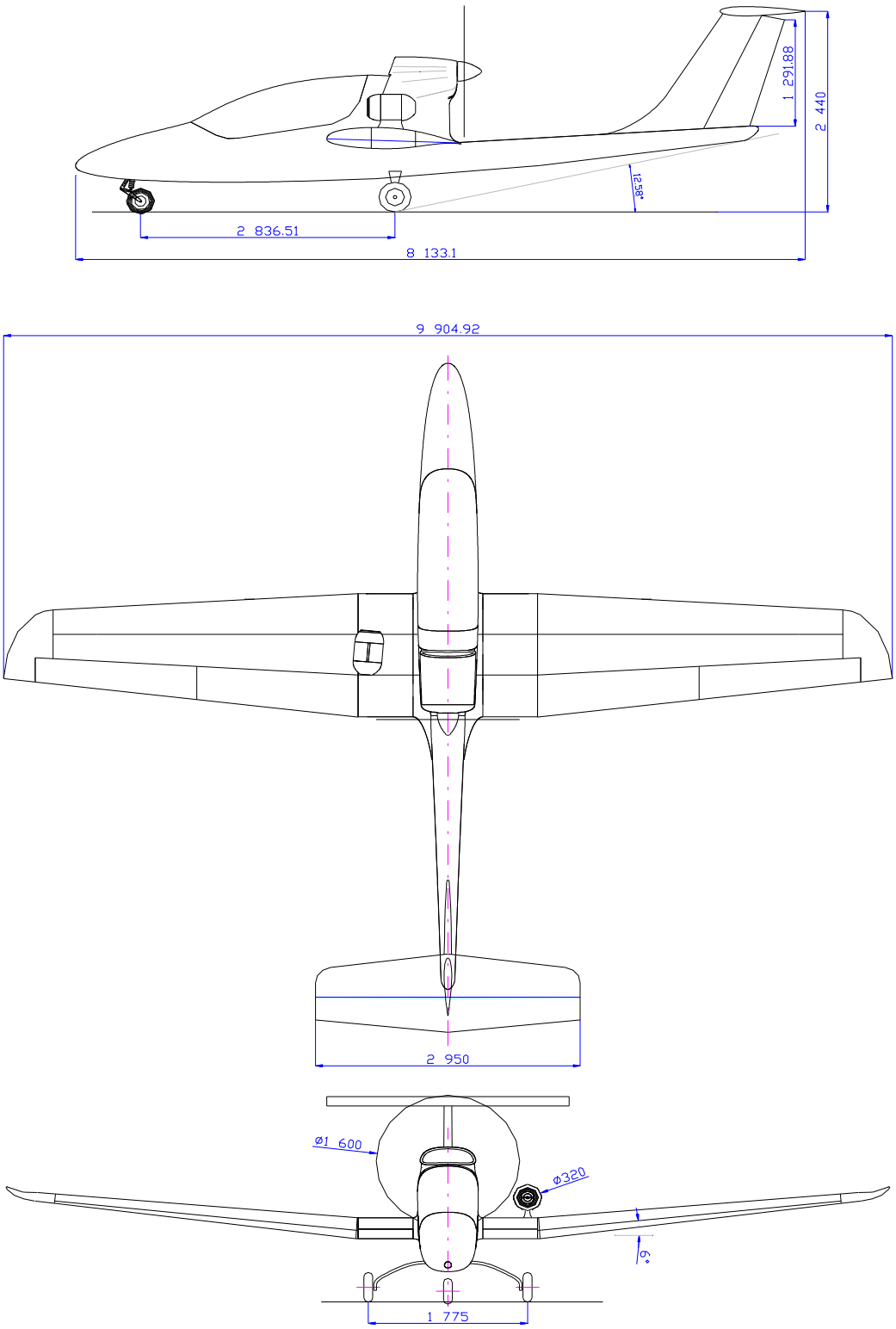
2) Kapalný vodík (liquid hydrogen-fuelled)
   Vodík musí být izolován a uskladněn v kryogenické nádobě. Před vstupem do FC se však musí vodík upravit. Musí projít přes tepelný výměník, kde se vypařuje a následně přes zvlhčovač, kde se před vstupem do palivového článku zvlhčuje. Nevýhodou je nutnost přítomnosti zařízení na chlazení nádrže a na přeměnu paliva, což zvyšuje hmotnost a složitost.

3) Metanolový systém (DMFC - Direct Metanol Fuel Cell)
   Metanol je přiváděn přímo do FC, kde probíhá přímá přeměna na vodík. Tato vlastnost eliminuje nutnost zařízení na zpracování paliva. Výhodou je, že metanol je kapalný za pokojové teploty, která je vhodná na manipulaci.

4) Systém SOFC (Solid Oxide Fuel Cell)
   Turbínový hybrid s kapalným metanem jako palivem. Metan je v článcích přeměněn na vodík a kysličník uhelnatý, které lze oba použít jako palivo. Přebytečný a vzduch je spalován a expanduje v turbíně. Tato technologie je však na nízkém vývojovém stupni.

S ohledem k námi požadované vlastnosti pohonu na co nejmenší hmotnost a vysokou spolehlivost volím pro pohon letounu systém PEMFC.

4.0 LETOUN VUT 001 MARABU



Obr. 11 3-pohledový výkres letounu VUT 001 Marabu

Letoun VUT 001 Marabu je dvousedadlový jednomotorový středoplošník smíšené konstrukce. Trup je tvořen kompozitovou konstrukcí a křídlo je celokovové. Pohonnou jednotku tvoří motor Rotax 912 a třílistá tlačná vrtule. Muška letounu je na obr. 11.

Technická data

Typ konstrukce	kompozit - kov
Typ motoru	Rotax 912
Typ vrtule	Třílistá na zemi stavitelná
Uspořádání křídla a trupu	samonosný středoplošník

Hmotnosti

Max. vzletová hmotnost	600 kg
Hmotnost paliva	max. 110 kg

Křídlo

Plocha křídla	11,85 m^2
Rozpětí křídla	10,2 m
Štíhlost křídla	7,936

5.0 LETOVÉ VÝKONY

5.1 Statistické podklady

Pro odhad požadovaných výkonů motoru a stoupavosti v závislosti na hmotnosti letounu bylo použito statistického průzkumu. Volba letounů byla prováděna na základě maximální vzletové hmotnosti letounu, která se pohybovala kolem 600kg.

Letoun	m_{TOW} [kg]	S [m^2]	Motor	Výkon [kW]	[Hp]	V_z [m/s]
ATEC Zephyr	472,5	10,1	Rotax 912	58,8	80	6,5
Cessna C-152	759	10,3	Lycoming O-235-L2C	80,85	110	3,63
Cessna C-150	681	14,8	Continental O-200-A	73,5	100	3,4
Letoun VL-3 SPRINT	560	9,77	Rotax 912 ULS	73,5	100	6
Parrot	600	11	Rotax 912 ULS	73,5	100	8
Sportcruiser	600	13,2	Rotax 912 ULS	73,5	100	6,15
KP-2 Rapid	450	11,85	Rotax 912 S	73,5	100	6,5
Antares 20E	660	12,6	Elektromotor EM-42	42	57	3,7
Jora	450	12,5	Rotax 503	38	52	3
Team Eurostar SL	450	9,44	Rotax 912 ULS	73,5	100	7,5
	450	9,44	Rotax 912 UL	58,9	79	5
Sport Star SL	575		Rotax 912 ULS	73,5	100	5,2
Samba XXL	520	8,9	Rotax 912 UL	58,9	79	2,5
	520	8,9	Rotax 912 ULS	73,5	100	7
	520	8,9	Jabiru 2200	58,9	79	2,5
TL-96 Star	450	12,2	Rotax 912 UL	58,9	79	6
TL-2000 Sting	450	9,8	Rotax 912 UL	58,9	79	7
Letouny na kterých již bylo využito FC pohonu (výkon u letounů s FC je výkonem celého systému a nikoliv samotného motoru)						
HK36 Super Dimona	700	15,3	Rotax 912 S S3	73,5	100	4,9
	770-800		PEMFC prop. sys.	50	37	
Ban-Bi	450		Rotax 912	58,4	80	7,5
			FC propulsion system	60	82	
Antares DLR H2	560	12,6	PEMFC prop. sys.	25	34	2,5

Tab. 1 Statistický přehled letounů

5.2 Požadované letové výkony pro letoun VUT 001 MARABU FC

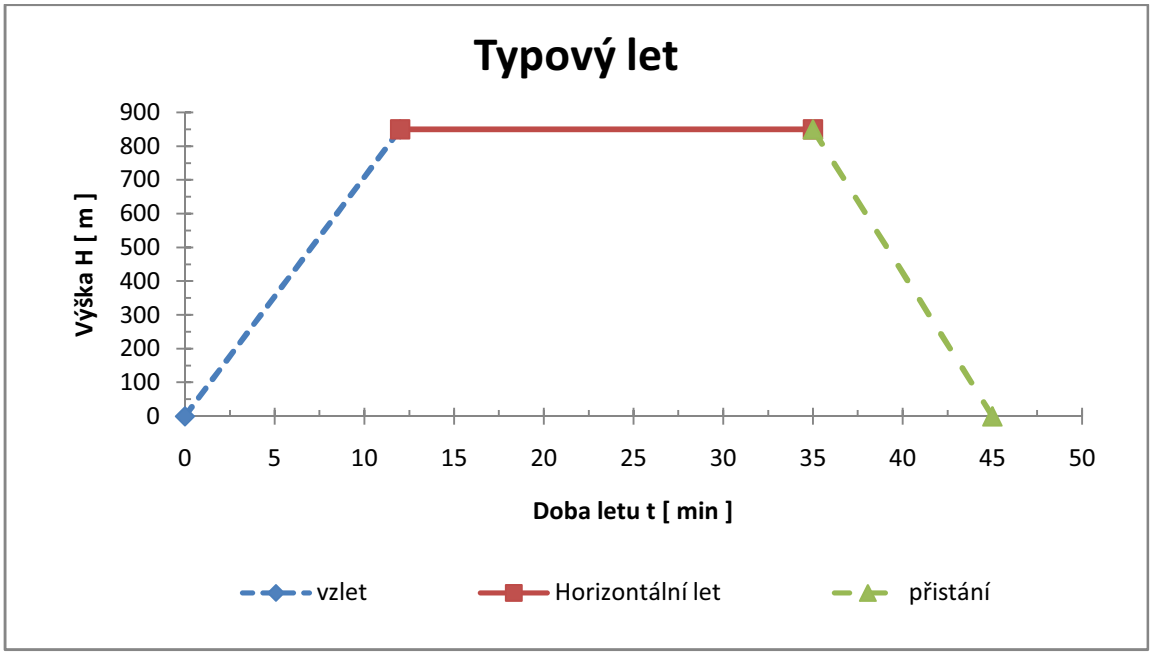
5.2.1 Letové požadavky

Typový let byl stanoven po dohodě s vedoucím diplomové práce. Bude probíhat po dobu 45 minut včetně vzletu a přistání (obr. 12). Musí být dosaženo minimálně výšky 850m. Délka vzletu byla stanovena pro požadovanou stoupavost v_z =1,5m/s .

$$t_{teor} = \frac{H}{V_z} = \frac{850}{1{,}5} = 566{,}6\ s = 9{,}44\ min \qquad (1)$$

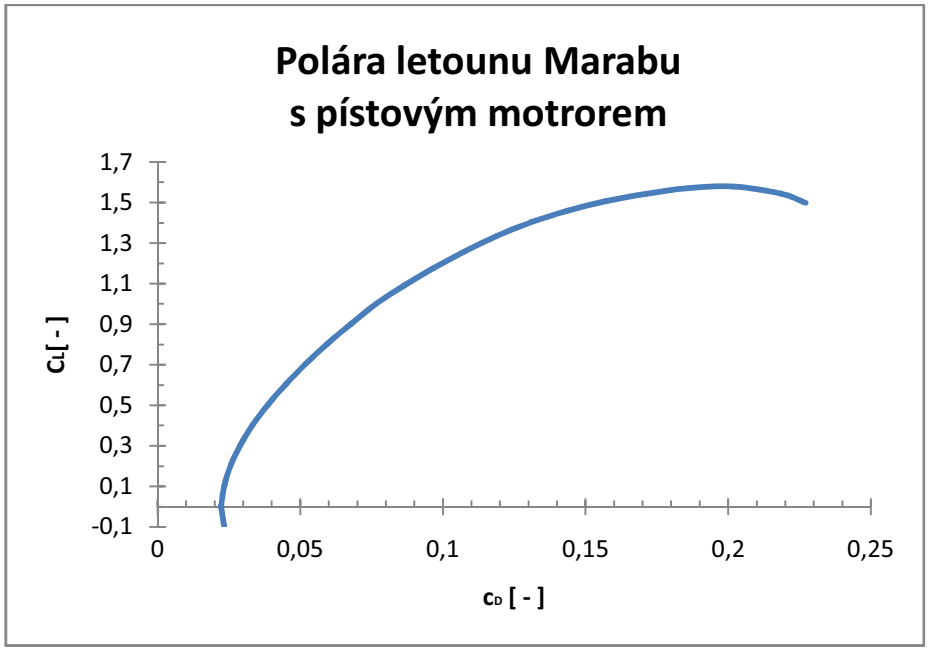
Stanovuji si rezervu na povětrnostní vlivy, odchylky od výpočtového modelu 25% a čas potřebný pro pojíždění a pozemní část vzletu t_{p+v}.

$$t_{max.P} = 1{,}25 \cdot t_{teor} + t_{p+v} = 11{,}8 + 6 \approx 18\ min \qquad (2)$$



Obr. 12 Typový let

Základem pro výpočet požadovaného výkony motoru (obr. 14) pro letoun VUT 001 MARABU bylo použito zadané poláry letounu (obr. 13).



Obr. 13 Polára letounu VUT 001 MARABU

5.2.2 Požadovaný tah letounu

Potřebný tah letounu F_p je takový tah motoru, který slouží k překonání odporu v ustáleném horizontálním letu. K výpočtu využijeme silové rovnováhy. Pro výpočet byla použita data letounu v letové konfiguraci.

$$F_p = D \tag{3}$$

$$G = L \tag{4}$$

$$\frac{F_p}{G} = \frac{D}{L} => F_p = \frac{c_D}{c_L} \cdot G \tag{5}$$

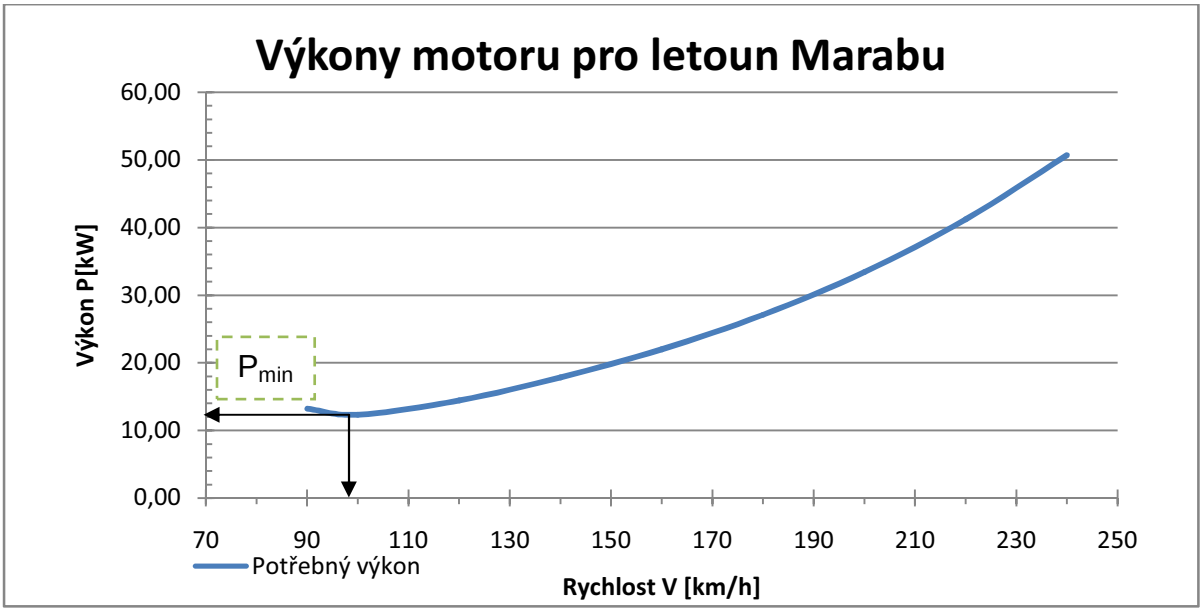
5.2.3 Požadovaný výkon motoru

Požadovaný výkon motoru (obr. 14) získám výpočtem z požadovaného tahu pro hmotnost m=600kg.

$$P_p = F_p \cdot V \qquad (6)$$

V [km/h]	V [m/s]	c_L [-]	c_D [-]	F_p - D [N]	P_p [kW]
90	25,0	1,29	0,116	528,5	13,2
100	27,7	1,05	0,079	443,0	12,3
120	33,3	0,72	0,053	432,4	14,4
140	38,8	0,53	0,041	459,0	17,8
160	44,4	0,41	0,034	494,8	21,9
180	50,0	0,32	0,029	541,6	27,0
200	55,5	0,26	0,026	601,2	33,4
220	61,1	0,21	0,024	674,3	41,2
240	66,6	0,18	0,023	760,6	50,7

Tab. 2 Výpočet potřebného výkonu



Obr. 14 Potřebný výkon letounu MARABU

5.2.4 Požadovaný výkon v závislosti na stoupavé rychlosti

Jelikož známe minimální potřebný tah motoru, můžeme ze zadané rychlosti stoupání vypočítat potřebný tah motoru. Jelikož je letoun řazen do kategorie Experimental, nejsou na něj kladeny požadavky na stoupavost, to nám umožňuje ji zvolit. Z požadavků ze statistických podkladů volím minimální stoupací rychlost v_z = 1,5m/s. Pro známou stoupací rychlost jsme již schopni spočítat potřebný přebytek tahu ΔP.

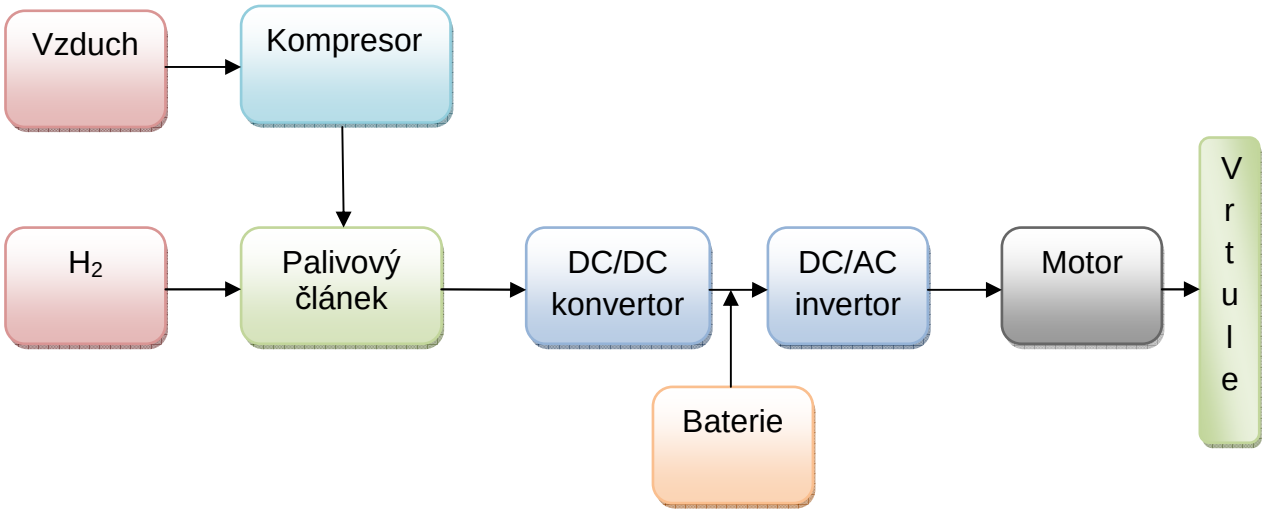
$$V_z = \frac{\Delta P}{G} => \Delta P = V_z \cdot G \qquad (7)$$

$$\Delta P = V_z \cdot G = V_z \cdot m \cdot g = 1{,}5 \cdot 600 \cdot 9{,}80665 = 8825{,}98\ W \approx 8{,}83\ kW$$

Ze spočítaného potřebného přebytku výkonu ΔP a minimálního výkonu P_{min} (obr. 14) byl určen potřebný výkon na vrtuli letounu P_{vrtule} .

$$P_{vrtule} = P_{min} + \Delta P = 12{,}3 + 8{,}83 = 21{,}13\ kW \qquad (8)$$

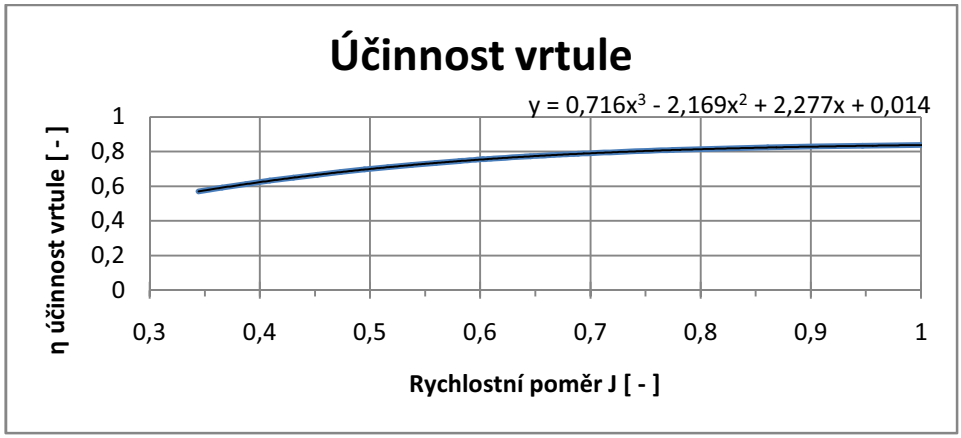
K získání požadovaného výkonu, který budou dodávat palivové články a baterie je, nutno uvažovat účinnosti jednotlivých prvků pohonu (obr. 15).



Obr. 15 Schéma pohonu

Účinnost vrtule

η_{vrtule} = 0,80 - účinnost byla získána z podkladů LU14-2008-001.PE



Obr. 16 Účinnost vrtule

$$J = \frac{V}{D_{vr} \cdot n_{vr}} \; [-] \qquad (9)$$

V	27,77	[m/s]
D_{vr}	1,60	[m]
n	23,33	[1/s]
J	0,74	[-]
η	0,80	[-]

Tab. 3 Přehled veličin

Účinnost motoru

η_{motor} = 0,92 – účinnost byla získána z podkladů od výrobce

Účinnost DC/AC invertor

$\eta_{DC/AC}$ = 0,97 - účinnost byla získána z podkladů od výrobce

Účinnost DC/DC konvertor

$\eta_{DC/DC}$ = 0,95 – účinnost byla získána na základě odhadu účinnosti podobných zařízení

5.3 Požadovaný výkon FC pro stoupavý let

$$P_{stoupací} = \frac{P_{vrtule}}{\eta_{vrtule} \cdot \eta_{motor} \cdot \eta_{DC/AC} \cdot \eta_{DC/DC}} = \frac{21{,}13}{0{,}8 \cdot 0{,}92 \cdot 0{,}97 \cdot 0{,}95} = 31{,}15\ \mathrm{kW} \qquad (10)$$

5.4 Požadovaný výkon FC pro ustálený horizontální let

Jelikož je rychlost minimálního tahu poměrně blízko pádové rychlosti, byla stanovena cestovní rychlost na v_c = 120 km/h. Při této rychlosti je účinnost vrtule 0,83.

$$P_{UHL\ FC} = \frac{P_{\mathrm{vc}}}{\eta_{vrtule} \cdot \eta_{motor} \cdot \eta_{DC/AC} \cdot \eta_{DC/DC}} = \frac{14{,}4}{0{,}83 \cdot 0{,}92 \cdot 0{,}97 \cdot 0{,}95} = 20{,}5\ \mathrm{kW} \qquad (11)$$

Z výpočtu vyplývá, že k udržení ustáleného horizontálního letu je potřeba, aby palivové články dávaly minimálně výkon 20,5 kW. S ohledem na předběžný výpočet byly vybrány komponenty a výpočet byl zopakován pro stávající výsledek.

6.0 KOMPONENTY POHONU

6.1 Motor

6.1.1 Obecné vlastnosti elektromotorů

Výhodou stejnosměrných motorů je relativní jednoduchost a univerzálnost využití. Další výhodou proti motorům střídavým je možnost dosáhnout libovolných mechanicky dosažitelných otáček. Největší nevýhodou stejnosměrných motorů je existence komutátoru. Je to mechanický přepínač, který spíná velké proudy. Je kromě náchylnosti k poruchám i náročný na údržbu a seřízení, jedná se o mechanicky poměrně značně namáhané zařízení vyžadující pravidelnou údržbu. Jiskření na kartáčcích (tvořených obvykle bloky čistého uhlíku) je zdrojem významného elektromagnetického rušení. S rozvojem levnější a spolehlivější silnoproudé elektroniky (tedy zejména výkonovými tyristory a tranzistory) jsou proto stejnosměrné motory postupně vytlačovány motory s rotujícím magnetickým polem buzeným elektronicky.

S ohledem na další přírůstek hmotnosti a spolehlivost celé soustavy bylo rozhodnuto použít motor na střídavý proud. Pro úplnost však byl do tabulky uveden výběr motorů na stejnosměrný proud pro porovnání. Vzhledem k tomu, že je motor Siemens ACW 80-4 lehčí pouze o 7 kg (Tab. 4), má malý kroutící moment a není certifikován pro pohon letounů jako EA 42, rozhodl jsem se zvolit pro pohon letounu VUT001 Marabu motor EA 42.

Obr. 17 Střídavý motor EA 42 na letounu Antares

č. prvku	Typ proudu	Výrobce	Typ	Výkon W [kW]	Otáčky n [1/min]	Kroutící moment M_k [Nm]	Hmotnost m [k g]	Poznámka
1	AC	Lange Flugzeugbau GmbH	EA 42	42	max. 1800	250/1500	29,12	Certifikován pro pohon letounu
2	AC	Flywheel Energy Systems Inc.		50-120			30	
3	AC	Siemens	ACW 80-4	Trvalý = 21 Max. = 38	10000	20 60	22	
4	AC	Phase Motion Control S.r.l.	TK 240-240-04	49,82	997	202	41,5	Direct drive lathes
5	DC	UQM	UQM380	Trvalý = 30 Max. = 50	5000	180 440	41+15,9 inverter/controler	For Electric, Hybrid Electric and Fuel Cell Powered Vehicles
6	DC	UQM	SR218N	Trvalý = 45 Max. = 75	8000	150 240	41+15,9 inverter/controler	For Electric, Hybrid Electric and Fuel Cell Powered Vehicles

Tab. 4 Přehled použitelných motorů

6.2 DC/AC invertor

č. prvku	Výrobce	Typ	Výkon	Napětí	Max. výstupní El. Proud	Hmotnost
			P [kW]	U [V]	I [A]	m [k g]
1	Mes-Dea	TIM 400	50	80-400	500	10
2	Brusa	DCM 518	53	480	66	6,5

Tab. 5 Přehled použitelných DC/AC invertorů

DC/AC invertor slouží k přeměně stejnosměrného proudu na střídavý. Vzhledem k požadavku na co nejnižší, hmotnosti zařízení se jeví DC/AC invertor DCM 518 od firmy Brusa výhodnější ale vzhledem k parametrům potřeného výstupního elektrického proudu je nutné použít výrobek Mes-Dea TIM 400. Vzhledem k tomu, že toto zařízení je určeno pro automobily a ne pro letecké účely, bych nevylučoval výrobu vlastního invertoru speciálně pro tento projekt, které by mělo srovnatelnou hmotnost.

6.3 DC/DC konvertor

DC/DC konvertor slouží k změně parametrů stejnosměrného napětí. Vzhledem k tomu, že jsem během svého pátrání potřebné zařízení, které by splňovalo zadané parametry, nenalezl, doporučoval bych, aby byl DC/DC chopper speciálně pro náš projekt vyvinut. Budu předpokládat, že by se hmotnost zařízení pohybovala do 10 kg.

6.4 Fuel Cell

č. prvku	Výrobce	Druh	Typ	Výkon	Napětí	El. Proud	Hmot.	Poměrná hmot.
				W [kW]	U [V]	I [A]	m [kg]	P/m [kW/kg]
1	HyPM	FS	HyPM XR12	12,5	37-57	360	90	0,14
2	NedStack	FS	P8 FC stack	8	68-36	225	36	0,22
3	NedStack	FS	20kWe	20	72	378	56	0,36
4	Ballard	FS	Fcgen-1020ACS	0,042/cell	0,642/cell		11/56 cell	0,21
5	Ballard	FS	Mark9 SSL	19,3		300	17	1,14
6	Int. Energy	FS	EC200-192	20	125	165	32	0,63
7	Int. Energy	FC	20kWe fuel cell systém	20	192	130	92	0,22

Tab. 6 Přehled použitelných palivových článků

Poznámka:

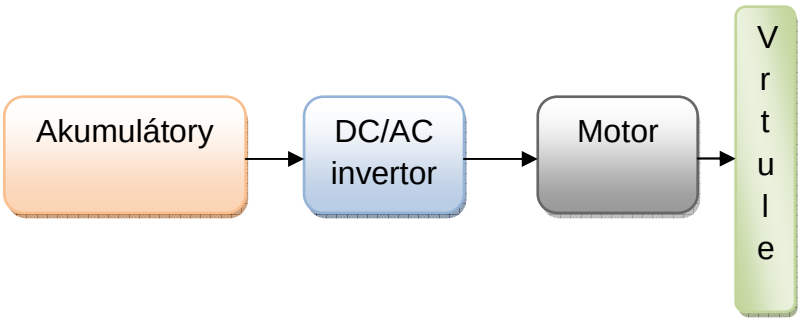
FC – jedná se pouze o samotný palivový článek bez zařízení umožňujícího další chod systému

FSC – jedná se o kompletní systém pohonu bez nádrže, motoru a vrtule

Palivové články budou sloužit jako primární druh pohonu celého letounu. Ve fázi vzletu a stoupavého letu by měly dodatečný výkon poskytovat akumulátory. S ohledem na požadovaný výkon P_{UHL} = 20,5 kW vzorec (11), který musí mít letoun v horizontálním letu co nejnižší, hmotnost volím 2 palivové články od firmy Ballard Mark9 SSL, každý o výkonu 19,3 kW. Odhad hmotností dalšího zařízení, které se skládá z kompresoru, tepelného výměníku, kontrolní jednotky, nádrže na vodu a okruhu chladicí kapaliny, založím na zařízení firmy Intelligent Energy. Celý pohon o výkonu 20kW měl hmotnost 92 kg, přičemž samotný palivový článek o výkonu 20kW měl hmotnost 32 kg. Z uvedených dat vyplývá, že systém firmy Intelligent Energy má hmotnost 60kg. Vzhledem k pokračujícímu vývoji odhaduji, že by hmotnost systému mohla klesnout na 50kg. Doporučuji, aby návrh chladícího zařízení navrhla firma Ballard, která vyrábí i zmíněný palivový článek. Je pravděpodobné, že by s ohledem k vývoji v této oblasti mohla hmotnost celého zařízení klesnout.

6.5 Akumulátory

Jelikož nám systém 2 palivových článku poskytuje dostatečný výkon nejen k horizontálnímu letu, ale i stoupání, bylo rozhodnuto použít akumulátorů (obr. 18) pouze pro možnost výpadku primárního pohonu a utržení horizontálního letu po dobu 5 minut. Požadovaný výkon bude mít velikost:



Obr. 18 Schéma obvodu s akumulátory

$$P_{UHL\ Ak} = \frac{P_{vc}}{\eta_{vrtule} \cdot \eta_{motor} \cdot \eta_{DC/AC}} = \frac{14{,}4}{0{,}83 \cdot 0{,}92 \cdot 0{,}97} = 19{,}5\ \mathrm{kW} \qquad (12)$$

Bylo rozhodnuto použít Lithium-iontové akumulátory. Je to novější typ akumulátorů. Vyznačují se vyšší cenou než Ni-MH baterie, ale mají mnoho výhod oproti Ni-MH typu. Větší kapacita nijak neovlivňuje rozměry baterie a nemají tzv. "paměťový efekt". Výhodou je, že je můžete nabíjet téměř kdykoliv a nehrozí jí postupná ztráta její udávané kapacity. Může být vyrobena v různých tvarech. Má velmi vysokou hustotu energie - 200 W·h/kg, 530 W·h/l - třikrát vyšší hodnota než starší typy jako Ni-MH. Tím pádem můžeme mít baterii s relativně vysokou kapacitou a malým objemem/hmotnosti. Baterie nemá téměř žádné samovybíjení (do 5%) a nemá paměťový efekt. Nevýhodou je, že baterie stárne/ztrácí maximální kapacitu nehledě na to, jestli je nebo není používána (již od výroby). Rychlost tohoto stárnutí se zvyšuje s vyšší teplotou, vyšším stavem nabití a vyšším vybíjecím proudem/zatížením.

č. prvku	Výrobce	Typ (Li-ion)	Napětí U [V]	Kapacita C [Ah]	Hmotnost m [g]	Poměrná kap. m_k [Ah/kg]
1	Kokam	SLPB393459H3	3,70	0,62	16,00	38,75
2	Kokam	SLB283452H	3,70	0,35	10,00	35,00
3	Kokam	SLB452128	3,70	0,15	3,70	39,19
4	Panasonic	CGA103450A	3,70	1,95	39,00	50,00
5	Panasonic	CGA523436B	3,70	0,76	14,50	52,41
6	Panasonic	CGA633450B	3,70	1,20	24,00	50,00
7	Panasonic	CGR18650AF	3,60	2,05	42,50	48,24
8	Panasonic	CGR18650CF	3,60	2,25	44,00	51,14
9	Panasonic	CGR18650CG	3,60	2,25	45,00	50,00
10	Panasonic	CGR18650DA	3,60	2,45	45,00	54,44
11	Panasonic	CGR18650E	3,70	2,55	46,50	54,84
13	Saft	VL 27M	3,60	27,00	770,00	35,06
14	Saft	VL 34 P	3,60	33,00	940,00	35,11
15	Saft	VL 41M	3,60	41,00	1070,00	38,32
16	Saft	VL 48 E	3,60	48,00	1133,99	42,33
17	Saft	VL 52 E	3,60	52,00	997,91	52,11
18	Saft	VES 100	3,60	27,00	810,00	33,33
19	Saft	VES140	3,60	39,00	1130,00	34,51
20	Saft	VES180	3,60	50,00	1110,00	45,05
21	Saft	VL 34570	3,70	5,40	125,00	43,20
22	Saft	VL 37570	7,40	7,00	150,00	46,67
23	Sanyo	UR18650A	3,60	2,15	43,00	50,00
24	Sanyo	UR18650E	3,60	1,44	44,50	32,25
25	Sanyo	UR18650U	3,60	1,10	41,50	26,51
26	Yardney	NCP12-1	3,60	12,00	420,00	28,57
27	Yardney	NCP12-2	3,60	12,00	422,00	28,44
28	Yardney	NCP25-1	3,60	30,00	890,00	33,71
29	Yardney	NCP25-2	3,60	25,00	908,00	27,53
30	Yardney	NCP43-1	3,60	43,00	1270,00	33,86
31	Yardney	NCP55-1	3,60	50,00	1600,00	31,25
32	Yardney	NCP55-2	3,60	55,00	1582,00	34,77
33	Yardney	NCP350-1	3,60	370,00	6670,00	55,47
34	IDX	ENDURA ELITE	14,80	9,20	1251,93	7,35
35	IDX	ENDURA-10(E-10)	14,80	6,30	780,19	8,07
36	IDX	ENDURA-10S(E-0S)	14,80	6,30	748,44	8,42
37	IDX	ENDURA-7(E-7)	14,80	4,60	539,78	8,52
38	IDX	ENDURA-7S(E-7S)	14,80	4,60	521,64	8,82

Tab. 7 Přehled akumulátorů

Jako kritérium pro výběr akumulátorů byla zvolena veličina nazvaná poměrná kapacita m_k, což je poměr kapacity akumulátorů a jejich hmotnosti. Tento parametr je významný, ale nikoliv rozhodující veličinou.

Největší hodnotu poměrné kapacity m_k = 55,47 má prvek číslo 33, výrobce Yardney typ NCP350-1, avšak tato baterie má životnost pouze 200 nabíjecích cyklů, což je u liti-ion baterií velice nízká hodnota.

Dalšími v pořadí jsou výrobky značky Panasonic, číslo prvku 5, 10, 11. Jedná se sice o akumulátory s poměrnou kapacitou, ale s malou kapacitou jednotlivých kusů, to by znamenalo sériové zapojení velkého množství kusů, což by bylo nejen technologicky náročné, ale spolehlivost takové soustavy by byla nízká.

Prvek číslo 17 je výrobek firmy Saft, jedná se o typ VL 52 E s poměrnou kapacitou m_k = 52,11. Výhodou je, že výrobky firmy Saft jsou již v letectví využívány, proto byly zvoleny tyto akumulátory.

6.5.1 Výpočet akumulátorů

Pro akumulátory VL 52 E a motor EA 42

EA 42	240 V, 175 A
Výkon	P = 19,5 kW
Nominální napětí akumulátoru	U = 3,6 V
Kapacita baterie	C = 55 Ah
Čas	t = 5min = 0,083 hod
Napájení měniče	U_m = 85 V

Pro správnou funkci DC/DC měniče je potřebné, aby byl napájen v rozsahu 80-400V. Jako rezervu jsem si stanovil napětí 85 V. Vybrané baterie VL 52 E mají nominální napětí 3,6 V a minimální napětí 2,7 V. Ve výpočtu budu uvažovat nominální napětí 3,6V, jelikož nepředpokládám, že by byl prováděn let bez dobití akumulátorů.

Minimální počet baterií

$$n_{min} = \frac{U_{min}^{DC/DC}}{U_{\min bat}} = \frac{85}{2{,}7} = 32 \qquad (13)$$

Maximální počet baterií

$$n_{max} = \frac{U_{max}^{DC/DC}}{U_{\max bat}} = \frac{400}{3{,}6} = 111 \qquad (14)$$

Odebíraný proud

$$I = \frac{P_{UHL\,Ak}}{U_m} = \frac{19500}{85} = 230\ A \qquad (15)$$

Při na napětí U = 85 V je odebíraný proud 230 A. Jelikož baterie typu VL 52 E poskytují pouze 52 A jsou pro náš účel nevhodné. Zvyšování napětí počtem akumulátorů by vedlo k neúměrnému zvýšení hmotnosti. Akumulátory, které mají podobné charakteristiky a poskytují dostatečný proud, jsou VL 34 P, které mají kapacitu 33Ah a poskytují proud 500 A. Tato hodnota je pro nás více než dostatečná, ale je i krajní hodnotou DC/DC invertoru, a proto doporučuji elektronicky snížit maximální dovolený odběr z akumulátorů na 300A.

VL 34 P

Výkon	P = 19,5 kW
Nominální napětí akumulátoru	U = 3,6 V
Kapacita baterie	C = 33 Ah
Čas	t = 5min = 0,083 hod
Napájení měniče	U_m = 85 V

Odebíraný proud na začátku vybíjení

$$I_z = \frac{P}{U_m} = \frac{19500}{32 \cdot 3{,}6} = 169{,}3\ A \qquad (16)$$

Odebíraný proud na konci vybíjení

$$I_k = \frac{P}{U_m} = \frac{19500}{32 \cdot 2{,}7} = 225{,}7\ A \qquad (17)$$

Průměrný vybíjecí proud

$$I_v = \frac{I_z + I_k}{2} = \frac{169{,}3 + 225{,}7}{2} = 197{,}5\ A \qquad (18)$$

Potřebná kapacita na 5 min. (0,0833 hod) letu

$$C_{5min} = 0{,}0833 \cdot 197{,}5 = 16{,}5\ Ah \qquad (19)$$

Pro správnou funkci měniče je potřebné napětí 85V.

$$n = \frac{U_m}{U_a} = \frac{85}{3{,}6} = 23{,}6 = 24 \qquad (20)$$

Ze vzorce (20) je zřejmé, že je potřebné alespoň 24 plně nabitých sériově zapojených baterií o napětí 3,6V, ale z kontroly ze vzorce (13) vyplývá, že je potřebné 32 baterií o napětí 2,7V ke správné funkci převodníku na konci vybíjení. Z výpočtů vyplývá, že bude potřebné alespoň 32 baterií VL 34 P o hmotnosti přibližně 30 kg. Na propojení jednotlivých akumulátorů byla odhadnuta hmotnost kabeláže 2 kg.

Spotřebovaná energie za 0,083 hod.

$$E = P_{UHL\ Ak} \cdot t = 0{,}0833 \cdot 19{,}5 = 1{,}624 kWh \qquad (21)$$

Z výpočtů je zřejmé, že pro pohon letounu VUT 001 Marabu je potřebné použít 32 kusů baterií typu VL 34 P. Celková hmotnost baterií bude tedy 32 kg. Z výpočtu kapacity vyplývá, že při kapacitě akumulátorů C=33Ah je letoun schopen vydržet v ustáleném horizontálním letu místo původně zamýšlených 5 minut až dvojnásobnou dobu. Toto zvýšení doby letu však není na závadu.

6.6 Nádrž na palivo

č. prvku	Výrobce	Typ	Průměr	Délka	Objem	Max. tlak	Hm.plynu	Hm.nádrže
			Φ[mm]	l[mm]	V_V[dm^3]	[psi]/[MPa]	[kg]	[kg]
1	Lincoln Composites	-	300	1142	55,7	5000/35	1,3	21,9
2	Lincoln Composites	-	306	914	44,5	5000/35	1,1	22,2
3	Lincoln Composites	-	400	832	65,3	5000/35	1,6	32,7
4	Lincoln Composites	-	558	1270	201,4	7000/50	6,2	106,9
5	Lincoln Composites	-	558	3277	538,8	7000/50	16,6	254,4
6	Lincoln Composites	-	425	1016	94,3	7000/50	2,9	49,9
7	Lincoln Composites	-	279	827	29,2	10000/70	1,2	29,4
8	Lincoln Composites	-	356	584	30,9	10000/70	1,3	25,6
9	Lincoln Composites	-	447	1247	118,4	10000/70	4,8	84,2
10	EC21	HT350-45	403	565	45	5000/35	1,1	23
11	EC21	HT350-55	403	690	55	5000/35	1,34	28
12	EC21	HT350-65	403	816	65	5000/35	1,58	33
13	EC21	HT350-72	403	900	72	5000/35	1,76	36,5
14	EC21	HT350-00	403	1210	100	5000/35	2,44	50
15	EC21	HT350-25	403	1500	125	5000/35	3,05	64
16	EC21	HT350-56	403	1820	156	5000/35	3,81	79

Tab. 8 Přehled nádrží

V současné době patří mezi nejlehčí kompozitové nádrže. Objem nádrže byl stanoven na základě spotřeby automobilů, v závislosti na výkonu motoru a dojezdu daného automobilu. Pro naše použití bylo určeno, že by bylo vhodné mít i s rezervou přibližně 2,5 kg vodíku.

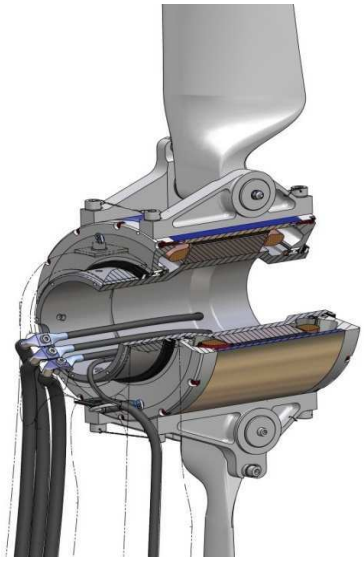
Nádrž č. 15 (tab. 8) HT350-25 od firmy EC21 pojme 3,05 kg vodíku při hmotnosti nádrže 64kg. Protože je ale nádrž od firmy Lincoln Composites pro 2,9 kg vodíku o 14,1 kg lehčí a použití více menších nádrží by nevedlo k úspoře hmotnosti, rozhodl jsem se pro nádrž č. 6 (tab. 8).

6.7 Souhrn vybraných komponent

Na základě shromážděných informací o produktech a jejich vlastnostech pro pohon pro pohon letounu VUT 001 MARABU byly vybrány tyto komponenty:

6.7.1 Motor

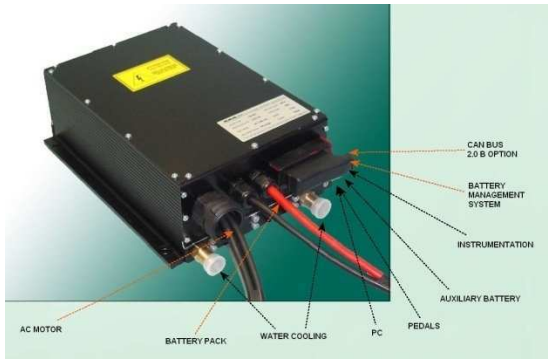
EA 42 o hmotnosti 29,12 kg a výkonu 42 kW (obr. 19).



Obr. 19 Motor EA 42

6.7.2 DC/AC invertor

Výrobek firmy Mes-dea TIM 400 o hmotnosti 10 kg do výkonu 50 kW.



Obr. 20 TIM 400

6.7.3 Palivový článek

Ballard Mark9 SSL, použijí se 2 kusy tohoto typu, každý o hmotnosti 17 kg a výkonu 19,3 kW. Celkově tedy budou mít tedy hmotnost 34kg a výkon 38,6 kW.

Obr. 21 Mark9 SSL

6.7.4 Akumulátory

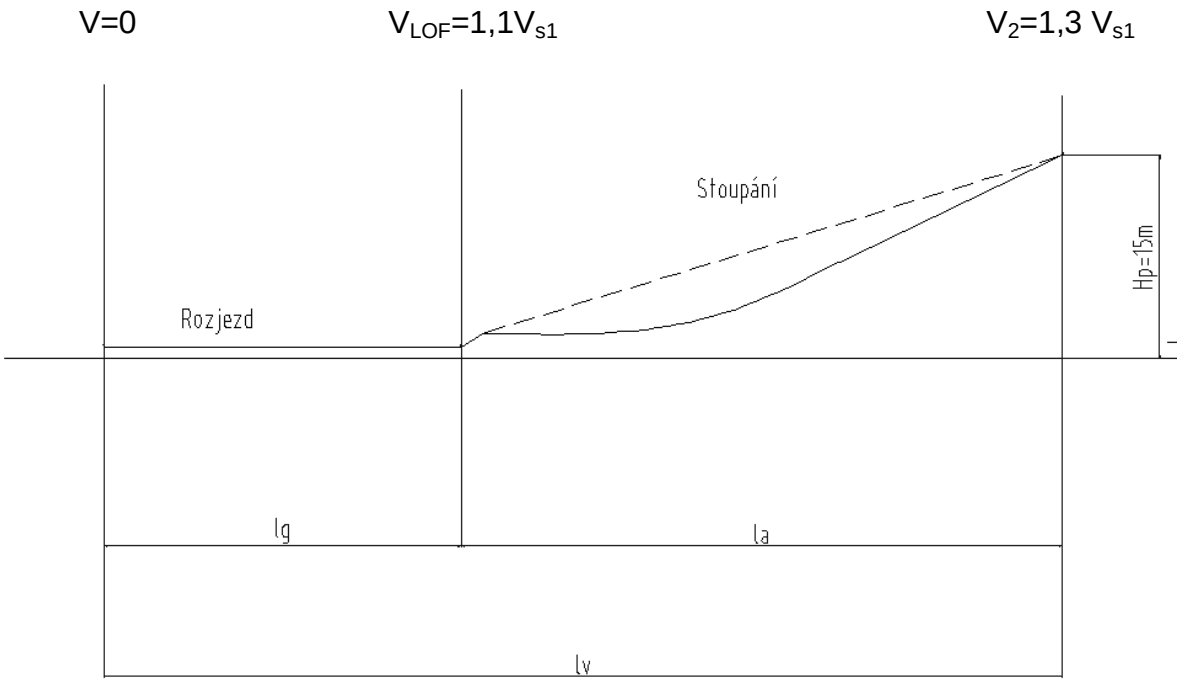
VL 34 P o hmotnosti každého akumulátoru 0,94 kg a kapacitě 33 Ah. Při použití 32 akumulátorů a kabeláže bude celková hmotnost 32 kg.

Obr. 22 VL 34 P

7.0 LETOVÉ VÝKONY

7.1 Rozjezd

Vzhledem k tomu, že oba vodíkové články nám dávají výkon P=38,6 kW, použijí se již ve fázi rozjezdu a vzletu. Výkon bude snížen o účinnost AC/DC invertoru. DC/DC konvertoru a účinnost motoru, jejichž účinnost je na rychlosti nezávislá. Jelikož účinnost vrtule je závislá na rychlosti letounu, bude s ní počítáno pro každou rychlost zvláště až v tabulce. Bude využito regresní křivky z obr. 23.

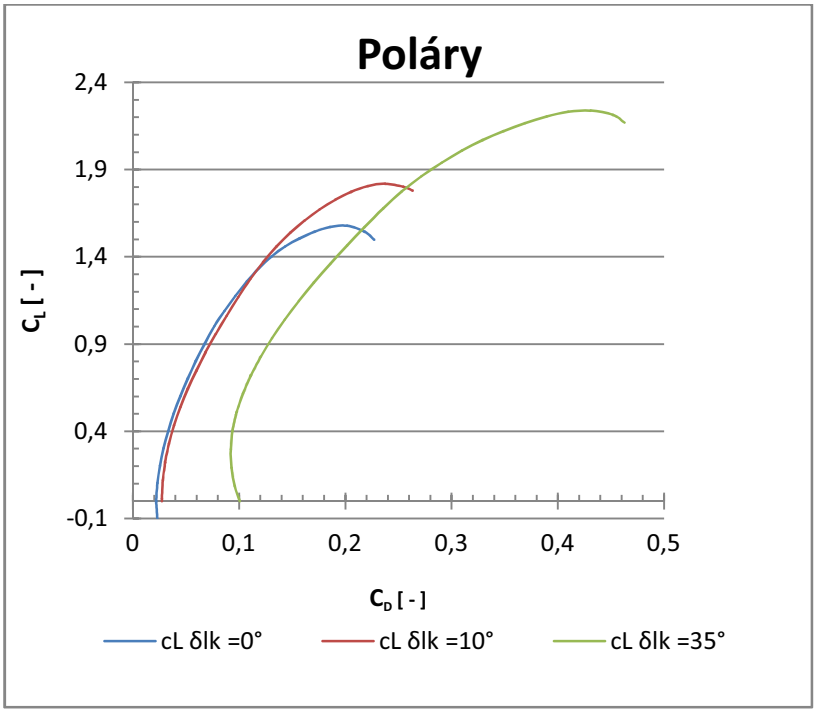


Obr. 23 Vzlet

7.1.1 Základní data

Hmotnost letounu	m	600	[kg]
Tíhová síla	G	5883,99	[N]
Plocha křídla	S	11,85	[m^2]
Hustota vzduchu	ρ_0	1,225	[kg/m^3]
Součinitel vztlaku - hor. Let	$c_{L\ \delta lk\ =0°}$	1,58	[-]
Součinitel vztlaku - vzlet	$c_{L\ \delta lk\ =10°}$	1,82	[-]
Součinitel vztlaku - přistání	$c_{L\ \delta lk\ =35°}$	2,24	[-]

Tab. 9 Tabulka základních dat



Obr. 24 Poláry Letounu Marabu

Pro počáteční návrh byly poláry převzaty z letounu Marabu s pístovým motorem. Změna odporu vlivem jiné kapotáže motoru byla zanedbána.

7.1.2 Vstupní data pro vzlet

Pomocí vzorce (22) byly spočítány pádové rychlosti pro dané režimy letu (tab. 10)

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_L \cdot S \cdot \rho}} \qquad (22)$$

	c_L	V [m/s]	V [km/h]
δ_{kl}=0°	1,58	22,65	81,55
δ_{kl}=10°	1,82	21,11	75,98
δ_{kl}=35°	2,24	19,02	68,49

Tab. 10 Pádové rychlosti

Součinitel tření:

Součinitel tření pro start f_s byl volen 0,05, jenž odpovídá krátce střiženému trávníku.

Střední tah a střední odpor:

Byly vypočítány jako průměrné hodnoty tahu a odporu mezi rychlostí v_{LOF} a v_2.

$F_{střední}$ = 1026,50 N

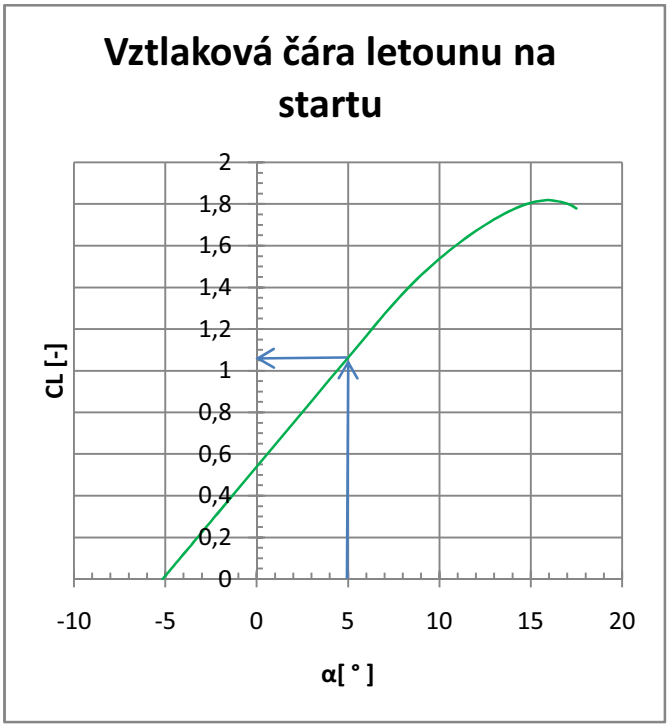
$D_{střední}$ = 528,30 N

Součinitel vztlaku na startu a odporu:

Ze zadané vztlakové čáry k ose letounu pro vzlet a úhlu postoje letounu na startu jsem si součinitel vztlaku odečetl ze vztlakové čáry (Obr. 25). Součinitel odporu byl odečten z poláry pro vzlet.

$c_{L\ rozjezd}$ = 1,06

$c_{D\ rozjezd}$ = 0,087



Obr. 25 Vztlaková čára ve vzletové konfiguraci

Součinitele vztlaku $c_{L\ LOF}$ a $c_{L\ v2}$ a součinitele odporu $c_{D\ LOF}$ a $c_{D\ v2}$

Součinitele vztlaku byly spočítány ze silové rovnováhy letounu pro danou rychlost. Součinitele odporu byly odečteny pro vypočítané součinitele vztlaku z poláry pro letoun ve vzletové konfiguraci.

$$c_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot V^2 \cdot S} \qquad (23)$$

	c_L	c_D
V_{LOF}	1,504	0,143
V_2	1,077	0,091

Tab. 11 Součinitelé vztlaku a odporu

V_{LOF}	23,22	[m/s]
V_2	27,44	[m/s]
G	5883,99	[N]
f_r	0,05	[-]
ρ_0	1,23	[kg/m^3]
S	11,85	[m^2]
$c_{L\ rozjezd}$	1,06	[-]
$c_{D\ rozjezd}$	0,087	[-]
$F_{střední}$	1026,50	[N]
$D_{střední}$	528,30	[N]
$c_{L\ LOF}$	1,50	[-]
$c_{D\ LOF}$	0,14	[-]
$c_{L\ v2}$	1,077	[-]
$c_{D\ v2}$	0,091	[-]
D_{LOF}	559,399	[N]
D_{V2}	497,197	[N]

Tab. 12 Přehled vstupních veličin pro vzlet

Rozložení sil působící na letoun při rozjedu vychází ze silové rovnováhy

Rychlost odpoutání

$$V_{LOF} \geq 1{,}1 \cdot V_{s1} = 1{,}1 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_L \cdot S \cdot \rho}} = 23{,}22 \frac{m}{s} \qquad (24)$$

Rychlost stoupání

$$V_2 \geq 1{,}3 \cdot V_{s1} = 1{,}3 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_L \cdot S \cdot \rho}} = 27{,}44 \frac{m}{s} \qquad (25)$$

$$x : F - D - (T_1 - T_2) = m \cdot a_t \qquad (26)$$

$$y : L - G - (N_1 - N_2) = 0 \qquad (27)$$

Zrychlení

$$\mathrm{a_t} = g \cdot n_x = \mathrm{g} \cdot \left[\frac{\mathrm{F}}{\mathrm{G}} - \mathrm{f} - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \mathrm{V}^2 \cdot \left(\frac{\mathrm{S}}{\mathrm{G}}\right) \cdot (\mathrm{c_D} \cdot -\mathrm{f} \cdot \mathrm{c_L})\right] \qquad (28)$$

7.1.3 Dráha rozjezdu

$$l_G = \int_0^{V_{LOF}} \frac{V \cdot dV}{g \cdot n_x} = 186{,}8\ m \qquad (29)$$

Tabulka vypočítaných hodnot je obsažena v přílohách. Byla použita numerická integrace.

7.1.4 Délka vzdušné části vzletu

$$l_A = \frac{G}{(F-D)_{stř}} \left[\frac{V_2^2 - V_{LOF}^2}{2g} + H_P\right] = \frac{5883{,}99}{(1026{,}5 - 528{,}3)} \left[\frac{27{,}44^2 - 23{,}22^2}{2 \cdot 9{,}80665} + 15\right] = 305{,}9\ m \qquad (30)$$

7.1.4 Celková délka vzletu

$$l = l_G + l_A = 186{,}8 + 305{,}9 = 492{,}7\ m \qquad (31)$$

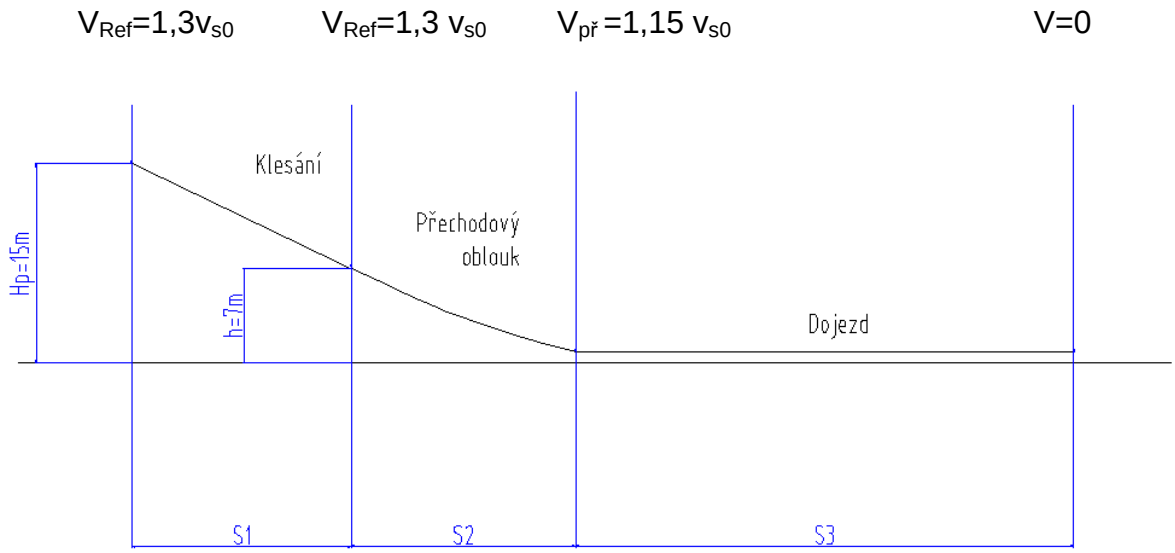
Vzlet je spočítán do výšky H_p = 15 m nad VPD. Při výpočtu není uvažován vliv země.

7.2 Horizontální let

Potřebný výkon pro udržení horizontálního letu byl řešen v kapitole 5.4.

7.3 Přistání

Přistání letounu se skládá ze tří fází. V první fázi letoun klesá klouzavým letem z výšky H_p=15m až do výšky 7 m nad VPD. Druhá váze je přechodový oblouk a třetí fáze začíná dosednutím letounu a dojezdem.



Obr. 26 Přistání

Pro přistání bylo použito obdobného postupu jako při výpočtu vzletu. Uvedu tedy stručný popis, vztahy a konečné výsledky. Doplnění dat jednotlivých výpočtů bude obsaženo v přílohách.

7.3.1 Vstupní data pro přistání

Součinitel tření po dosednutí

$f_{tř} = 0{,}4$

Odpor pro referenční a přistávací rychlost

$$D = c_D \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \qquad (32)$$

$$D_{Ref} = 754{,}67\ N$$

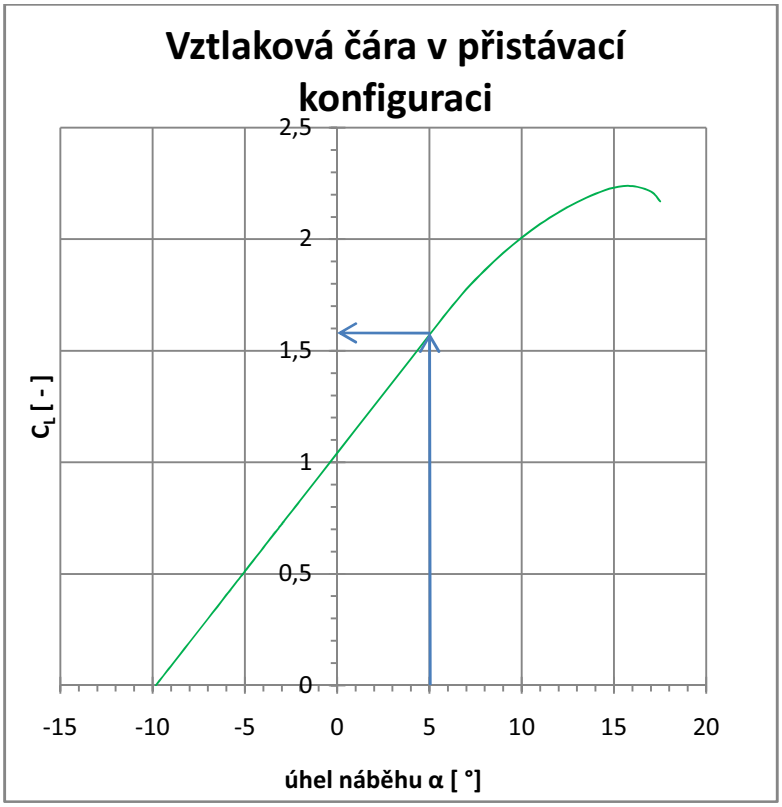
$$D_{př} = 590{,}57\ N$$

Střední odpor

Byl vypočítán jako průměrný odpor mezi referenční a přistávací rychlostí.

$$D_{stř} = \frac{D_{Ref} + D_{př}}{2} = \frac{754{,}67 + 590{,}57}{2} = 672{,}62\ N \qquad (33)$$

Součinitel vztlaku po dosednutí byl odečten ze vztlakové čáry (obr. 27)



Obr. 27 Vztlaková čára v přistávací konfiguraci

	c_L	c_D
Klesání (Klouzavý let)	1,33	0,17
Přechodový oblouk	1,69	0,24
Dojezd	1,58	0,22

Tab. 13 Přehled vstupních veličin pro přistání

Součinitelé vztlaku (kromě součinitele vztlaku po dosednutí) byly vypočteny ze silové rovnováhy letoun dle vzorce (34).

$$c_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot V^2 \cdot S} \qquad (34)$$

Součinitelé odporu byly odečteny z poláry pro přistávací konfiguraci.

Referenční rychlost

$$V_{Ref} \geq 1{,}3 \cdot V_{s0} = 1{,}3 \cdot 19{,}02 = 24{,}73 \frac{m}{s} \qquad (35)$$

V_{s0} – viz. Tab. 10

Rychlost dosednutí

$$V_{př} \geq 1{,}15 \cdot V_{s0} = 1{,}15 \cdot 19{,}02 = 21{,}88 \frac{m}{s} \qquad (36)$$

7.3.2 Klesání klouzavým letem

$$tg(\gamma) = \frac{c_D}{c_L} = \frac{H}{L} => L = \frac{c_{D\,Ref}}{c_{L\,Ref}} \cdot H = \frac{1{,}33}{0{,}17} \cdot 8 = 62\ m \qquad (37)$$

7.3.3 Přechodový oblouk

$$S_2 = \frac{G}{(D)_{stř}} \left[\frac{V_{Ref}^2 - V_{př}^2}{2g} + H \right] = \frac{5883{,}99}{(672{,}62)} \left[\frac{24{,}73^2 - 21{,}88^2}{2 \cdot 9{,}80665} + (15 - 7) \right] = 120{,}6\ m \qquad (38)$$

7.3.4 Zrychlení po dosednutí

$$\mathrm{a_x} = g \cdot n_x = \mathrm{g} \cdot \left[-\mathrm{f} - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \mathrm{V}^2 \cdot \left(\frac{\mathrm{S}}{\mathrm{G}} \right) \cdot (\mathrm{c_{D\,dos}} - \mathrm{f} \cdot \mathrm{c_{L\,dos}}) \right] \qquad (39)$$

Zrychlení není konstantní, ale závislé na rychlosti, proto bylo použito jiné pro každý řádek numerické integrace.

7.3.5 Dráha po dosednutí

$$S_3 = \int_{V_2}^{0} \frac{V \cdot dV}{a_x} = 96{,}7\ m \qquad (40)$$

Bylo použito numerické integrace.

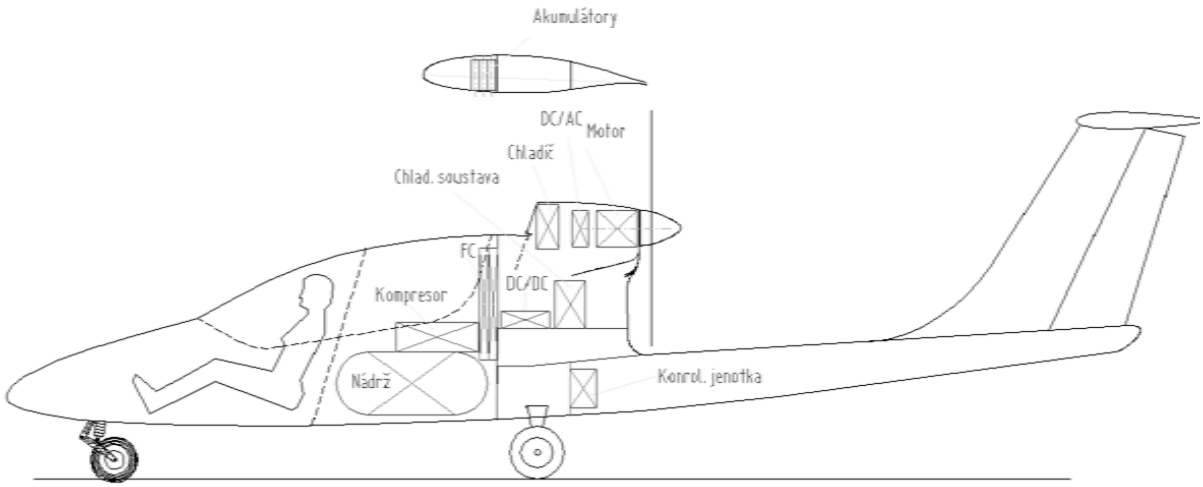
7.3.6 Celková délka přistání

$$S = S_1 + S_2 + S_3 = 62 + 120{,}6 + 96{,}7 = 279{,}3\ m \qquad (41)$$

Z výpočtů vyplývá, že celková délka přistání letounu bude 279,3 metrů. Není uvažován vliv země. Pro výpočty kapitoly 7 bylo použito vzorců z lit. [1].

8.0 KONSTRUKČNÍ ŘEŠENÍ

8.1 Konstrukční uspořádání 1



Obr. 28 Konstrukční řešení 1

Návrh číslo jedna spočívá v umístění vodíkové nádrže na dno kabiny a palivové články a kompresor nad nádrží. Palivové články jsou upevněny k přepážce mezi kabinou a motorovou částí. Osa motoru je umístěna stejně jako osa motoru Rotax původního provedení. DC/DC konvertor je umístěn před motorem, DC/AC invertor na přepážku v motorové části a kontrolní jednotka je umístěna v ocasní části pod křídlem. Akumulátorové články jsou zastavěny v náběžné hraně kořenové části křídla u všech čtyř verzí, a to po 16 kusech na každé straně letounu. Uspořádání kokpitu pilota by mohlo zůstat beze změny.

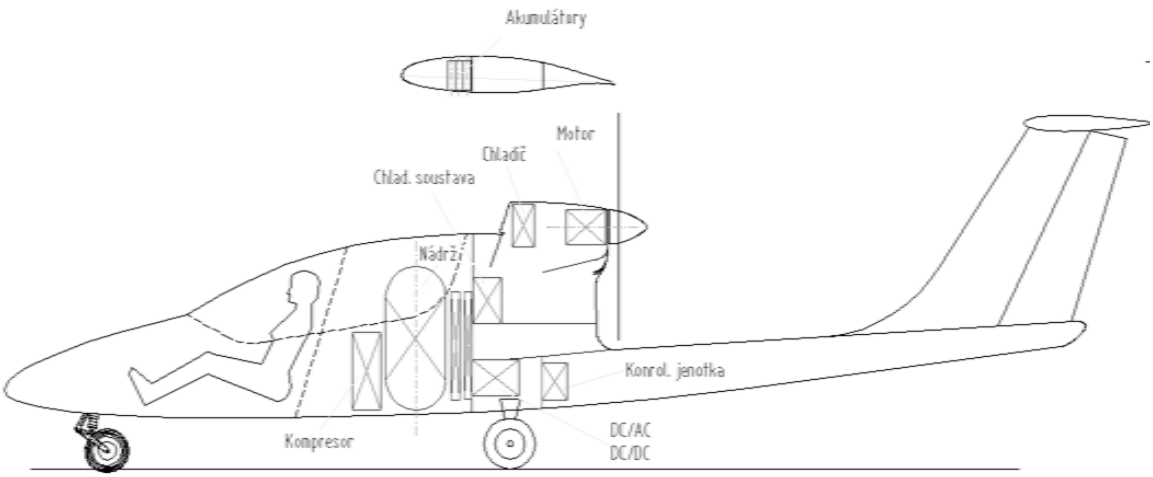
+ Nevyžaduje příliš rozsáhlou přestavbu

+ Dobrá přístupnost k údržbě a seřizování

+Možnost uchycení nádrže pomocí závěsu na původní sedačku druhého pilota

- Nutnost dimenzování uchycení FC a kompresoru na 9g (dle CS-VLA) při nouzovém přistání

8.2 Konstrukční uspořádání 2



Obr. 29 Konstrukční řešení 2

U návrhu číslo dva jsou vodíková nádrž, palivové články a kompresor umístěny na výšku. DC/DC konvertor a DC/AC invertor jsou umístěny v ocasní části pod křídlem.

+ Nevyžaduje příliš rozsáhlou přestavbu

+ Dobrá montáž a demontáž

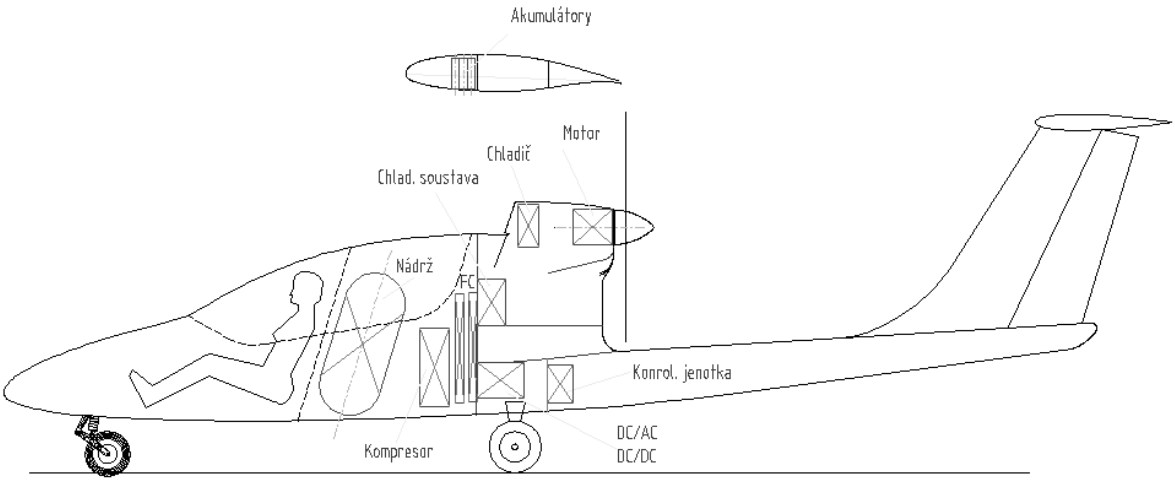
+ Lepší využití prostoru

- Špatná přístupnost k údržbě a seřizování

- Problematické uchycení a dodržení požadavků na uchycení při nouzovém přistání

- Nutnost použití většího množství kabeláže

8.3 Konstrukční uspořádání 3



Obr. 30 Konstrukční řešení 3

U návrhu číslo tři jsou vodíková nádrž, palivové články a kompresor umístěny na výšku. DC/DC konvertor, DC/AC invertor a kontrolní jednotka jsou umístěny v ocasní části pod křídlem.

+ Nevyžaduje příliš rozsáhlou přestavbu

+ Dobrá montáž a demontáž

+ Lepší využití prostoru

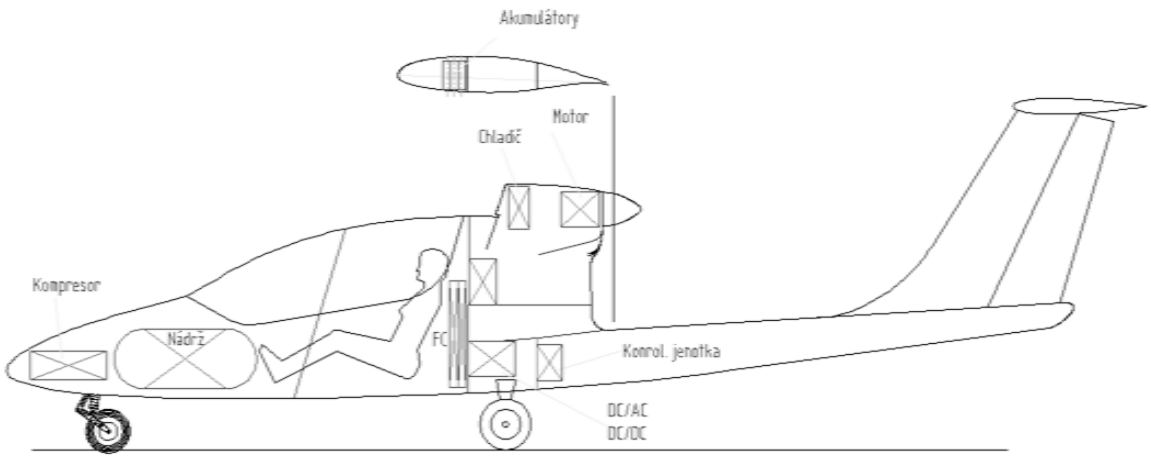
- Špatná přístupnost k údržbě a seřizování

- Problematické uchycení a dodržení požadavků na uchycení při nouzovém přistání

- Nutnost masivní přepážky k přichycení nádrže

- Nutnost použití většího množství kabeláže

8.4 Konstrukční uspořádání 4



Obr. 31 Konstrukční řešení 4

U návrhu číslo čtyři je nádrž na vodík umístěna v přední části před pilotem, kompresor umístěn před nádrží ve špičce letounu. Palivové články jsou umístěny za sedadlem pilota. DC/DC konvertor, DC/AC invertor a kontrolní jednotka jsou umístěny v ocasní části pod křídlem.

+ Dobrý přístup k nádrži

- Horší výhled pilota

- Nutnost složité přestavby (dráhy řízení, el. Instalace, palubní desky)

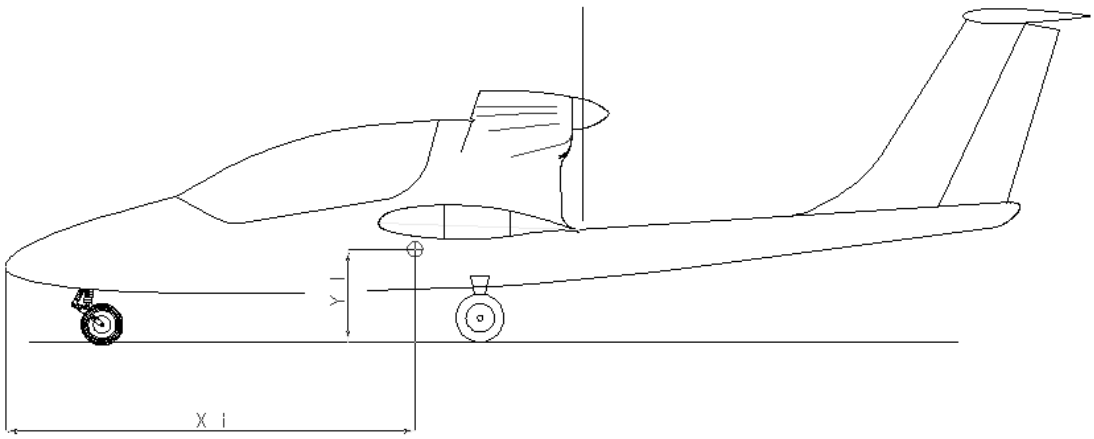
- Nemožnost prakticky oddělit pilotní prostor od nádrže

-V případě potřeby seřízení nebo údržby FC nutnost demontáže sedačky pilota

8.5 Zhodnocení konstrukčních řešení

Při posuzování konstrukčního uspořádání jsem vycházel ze čtyř mnou navržených variant. Z provedeného rozboru všech možností jsem zjistil, že každá verze je technicky realizovatelná s ohledem na hmotnostní a centrážní nároky. Ke každé verzi jsem uvedl základní klady a zápory dané koncepce. Konstrukční uspořádání 4 bych vyloučil jako první, protože nepřináší téměř žádné klady a realizace by byla velice technicky i časově náročná oproti ostatním třem navrhovaným řešením. Konstrukční řešení číslo 2 a 3 jsou přibližně stejná. Špatná přístupnost při seřizování a údržbě spolu se složitostí uchycení tvoří výrazné faktory k zamítnutí těchto možností. Konstrukční řešení 1 se díky svým vlastnostem jeví jako nejpravděpodobnější řešení. Je to hlavně možnost uchycení komponentů k přepážkám, které by byly v případě potřeby pouze zesíleny, a možnost údržby a seřizování komponent. Jako bezpečnostní opatření bych doporučoval pilotní prostor a prostor s nádrží zcela oddělit a zajistit samostatné odvětrávání kvůli nebezpečí případného úniku z nádrže.

9.0 HMOTNOSTNÍ A CENTRÁŽNÍ ROZBOR

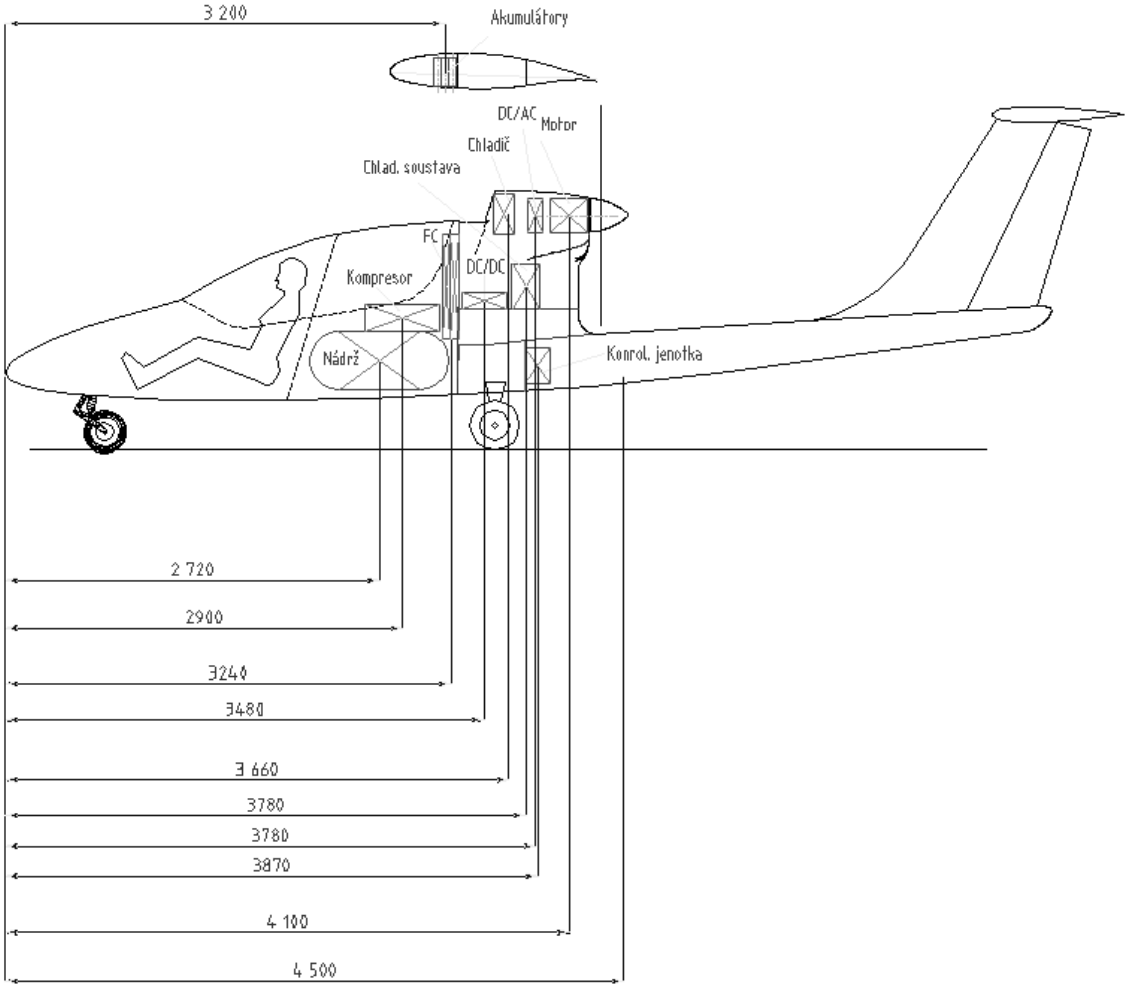


Obr. 32 Schéma výpočtu centráží

Při centrážním rozboru budu vycházet ze souřadnicové soustavy zobrazené na obr.32. Počátek souřadnicové soustavy jsem si určil na špičce letounu. Hmotnosti jednotlivých komponent letounu byly zjištěny ze zprávy LÚ08 – 2007 – 001 – W a doplněny o změny provedené ke dni zpracování této diplomové práce. Rozsah povolených centráží pro letoun Marabu by měl být v rozsahu 21 – 30 % c_{SAT}.

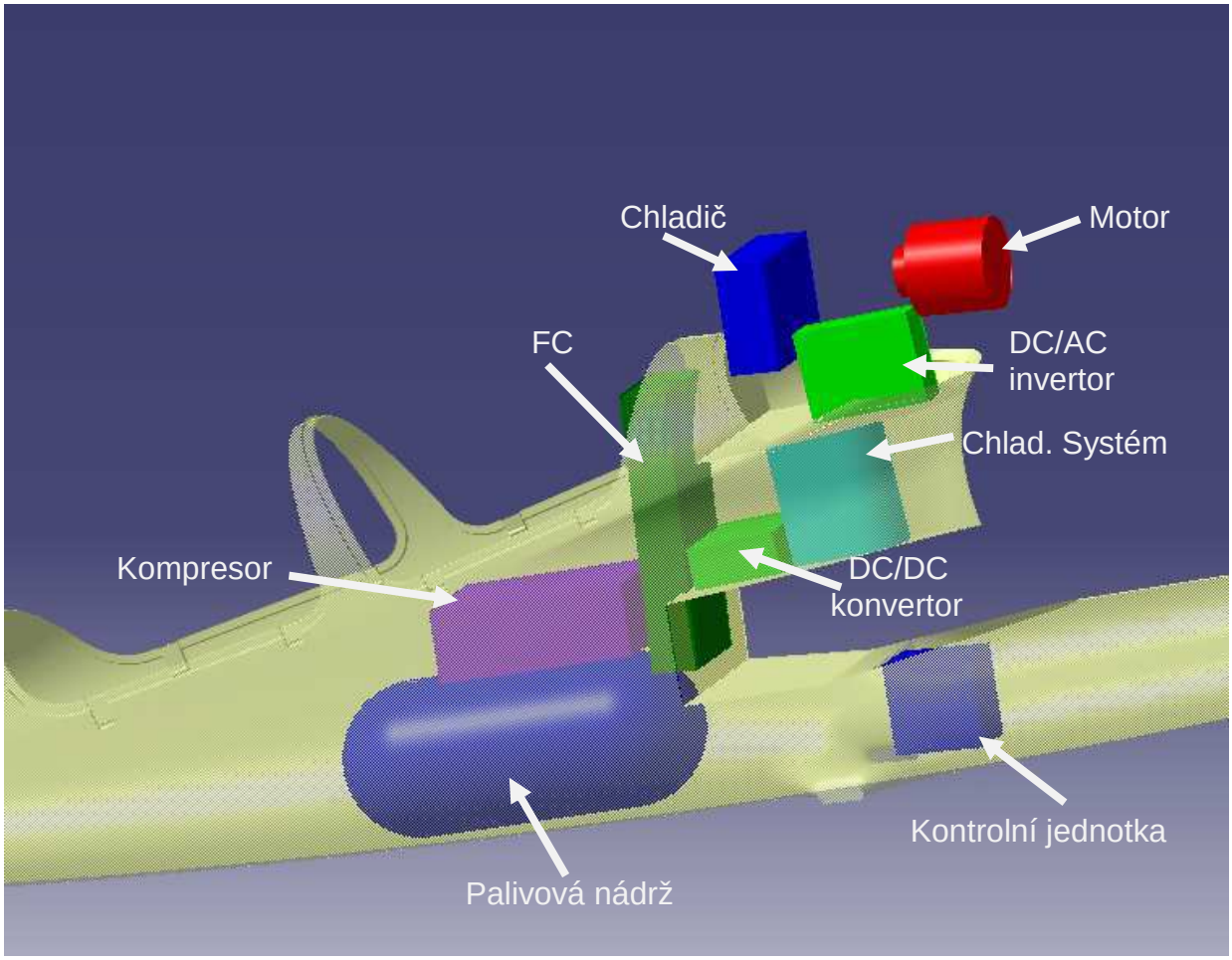
Na začátku provedu rozbor letounu již bez druhého pilota a pohonné soustavy. Druhý pilot byl odstraněn z důvodu nedostatku místa pro pohon pomocí FC. Rovněž byly odstraněny prvky řízení druhého pilota, jeho palubní deska a sedadlo. Jednotlivé zvažované verze budou spočívat v umísťování komponent vodíkového pohonu do prázdného letounu na základě jejich rozměrů, hmotnosti a možnostem uchycení v letounu. Hmotnosti a rozměry jednotlivých komponent byly zjištěny z technické dokumentace nebo odhadnuty z fotografií projektu firmy Boeing. Pro ověření možnosti zástavby jsem použil 2D a 3D modelu letounu. Prázdný letoun s pilotem sedícím v přední části letounu byl rozdělen na jednotlivé položky a byla určena poloha těžiště. Tabulka jednotlivých položek je obsažena v přílohách.

Jako výsledné konstrukční řešení jsem zvolil uspořádání číslo 1, které se jeví jako nejlépe proveditelné. Rozmístění jednotlivých komponent spolu s hodnocením konstrukce je v kapitole 8.1.

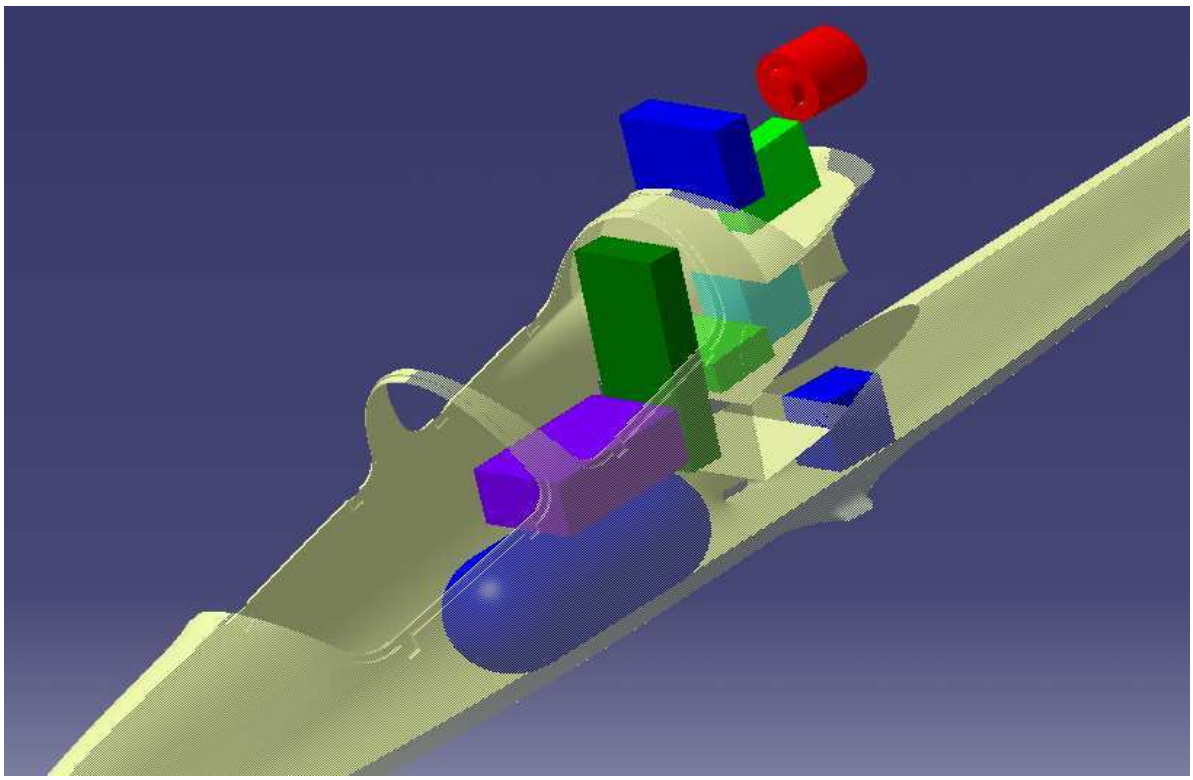


Obr. 33 Výsledné konstrukční uspořádání

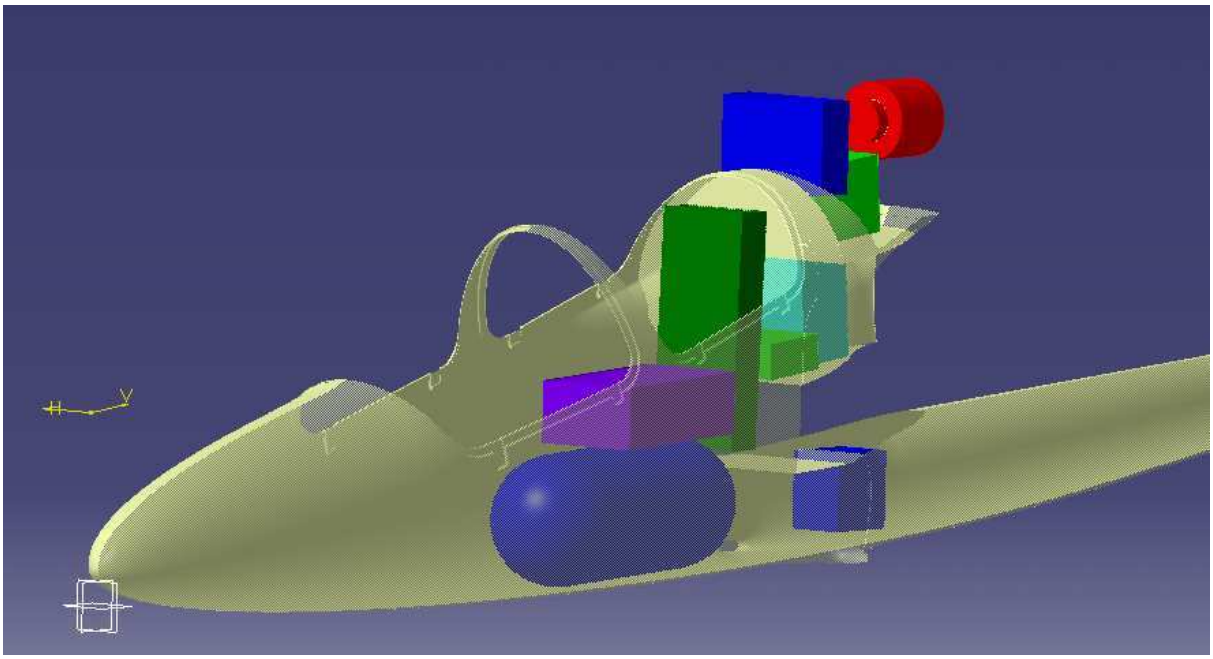
Umístění jednotlivých komponent jsem provedl na základě výkresové dokumentace, kterou jsem obdržel. Bylo provedeno i ve 3D modelu a tím jsem si ověřil prostorovou kompatibilitu komponent a trupu. Výšková poloha motoru a chladiče byla odhadnuta z 2D výkresu, protože kryt motoru je nutné kvůli změně chladiče a motoru vyrobit a aerodynamicky optimalizovat. V okolí jednotlivých komponent zůstal dostatek místa pro vedení kabeláže, potrubí a tras řízení. Výřezy v jednotlivých přepážkách by byly otázkou podrobného konstrukčního návrhu, který je mimo oblast řešení této diplomové práce.



Obr. 34 Prostorové řešení



Obr. 35 Prostorové řešení



Obr. 36 Prostorové řešení

8.7 Centrážní rozbor vybraného řešení

8.7.1 Výpočet střední aerodynamické tětivy

Pro výpočet střední aerodynamické tětivy jsem si křídlo rozdělil na 2 části. První část je kořenová část křídla, která má půdorysný tvar obdélníku a druhá část, která má půdorysný tvar lichoběžníku. K výpočtu jsem použil zadané údaje a výkresovou dokumentaci. Pro výpočet je možné použít grafickou metodu, integraci anebo vzorce pro jednoduché lichoběžníkové křídlo.

Vstupní hodnoty

$c_0 = 1{,}5\ m$

$c_k = 0{,}8294\ m$

$S_{k\check{r}} = 11{,}85\ m^2$

$S_{ko\check{r}} = 1{,}5\ m^2$

$S_{lich} = 4{,}425\ m^2$

Výpočet tětivy kořenové části křídla

$$c_0 = c_{ko\check{r}} = 1{,}5\ m$$

Výpočet tětivy lichoběžníkové části křídla

$$\lambda = \frac{c_k}{c_0} = \frac{0{,}8294}{1{,}5} = 0{,}55293 \qquad (42)$$

$$c_{lich} = \frac{2}{3} \cdot c_0 \cdot \left(\frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda}\right) = \frac{2}{3} \cdot 1{,}5 \cdot \left(\frac{1+0{,}55293+0{,}55293^2}{1+0{,}55293}\right) = 1{,}19688\ m \qquad (43)$$

Výpočet střední aerodynamické tětivy

$$c_{SAT} = \frac{c_{koř} \cdot S_{koř} + c_{lich} \cdot S_{lich}}{S_{koř} + S_{lich}} = \frac{1{,}5 \cdot 1{,}5 + 1{,}19688 \cdot 4{,}425}{1{,}5 + 4{,}425} = 1{,}2736m \qquad (44)$$

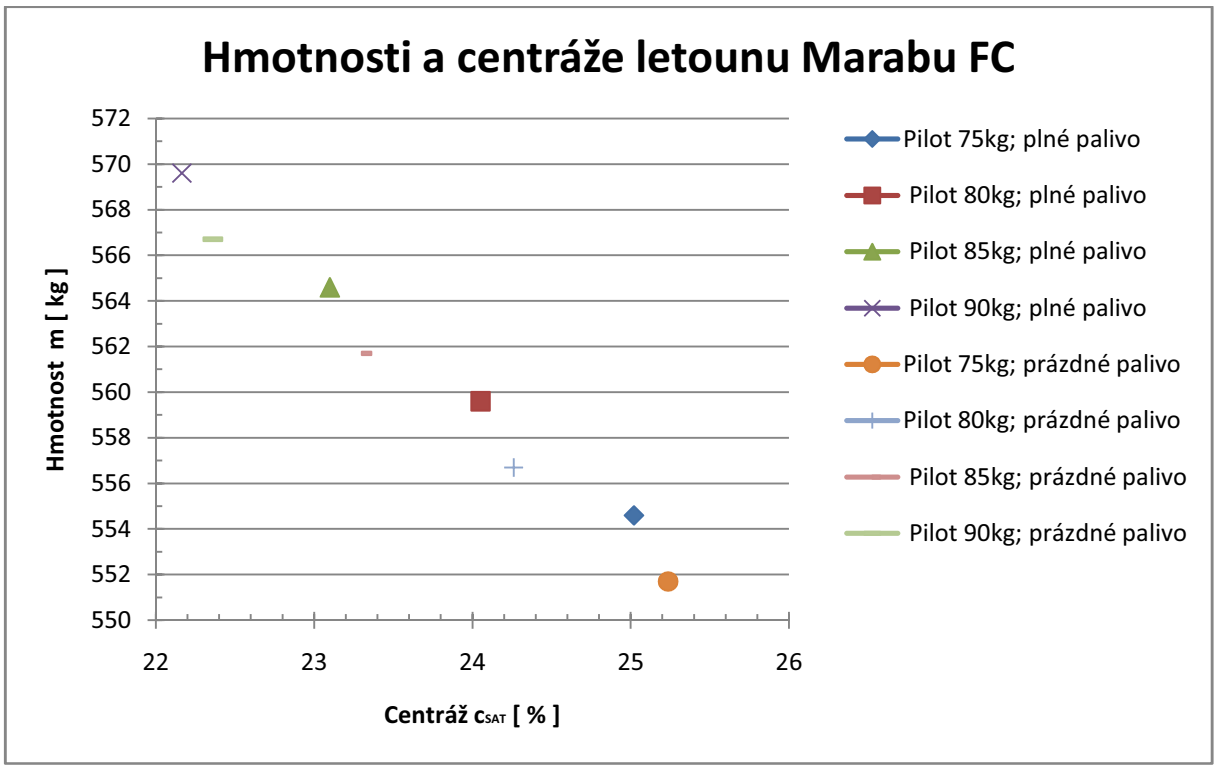
Poloha c_{SAT} v podélném směru od náběžné hrany je vzdálena 75 mm od náběžné hrany kořenové části křídla. Náběžná hrana kořenové části křídla je vzdálena od špičky letounu 2850 mm. Hodnoty byly odměřeny z výkresové dokumentace.

$$x_{SAT} = 2925\ mm$$

Výpočet centráže

$$c = \frac{(X_T - X_{SAT})}{c_{SAT}} \qquad (45)$$

Letoun připravený k letu bez pilota má hmotnost 479,6 kg. Uvažovaná hmotnost pilota bude 80kg, potom by byla vzletová hmotnost letounu 546,6kg. Jelikož je hmotnost paliva 2,9 kg, má jeho vyčerpání na posun těžiště jen malý význam (vyčerpání paliva posune těžiště letounu jen o přibližně 0,2% c_{SAT} dozadu, neuvažuji-li vodu vznikající při práci ve FC). Do celkové hmotnosti byl zahrnut i materiál na upnutí součástí a kabeláž. Vzhledem k proudu v soustavě je potřebná kabeláž o poměrně velkém průřezu. Tyto kabely doporučuji odstínit kvůli možnému ovlivnění palubních přístrojů. Je možné použít odstíněné kabely, jejichž hmotnost je vysoká, nebo použít kabel se samostatným stínícím návlekem. Během práce vodíkového pohonu se tedy hmotnost téměř nemění, což je z hlediska výpočtu centráží výhodné. Jediná měnící se veličina je hmotnost pilota a vodíku v nádrži. Provedu tedy rozbor měnícího se množství paliva a různých hmotností pilota rozsahu 75-90 kg. Jelikož je tabulek veliké množství, uvedu do příloh výpočet pouze případu pro pilota o hmotnosti 80 kg s plnou nádrží. Další případy jsou počítány obdobným způsobem a výsledky jsou shrnuty v tab. 14.



Obr. 37 Hmotnosti a centráže

Případ č.	Hmotnost pilota	Hmotnost paliva	Poloha těžiště od špičky let.	Hmotnost letounu	Centráž
	m_p [kg]	m_{pal} [kg]	x_T [mm]	m_{let} [kg]	c [%c_{SAT}]
1	75	2,9	3244,40	554,6	25,02
2	80	2,9	3232,03	559,6	24,05
3	85	2,9	3219,88	564,6	23,10
4	90	2,9	3207,94	569,6	22,16
5	75	0	3247,16	551,7	25,24
6	80	0	3234,70	556,7	24,26
7	85	0	3222,46	561,7	23,30
8	90	0	3210,44	566,7	22,36

Tab. 14 Přehled centráží

10.0 STABILITA LETOUNU

U podélné stability nás budou nejvíce zajímat síly a momenty v rovině souměrnosti letounu. Jsou to vztlak, odpor a klopivý moment, který má na podélnou stabilitu a řiditelnost největší význam. Pilot mění momentovou rovnováhu výškovým kormidlem, a tím mění úhel náběhu letounu. Kladný klopivý moment má smysl „na ocas“ a záporný má smysl „na hlavu“. Stabilitní případ budeme uvažovat nejhorší možný. Je to tedy ten, při němž je těžiště co nejblíže aerodynamickému středu letounu. Tomuto stavu odpovídá zadní centráž. Z hmotnostního rozboru vyplývá, že se jedná o pilota o hmotnosti 75kg a téměř prázdné nádrži kdy je centráž v 25,235% c_{SAT} .

10.1 Statická zásoba s pevným řízením

$$\sigma_s = \overline{x_A} - \overline{x_T}$$

$$\overline{x_A} = \bar{x}_{A_{K-T}} + \Delta\bar{x}_{A_{VOP}}$$

$$\Delta\bar{x}_{A_{VOP}} = \frac{a_{VOP}}{a} \cdot k_{VOP} \cdot \bar{V}_{VOP} \cdot \left(1 - \frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}\right)$$

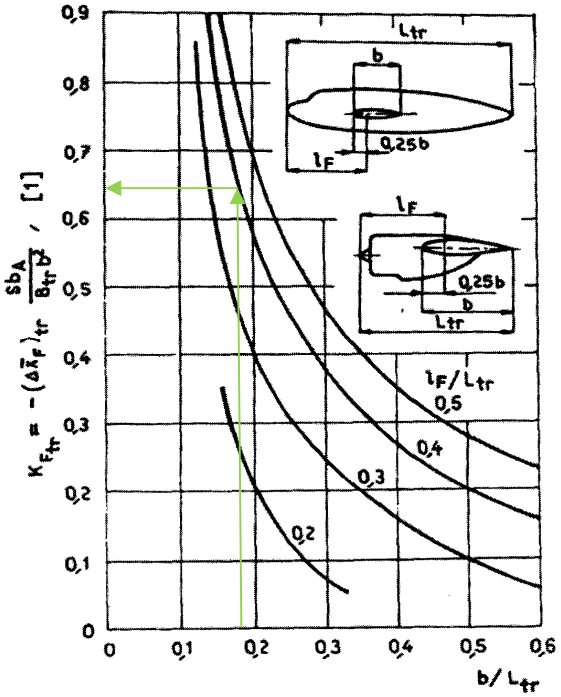
Sklon vztlakové čáry letounu:

$$a = a_{K-T} + a_{VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \left(1 - \frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}\right) = \qquad (46)$$

$$= 5{,}219 + 3{,}71 \cdot 1 \cdot \frac{2{,}277}{11{,}85} \cdot (1 - 0{,}3025) = 5{,}716\ \frac{1}{rad}$$

a_{VOP} – zjištěno z podkladů

k_{VOP} =1 dle [2] str.113



$$\frac{L_F}{L_{tr}} = \frac{3183,3}{8133,1} = 0,391 \approx 0,4$$

$$\frac{b}{L_{tr}} = \frac{1500}{8133,3} = 0,184$$

$$K_{F_{tr}} => 0,65$$

Tab. 15 Faktor vlivu trupu lit.[2]

$$\bar{x}_{A_T} = -K_{F_{tr}} \cdot \frac{B_{tr} \cdot c_{koř}}{S \cdot c_{SAT}} = -0,65 \cdot \frac{0,6687 \cdot 1,5^2}{11,85 \cdot 1,2736} = -0,0648 \qquad (47)$$

Aerodynamický střed K-T:

$$\bar{x}_{A_{K-T}} = \bar{x}_{A_{kř}} - \Delta\bar{x}_{A_T} = 0,25 - 0,0648 = 0,1852 \qquad (48)$$

Vzdálenost A.S. $_{K-T}$ a A.S. $_{VOP}$:

$$l_{VOP} = \tilde{l}_{VOP} + \left(x_T - x_{A_{K-T}}\right) \qquad (49)$$

$$= 4,2218 + (0,25235 \cdot 1,2736 - 0,1852 \cdot 1,2736) = 4,306\ m$$

Mohutnost VOP:

$$\bar{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot l_{VOP}}{S \cdot c_{SAT}} = \frac{2{,}277 \cdot 4{,}3063}{11{,}85 \cdot 1{,}2736} = 0{,}6488 \qquad (50)$$

Příspěvek VOP k posunu aerodynamického středu:

$$\Delta\bar{x}_{A_{VOP}} = \frac{a_{VOP}}{a} \cdot k_{VOP} \cdot \bar{V}_{VOP} \cdot \left(1 - \frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}\right) = \qquad (51)$$

$$= \frac{3{,}71}{5{,}716} \cdot 1 \cdot 0{,}6488 \cdot (1 - 0{,}3025) = 0{,}2936$$

Poloha aerodynamického bodu letounu:

$$\overline{x_A} = \bar{x}_{A_{K-T}} + \Delta\bar{x}_{A_{VOP}} \qquad (52)$$

$$\overline{x_A} = 0{,}1852 + 0{,}2936 = 0{,}4788$$

Statická stabilitní zásoba s pevným řízením:

$$\sigma_s = \overline{x_A} - \overline{x_T} = 0{,}4788 - 0{,}25235 = 0{,}2264 \qquad (53)$$

10.2 Statická zásoba s volným řízením

$$\sigma_s = \overline{x_A} - \overline{x_T}$$

$$\overline{x_A} = \overline{x_A} + \frac{f_k - 1}{f_k} \cdot \frac{l^*{}_{VOP}}{c_{SAT}}$$

Vzdálenost A.S. letounu a A.S. VOP

$$l^*{}_{VOP} = \tilde{l}_{VOP} + (x_T - x_A) = 4{,}2218 + (0{,}25235 - 0{,}4788 \cdot 1{,}2736) = 3{,}86434\ m \qquad (54)$$

Faktor uvolnění výškového kormidla:

$$f_k = 1 - \frac{c_{L_\delta}}{a} \cdot \frac{c_{H_\alpha}}{c_{H_\delta}} = 1 - \frac{0{,}4505}{5{,}717} \cdot \frac{-0{,}07044}{-0{,}3531} = 0{,}984 \qquad (55)$$

Aerodynamický střed s volným řízením:

$$\overline{x_A} = 0{,}4788 + \frac{0{,}984-1}{0{,}984} \cdot \frac{3{,}86434}{1{,}2736} = 0{,}4303 \qquad (56)$$

Přírůstek závěsového momentu na úhlu náběhu VOP:

$$c_{H_{\alpha\,VOP}} = -0{,}12 \cdot F_\alpha \cdot a_{VOP} \cdot \frac{S_{VK}}{S_{VOP}} = -0{,}12 \cdot 0{,}54 \cdot 3{,}71 \cdot \frac{0{,}957}{2{,}277} = -0{,}1010 \qquad (57)$$

F_α – odečteno z grafu viz. Lit. [2] str. 115

Přírůstek závěsového momentu na výchylce VK:

$$c_{H_\delta} = -0{,}14 \cdot F_\delta \cdot a_{VOP} = -0{,}14 \cdot 0{,}68 \cdot 3{,}71 = -0{,}3531 \qquad (58)$$

F_δ – odečteno z grafu viz. Lit. [2] str. 115

Derivace součinitele vztlaku VOP podle výchylky VK:

$$c_{L_{VOP\,\delta_{VK}}} = a_{VOP} \cdot \frac{\partial \alpha_{VOP}}{\partial \delta} = 3{,}71 \cdot 0{,}632 = 2{,}344 \qquad (59)$$

Účinnost výškového kormidla:

$$\frac{\partial \alpha_{VOP}}{\partial \delta} = 0{,}632 - zjištěno\ z\ podkladů$$

Derivace součinitele vztlaku letounu podle výchylky VK:

$$c_{L_\delta} = c_{L_{VOP\,\delta_{VK}}} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} = 2{,}344 \cdot 1 \cdot \frac{2{,}277}{11{,}85} = 0{,}4505 \qquad (60)$$

Derivace součinitele závěsového momentu VK podle úhlu náběhu VOP:

$$c_{H_\alpha} = c_{H_{\alpha\,VOP}} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) = -0{,}1010 \cdot (1 - 0{,}3025) = -0{,}07044 \qquad (61)$$

Statická stabilita letounu s volným řízením

$$\sigma_s = \overline{x_A} - \overline{x_T} = 0{,}430 - 0{,}25235 = 0{,}17799 \qquad (62)$$

10.3 Přehled výsledků

	Volné řízení	Pevné řízení
Statická stabilita	17,79%	22,64%

Je zřejmé, že uvolnění řízení posouvá aerodynamický bod letounu dopředu, což má destabilizující účinek. Míra podélné statické stability letounu je veliká, jelikož vlivem zástavby FC pohonu došlo k posunutí těžiště dopředu. Tento posun vede ke zmenšení obratnosti a k zvýšení sil do řízení. Jelikož jsme ale v mezích povolené centráže původního letounu, budou síly do řízení v normě.

11.0 VÝPOČET OBÁLKY ZATÍŽENÍ

11.1 Letová obálka původního letounu

- dle CS-VLA333

11.2.1 Návrhové rychlosti

Návrhová cestovní rychlost

Nesmí být nižší než:

$$V_{C\,1} = 2{,}4 \cdot \sqrt{\frac{m \cdot g}{S}} = 2{,}4 \cdot \sqrt{\frac{600 \cdot 9{,}80665}{11{,}85}} = 53{,}48\,\frac{m}{s} = 193\,\frac{km}{h} \qquad (63)$$

Nemusí být vyšší než:

$$V_{C\,2} = 0{,}9 \cdot V_H = 0{,}9 \cdot 72{,}22 = 65\,\frac{m}{s} \cong 234\,\frac{km}{h} \qquad (64)$$

$$V_C = 65\,\frac{m}{s} \cong 234\,\frac{km}{h}$$

Návrhová rychlost strmého sestupného letu

Nesmí být nižší než:

$$V_D = 1{,}25 \cdot V_C = 1{,}25 \cdot 65 = 81{,}25\,\frac{m}{s} = 292\,\frac{km}{h} \qquad (65)$$

Nesmí být nižší než:

$$V_D = 1{,}4 \cdot V_{C\,min} = 1{,}4 \cdot 53{,}47 = 74{,}86\,\frac{m}{s} = 270\,\frac{km}{h} \qquad (66)$$

$$V_D = 293\,\frac{km}{h}$$

Pádová rychlost se zasunutými vztlakovými klapkami

$$m \cdot g = c_{L\,max} \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot {V_{S1}}^2 \cdot S => v_{s1}$$

$$V_{S1} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{S \cdot c_{L\,max} \cdot \rho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9{,}80665}{11{,}85 \cdot 1{,}58 \cdot 1{,}225}} = 22{,}65 \frac{m}{s} = 82 \frac{km}{h} \qquad (67)$$

Návrhová obratová rychlost V_A

$$V_A = V_{S1} \cdot \sqrt{n_1} = 22{,}65 \cdot \sqrt{3{,}8} = 44{,}15 \frac{m}{s} = 159 \frac{km}{h} \qquad (68)$$

Pádová rychlost při letu na zádech

$$m \cdot g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{SG}^2 \cdot c_{L\,min} \cdot S => V_{SG}$$

$$V_{SG} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_{L\,min} \cdot S \cdot \rho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9{,}80665}{1{,}2 \cdot 11{,}85 \cdot 1{,}225}} = 26 \frac{m}{s} = 94 \frac{km}{hod} \qquad (69)$$

Obratová rychlost letu na zádech V_G

$$V_G = V_{SG} \cdot \sqrt{n_2} = 26 \cdot \sqrt{1{,}5} = 31{,}8 \frac{m}{s} = 115 \frac{km}{hod} \qquad (70)$$

11.2.2 Poryvová obálka

Maximální provozní násobek zatížení při obratech

a) Maximální provozní násobek zatížení při obratech nesmí být menší než 3,8

b) Záporný maximální provozní násobek zatížení při obratech nesmí být menší než -1,5

Dle CS-VLA 337

Násobky zatížení při poryvu

Velikosti poryvu:

	U_{de} [ft/s]	U_{de} [m/s]
Rychlost v_C	50	15,24
Rychlost v_G	25	7,62

Dle CS - VLA 341

$$\mu_g = \frac{2 \cdot \frac{m}{S}}{\rho \cdot c_{SGT} \cdot a} = \frac{2 \cdot \frac{600}{11,85}}{1,225 \cdot 1,234 \cdot 5,717} = 11,72 \qquad (71)$$

$$k_g = \frac{0,88 \cdot u_g}{5,3 + u_g} = \frac{0,88 \cdot 11,72}{5,3 + 11,72} = 0,606 \qquad (72)$$

k_g - změkčující součinitel

U_{de} - rychlost poryvu

c_{STG} - střední geometrická tětiva

Násobek při V_C

$$n_{Vc} = 1 \pm \frac{k_g \cdot \rho \cdot V_c \cdot a \cdot U_{de}}{2 \cdot g \cdot \frac{m}{S}} = \frac{0{,}606 \cdot 1{,}225 \cdot 65 \cdot 5{,}717 \cdot 15{,}24}{2 \cdot 9{,}80665 \cdot \frac{600}{11{,}85}} = 1 \pm 4{,}23 \qquad (73)$$

$n_{V_{c+}} = 5{,}23$

$n_{V_{c-}} = -3{,}23$

Násobek při V_D

$$n_{Vd} = 1 \pm \frac{k_g \cdot \rho \cdot V_D \cdot a \cdot U_{de}}{2 \cdot g \cdot \frac{m}{S}} = \frac{0{,}606 \cdot 1{,}225 \cdot 81{,}25 \cdot 5{,}717 \cdot 7{,}62}{2 \cdot 9{,}80665 \cdot \frac{600}{11{,}85}} = 1 \pm 3{,}65 \qquad (74)$$

$n_{V_{D+}} = 3{,}65$

$n_{V_{D+}} = -1{,}65$

11.2.3 Klapková obálka

Pádová rychlost letu s vysunutými klapkami

a) $n_{kl} = 2$ – klapkový násobek
b) Kladné a záporné poryvy o rychlosti 7,62 m/s působící kolmo na dráhu letu při vodorovném letu
- dle CS-VLA345

$$m \cdot g = c_{L\,max\,kl} \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot {V_{SF}}^2 \cdot S => V_{SF}$$

$$V_{SF} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{S \cdot c_{L\ \delta_{kl}=35} \cdot \rho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9{,}80665}{11{,}85 \cdot 2{,}24 \cdot 1{,}225}} = 19{,}02 \frac{m}{s} \cong 68 \frac{km}{hod} \qquad (75)$$

Návrhová obratová rychlost s vysunutými klapkami V_k

$$V_{KL} = V_{SF} \cdot \sqrt{n_F} = 19{,}02 \cdot \sqrt{2} = 26{,}9 \cong 97 \frac{km}{h}$$

Návrhová rychlost letu s vysunutými klapkami

$$V_{F1} = 1{,}4 \cdot V_{s1} = 1{,}4 \cdot 22{,}65 = 31{,}71 \frac{m}{s} = 114 \frac{km}{h} \qquad (76)$$

$$V_{F2} = 1{,}8 \cdot V_{SF} = 1{,}8 \cdot 19{,}02 = 34{,}24 \frac{m}{s} = 123 \frac{km}{h} \qquad (77)$$

$$=> V_F \cong 34{,}24 \frac{m}{s} \cong 123 \frac{km}{hod}$$

Poryv s vysunutými klapkami

$$n_{KL} = 1 \pm \frac{\rho \cdot k_g \cdot \mathrm{U_{de}} \cdot \mathrm{V} \cdot a_{\delta_{kl}=35} \cdot \mathrm{S}}{2 \cdot m \cdot g} \qquad (78)$$

$$\mu_{g\,KL} = \frac{2 \cdot \frac{m}{S}}{\rho \cdot c_{SGT} \cdot a_{\delta_{kl}=35}} = \frac{2 \cdot \frac{600}{11{,}85}}{1{,}225 \cdot 1{,}234 \cdot 6{,}076} = 11{,}025 \qquad (79)$$

$$k_{g\,KL} = \frac{0{,}88 \cdot u_{g\,kl}}{5{,}3 + u_{g\,kl}} = \frac{0{,}88 \cdot 11{,}025}{5{,}3 + 11{,}025} = 0{,}594 \qquad (80)$$

$$n_{KL} = 1 \pm \frac{k_g \cdot \rho \cdot V_F \cdot a \cdot U_{de}}{2 \cdot g \cdot \frac{m}{S}} = \frac{0{,}594 \cdot 1{,}225 \cdot 34{,}24 \cdot 6{,}076 \cdot 7{,}62}{2 \cdot 9{,}80665 \cdot \frac{600}{11{,}85}} = 1 \pm 1{,}16 \qquad (81)$$

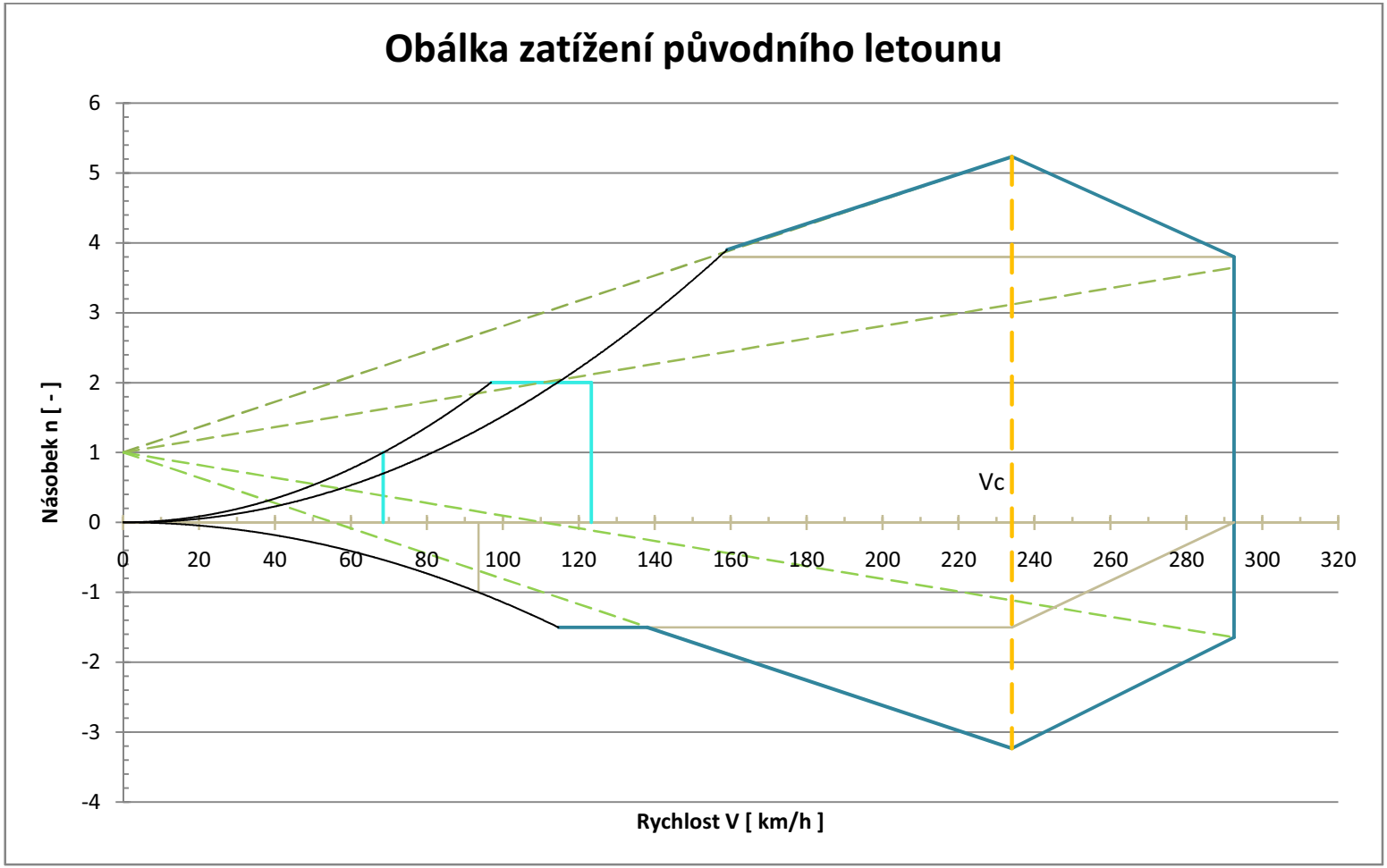
$$n_{KL+} = 2{,}16$$

$$n_{KL-} = -0{,}16$$

11.2.4 Přehled výsledků

Rychlosti		
	[m/s]	[km/h]
V_C	65,00	234
V_D	81,25	292
V_{S1}	22,65	82
V_A	44,16	159
V_{SG}	25,99	94
V_{SG0}	31,83	115

Násobky [-]	
n_{Vc+}	5,23
n_{Vc-}	-3,23
n_{VD+}	3,65
n_{VD-}	-1,65
n_{KL+}	2,16
n_{KL-}	-0,16



Obr. 38 Obálka zatížení původního letounu

11.2 Letová obálka letounu s FC pohonem

11.2.1 Návrhové rychlosti

- dle CS-VLA333

Návrhová cestovní rychlost

Nesmí být nižší než:

$$V_{C\,1} = 2{,}4 \cdot \sqrt{\frac{m \cdot g}{S}} = 2{,}4 \cdot \sqrt{\frac{600 \cdot 9{,}80665}{11{,}85}} = 53{,}48\,\frac{m}{s} = 193\,\frac{km}{h} \qquad (82)$$

Nemusí být vyšší než:

$$V_{C\,2} = 0{,}9 \cdot V_H = 0{,}9 \cdot 44{,}44 = 40\,\frac{m}{s} \cong 144\,\frac{km}{h} \qquad (83)$$

$$V_C = 40\,\frac{m}{s} \cong 144\,\frac{km}{h}$$

Jelikož je letoun v kategorii EXPERIMENTÁL a rychlosti 193 km/h s pohonem pomocí FC nedosahuje, je volena pro pevnostní ověření letounu cestovní rychlost 144km/h.

Návrhová rychlost strmého sestupného letu

Nesmí být nižší než:

$$V_D = 1{,}25 \cdot V_C = 1{,}25 \cdot 53 = 66{,}85\,\frac{m}{s} = 241\,\frac{km}{h} \qquad (84)$$

Nesmí být nižší než:

$$V_D = 1{,}4 \cdot V_{C\,min} = 1{,}4 \cdot 40 = 56\,\frac{m}{s} = 202\,\frac{km}{h} \qquad (85)$$

$$V_D = 241\,\frac{km}{h}$$

Pádová rychlost se zasunutými vztlakovými klapkami

$$m \cdot g = c_{L\,max} \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot {V_{s1}}^2 \cdot S => V_{s1}$$

$$V_{S1} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{S \cdot c_{L\,max} \cdot \rho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9{,}80665}{11{,}85 \cdot 1{,}58 \cdot 1{,}225}} = 22{,}65 \frac{m}{s} = 82 \frac{km}{h} \qquad (86)$$

Návrhová obratová rychlost V_a

$$V_A = V_{S1} \cdot \sqrt{n_1} = 22{,}65 \cdot \sqrt{3{,}8} = 44{,}15 \frac{m}{s} = 159 \frac{km}{h} \qquad (87)$$

Pádová rychlost při letu na zádech

$$m \cdot g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{SG}^2 \cdot c_{L\,min} \cdot S => V_{SG}$$

$$V_{SG} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_{L\,min} \cdot S \cdot \rho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9{,}80665}{1{,}2 \cdot 11{,}85 \cdot 1{,}225}} = 26 \frac{m}{s} = 94 \frac{km}{hod} \qquad (88)$$

Obratová rychlost letu na zádech V_G

$$V_G = V_{SG} \cdot \sqrt{n_2} = 26 \cdot \sqrt{1{,}5} = 31{,}8 \frac{m}{s} = 115 \frac{km}{hod} \qquad (89)$$

11.2.2 Poryvová obálka

Maximální provozní násobek zatížení při obratech

c) Maximální provozní násobek zatížení při obratech nesmí být menší než 3,8

d) Záporný maximální provozní násobek zatížení při obratech nesmí být menší než -1,5

Dle CS-VLA 337

Násobky zatížení při poryvu

Velikosti poryvu:

	U_{de} [ft/s]	U_{de} [m/s]
Rychlost v_C	50	15,24
Rychlost v_D	25	7,62

Dle CS - VLA 341

$$\mu_g = \frac{2\cdot\frac{m}{S}}{\rho\cdot c_{SGT}\cdot a} = \frac{2\cdot\frac{600}{11,85}}{1,225\cdot 1,234\cdot 5,717} = 11,72 \qquad (90)$$

$$k_g = \frac{0,88\cdot u_g}{5,3+u_g} = \frac{0,88\cdot 11,72}{5,3+11,72} = 0,606 \qquad (91)$$

k_g - změkčující součinitel

U_{de} - rychlost poryvu

c_{STG} - střední geometrická tětiva

Násobek při V_c

$$n_{vc} = 1 \pm \frac{k_g \cdot \rho \cdot V_c \cdot a \cdot U_{de}}{2 \cdot g \cdot \frac{m}{s}} = \frac{0{,}606 \cdot 1{,}225 \cdot 40 \cdot 5{,}717 \cdot 15{,}24}{2 \cdot 9{,}80665 \cdot \frac{600}{11{,}85}} = 1 \pm 2{,}61 \qquad (92)$$

$$n_{V_{c+}} = 3{,}61$$

$$n_{V_{c-}} = -1{,}61$$

Násobek při V_D

$$n_{Vd} = 1 \pm \frac{k_g \cdot \rho \cdot V_D \cdot a \cdot U_{de}}{2 \cdot g \cdot \frac{m}{s}} = \frac{0{,}606 \cdot 1{,}225 \cdot 66{,}85 \cdot 5{,}717 \cdot 7{,}62}{2 \cdot 9{,}80665 \cdot \frac{600}{11{,}85}} = 1 \pm 2{,}18 \qquad (93)$$

$$n_{V_{d+}} = 3{,}18$$

$$n_{V_{d+}} = -1{,}18$$

11.2.3 Klapková obálka

Pádová rychlost letu s vysunutými klapkami

c) $n_{kl} = 2$ – klapkový násobek
d) Kladné a záporné poryvy o rychlosti 7,62 m/s působící kolmo na dráhu letu při vodorovném letu
- dle CS-VLA345

$$m \cdot g = c_{L\,max\,kl} \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot {v_{SF}}^2 \cdot S => v_{SF}$$

$$V_{SF} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{S \cdot c_{L\ \delta_{kl}=35} \cdot \rho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9{,}80665}{11{,}85 \cdot 2{,}24 \cdot 1{,}225}} = 19{,}02 \frac{m}{s} \cong 68 \frac{km}{hod} \qquad (94)$$

Návrhová obratová rychlost s vysunutými klapkami V_k

$$V_{KL} = V_{SF} \cdot \sqrt{n_F} = 19{,}02 \cdot \sqrt{2} = 26{,}9 \cong 97 \frac{km}{h} \qquad (95)$$

Návrhová rychlost letu s vysunutými klapkami

$$V_{F1} = 1{,}4 \cdot V_{s1} = 1{,}4 \cdot 22{,}65 = 31{,}71 \frac{m}{s} = 114 \frac{km}{h} \qquad (96)$$

$$V_{F2} = 1{,}8 \cdot V_{SF} = 1{,}8 \cdot 19{,}02 = 34{,}24 \frac{m}{s} = 123 \frac{km}{h} \qquad (97)$$

$$=> V_F \cong 34{,}24 \frac{m}{s} \cong 123 \frac{km}{hod}$$

Poryv s vysunutými klapkami

$$n_{KL} = 1 \pm \frac{\rho \cdot k_g \cdot \mathrm{U_{de}} \cdot \mathrm{V} \cdot a_{\delta_{kl}=35} \cdot \mathrm{S}}{2 \cdot m \cdot g} \qquad (98)$$

$$\mu_{g\ KL} = \frac{2 \cdot \frac{m}{S}}{\rho \cdot c_{SGT} \cdot a_{\delta_{kl}=35}} = \frac{2 \cdot \frac{600}{11{,}85}}{1{,}225 \cdot 1{,}234 \cdot 6{,}076} = 11{,}025 \qquad (99)$$

$$k_{g\ KL} = \frac{0{,}88 \cdot u_{g\ kl}}{5{,}3 + u_{g\ kl}} = \frac{0{,}88 \cdot 11{,}025}{5{,}3 + 11{,}025} = 0{,}594 \qquad (100)$$

$$n_{KL} = 1 \pm \frac{k_g \cdot \rho \cdot V_F \cdot a \cdot U_{de}}{2 \cdot g \cdot \frac{m}{S}} = \frac{0{,}594 \cdot 1{,}225 \cdot 34{,}24 \cdot 6{,}076 \cdot 7{,}62}{2 \cdot 9{,}80665 \cdot \frac{600}{11{,}85}} = 1 \pm 1{,}16 \qquad (101)$$

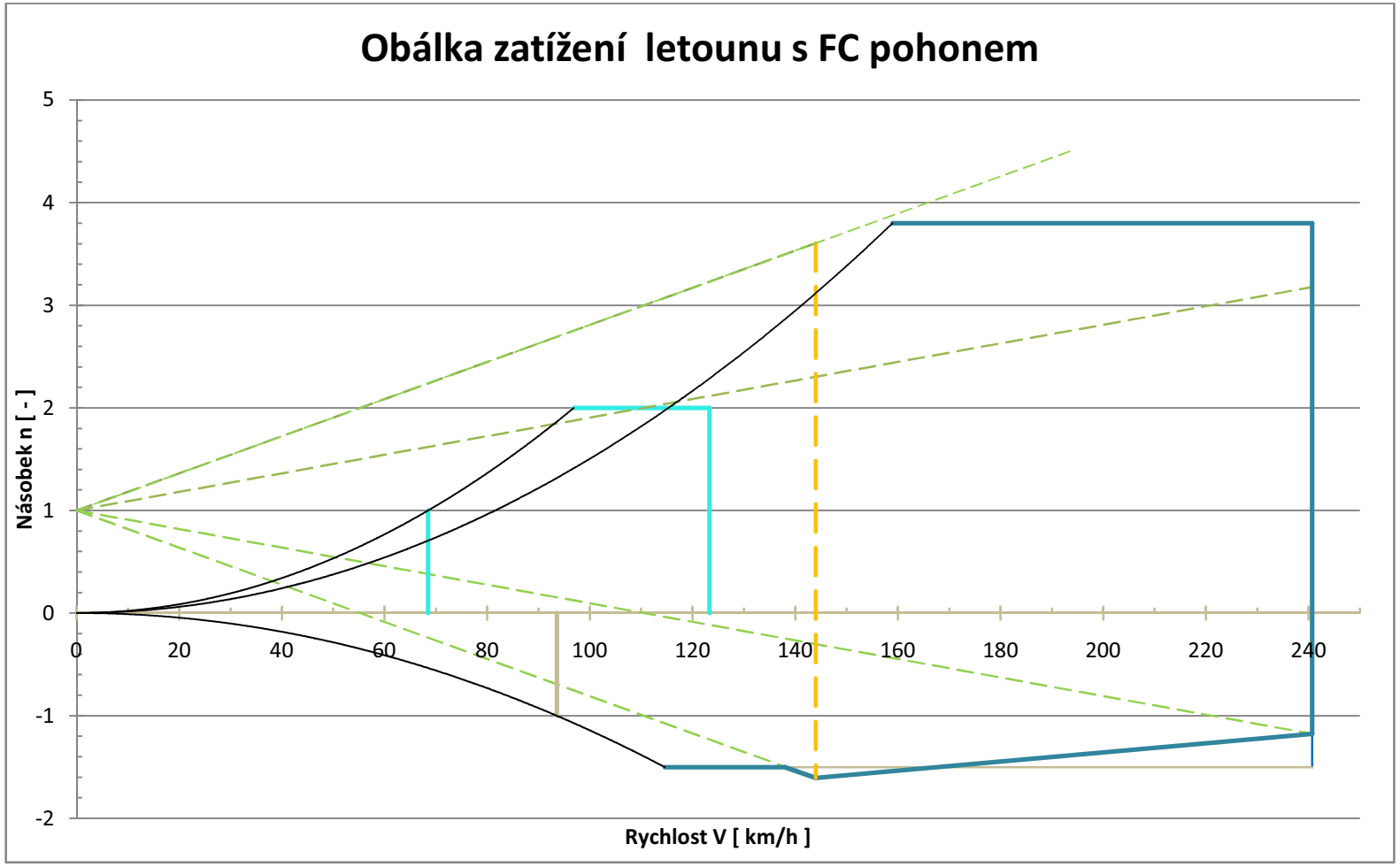
$n_{KL+} = 2{,}16$

$n_{KL-} = -0{,}16$

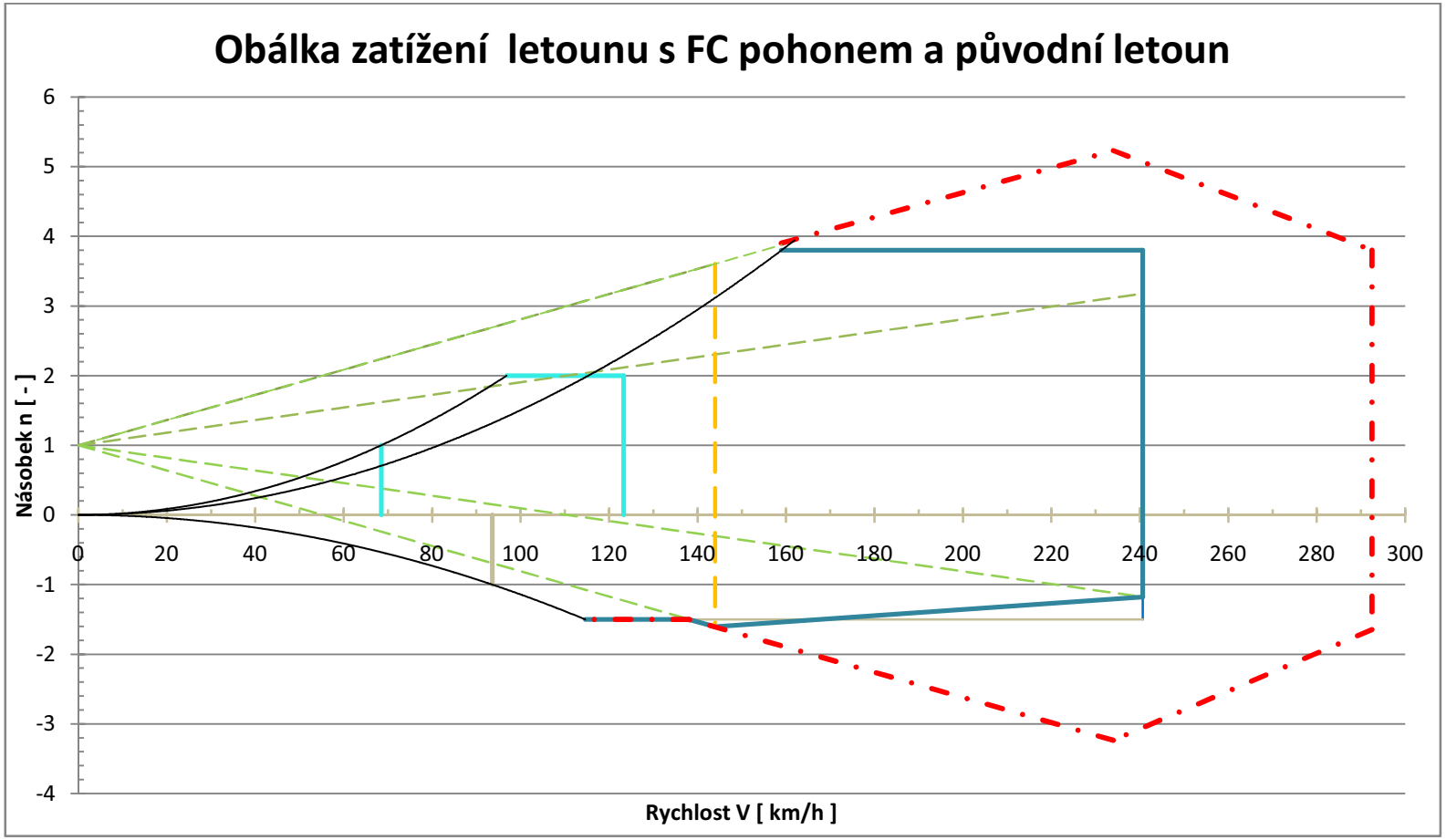
11.2.4 Přehled výsledků

Rychlosti		
	[m/s]	[km/h]
V_C	40,00	144
V_D	66,85	241
V_{S1}	22,65	82
V_A	44,16	159
V_{Sg}	25,99	94
V_{s0}	31,83	115

Násobky [-]	
n_{Vc+}	3,60
n_{Vc-}	-1,60
n_{Vd+}	3,18
n_{Vd-}	-1,18
n_{KL+}	2,16
n_{KL-}	-0,16



Obr. 39 Obálka letounu s FC pohonem



Obr. 40 Srovnání obálek letounu s FC pohonem a původního letounu

11.3 Zhodnocení

Z obr. 40 je zřejmé, že při přestavbě letounu VUT 001 MARABU na vodíkový pohon nedojde k překročení zatížení, na které byl letoun původně dimenzován. Obálka zatížení přestavěného letounu je uvnitř obálky zatížení původního letounu, která je na obrázku znázorněna čerchovanou čárou.

12.0 NÁVRH MOTOROVÉHO LOŽE

12.1 Požadavky normy na zatížení

Dle CS-VLA

CS-VLA 361 Kroutící moment od motoru

(a) Motorové lože a jeho nosná konstrukce musí být navrženy pro tyto účinky :

(1) Maximálního provozního kroutícího momentu motoru, odpovídajícího startovnímu výkonu a příslušným otáčkám vrtule, působícího současně se 75 % provozního zatížení v bodě A letové obálky CS-VLA 333(d).

(2) Maximálního provozního kroutícího momentu motoru specifikovaného v CS-VLA 361(b), působícího současně s provozním zatížením v bodě A letové obálky CS-VLA 333(d); a

(b) Maximální provozní krouticí moment uvažovaný v pododstavci (a) (2) tohoto odstavce musí být získán násobením průměrného kroutícího momentu pro maximální trvalý výkon koeficientem určeným následovně:

(1) Pro čtyřdobé motory -

(i) 1,33 u motorů s pěti nebo více válci

(ii) 2, 3, 4 nebo 8 u motorů se čtyřmi, třemi, dvěma nebo jedním válcem.

(2) Pro dvoudobé motory:

(i) 2 u motorů se třemi nebo více válci

(ii) 3 nebo 6 u motorů s dvěma nebo jedním válcem.

CS-VLA 363 Boční zatížení motorového lože

(a) Motorové lože a jeho nosná konstrukce musí být navrženy pro mezní násobek zatížení v bočním směru, pro boční zatížení motorového lože ne menší než 1,33.

(b) Boční zatížení předepsané v pododstavci (a) tohoto odstavce může být považováno za nezávislé na ostatních letových podmínkách.

CS-VLA 561 Všeobecně

(a) Letoun, i když může být při nouzovém přistání poškozen, musí být navržen podle požadavků tohoto odstavce tak, aby každá osoba na palubě letounu byla chráněna podle těchto podmínek.

(b) Konstrukce letounu musí být navržena tak, aby poskytovala každé osobě na palubě možnost přiměřené ochrany před vážným zraněním při méně vážném havarijním přistání za následujících podmínek

(1) Jsou správně použity bezpečnostní pásy nebo bezpečnostní postroje; a

(2) Osoby na palubě letounu jsou vystaveny působení mezních setrvačných sil uvedených dále:

Součinitelé mezního setrvačného zatížení

Nahoru	3,0 g
Dopředu	9,0 g
Do stran	1,5 g

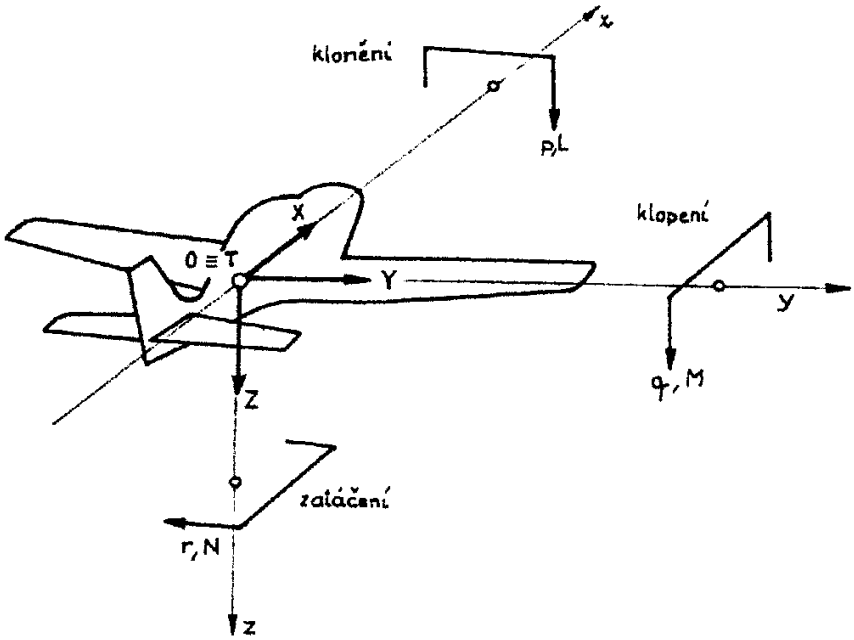
(c) Každá hmota, která by mohla poranit osobu na palubě v případě utržení, musí být navržena pro zatížení uvedenými součiniteli, kromě motorového lože a jeho nosné konstrukce, které musí odolat dopřednému zrychlení 15 g pro motory umístěné za a/nebo nad kabinou posádky.

(d) Konstrukce musí být navržena tak, aby osoby na palubě byly chráněny i při úplném převrácení. V případě, že není k dispozici racionálnější rozbor, se předpokládá, že:

(1) Mezní setrvačná síla o velikosti 3,0 g působí směrem nahoru; a

(2) Součinitel tření na zemi je 0,5.

12.2 Výpočet zatížení



Obr. 41 Souřadnicová soustava viz. Lit. [7]

(102)

P_{max} – Výkon na výstupu motoru, výkon palivových článků snížený o účinnost motoru, DC/DC konvertoru a DC/AC invertoru

n – Maximální otáčky motoru

Maximální kroutící moment při startu

$$M_{k\,1} = 1{,}33 \cdot \frac{P_{max}}{2 \cdot \pi \cdot n} = 1{,}33 \cdot \frac{32\,893}{2 \cdot \pi \cdot 25} = 278{,}5\ Nm \qquad (103)$$

Koeficient 1,33 byl volen proto, protože v normě není koeficient pro elektromotor. Elektrický motor má hladký chod a téměř žádné rázy, proto jsem volil nejnižší součinitel.

Zatížení od kroutícího momentu a 75% zatížení v bodě A obálky letounu

$$F_{z1} = 0{,}75 \cdot n_1 \cdot m_{ms} \cdot g = 0{,}75 \cdot 3{,}8 \cdot 40{,}32 \cdot 9{,}80665 = 1126{,}9 \cong 1127N \qquad (104)$$

m_{ms}= 40,32 - hmotnost motorové sestavy (motor +vrtule)

Zatížení od trvalého výkonu

$$M_{k\,2} = \frac{P_{\max UHL}}{2 \cdot \pi \cdot n} = 1{,}33 \cdot \frac{16985}{2 \cdot \pi \cdot 23{,}33} = 154{,}2\ Nm \qquad (105)$$

100% zatížení v bodě A obálky letounu

$$F_{z2} = n_1 \cdot m_{ms} \cdot g = 3{,}8 \cdot 40{,}32 \cdot 9{,}80665 = 1502{,}53 \cong 1503N \qquad (106)$$

Boční zatížení

$$F_y = 1{,}33 \cdot m_{ms} \cdot g = 1{,}33 \cdot 40{,}32 \cdot 9{,}80665 = 525{,}88 \cong 526N \qquad (107)$$

Případy se záporným násobkem

$$M_{k\,max1-} = 1{,}33 \cdot \frac{P_{max}}{2 \cdot \pi \cdot n} = 1{,}33 \cdot \frac{32\,724}{2 \cdot \pi \cdot 25} = 278{,}5\ Nm \qquad (108)$$

75% zatížení v bodě A obálky letounu

$$F_{z3} = 0{,}75 \cdot n_2 \cdot m_{ms} \cdot g = 0{,}75 \cdot 1{,}5 \cdot 40{,}32 \cdot 9{,}80665 = 444{,}83 \cong 445N \qquad (109)$$

Zatížení od trvalého výkonu a zatížení v bodě A obálky

$$M_{k\,max2} = \frac{P_{\max UHL}}{2 \cdot \pi \cdot n} = 1{,}33 \cdot \frac{16985}{2 \cdot \pi \cdot 23{,}33} = 154{,}2\ Nm \qquad (110)$$

100% zatížení v bodě A obálky letounu

$$F_{z4} = n_2 \cdot m_{ms} \cdot g = 1{,}5 \cdot 40{,}32 \cdot 9{,}80665 = 593{,}10 \cong 593N \qquad (111)$$

Zatížení při nouzovém přistání

$$F_{x\,n} = 15 \cdot m_{ms} \cdot g = 15 \cdot 40{,}32 \cdot 9{,}80665 = 5931\ N \qquad (112)$$

$$F_{y\,n} = 1{,}5 \cdot m_{ms} \cdot g = 1{,}5 \cdot 40{,}32 \cdot 9{,}80665 = 593{,}1\ N \qquad (113)$$

$$F_{z\,n} = 3 \cdot m_{ms} \cdot g = 3 \cdot 40{,}32 \cdot 9{,}80665 = 1186\ N \qquad (114)$$

Zatížení gyroskopickými momenty

Přesto, že to v normě CS-VLA není požadováno, provedu kontrolu motorového lože na zatížení od gyroskopických momentů. Důvodem je poměrně vysoká hmotnost vrtule vůči motoru, který je lehčí než původně použitý Rotax 912. Pro výpočet bylo využito zatížení z předpisu CS 23.

$$I_{vr} = r_s^2 \cdot m_{vr} = 3{,}12^2 \cdot 11{,}2 = 1{,}0903\ kg \cdot m^2 \qquad (115)$$

$$H_{vr} = I_{vr} \cdot \omega_{x\,vr} = I_{vr} \cdot 2 \cdot \pi \cdot n_{vr} = 1{,}0903 \cdot 2 \cdot \pi \cdot 23{,}33 = 159{,}8\ \frac{kg \cdot m^2}{s} \qquad (116)$$

Poloměr setrvačnosti vrtule I_{vr} byl odhadnut v 39% poloměru vrtule.

Gyroskopický moment při zatáčení

$$G_{g\,z} = H_{vr} \cdot \omega_z = 159.8 \cdot 2{,}5 = 399{,}6\ Nm \qquad (117)$$

Gyroskopický moment při klopení

$$G_{g\,y} = H_B \cdot \omega_y = 159{,}8 \cdot 1 = 159{,}8\ Nm \qquad (118)$$

Přehled provozního zatížení

č. případu	F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]	M_x [Nm]	M_y [Nm]	M_z [Nm]	Druh zatížení
1	2050,0		889,7	278,5			Vzlet
2	800,0		1502,5	154,1			Horizontální let
3		525,9					Boční zatížení
4		-525,9					
5	2050,0		445	278,5			Záporný případ
6	800,0		593,1	154,1			
7	5931,1		395,4				Nouzové přistání
8		593,1	395,4				
9			1186,2				
10	800,0		988,5	154,1	399,5	159,8	Gyroskopická zatížení
11	800,0		988,5	154,1	399,5	-159,8	
12	800,0		988,5	154,1	-399,5	159,8	
13	800,0		988,5	154,1	-399,5	-159,8	

Tab. 16 Provozní zatížení

12.3 Početní zatížení

Početní zatížení získáme z provozního zatížení vynásobením součinitelem bezpečnosti.

$$F_{poč} = f \cdot F_{prov}$$

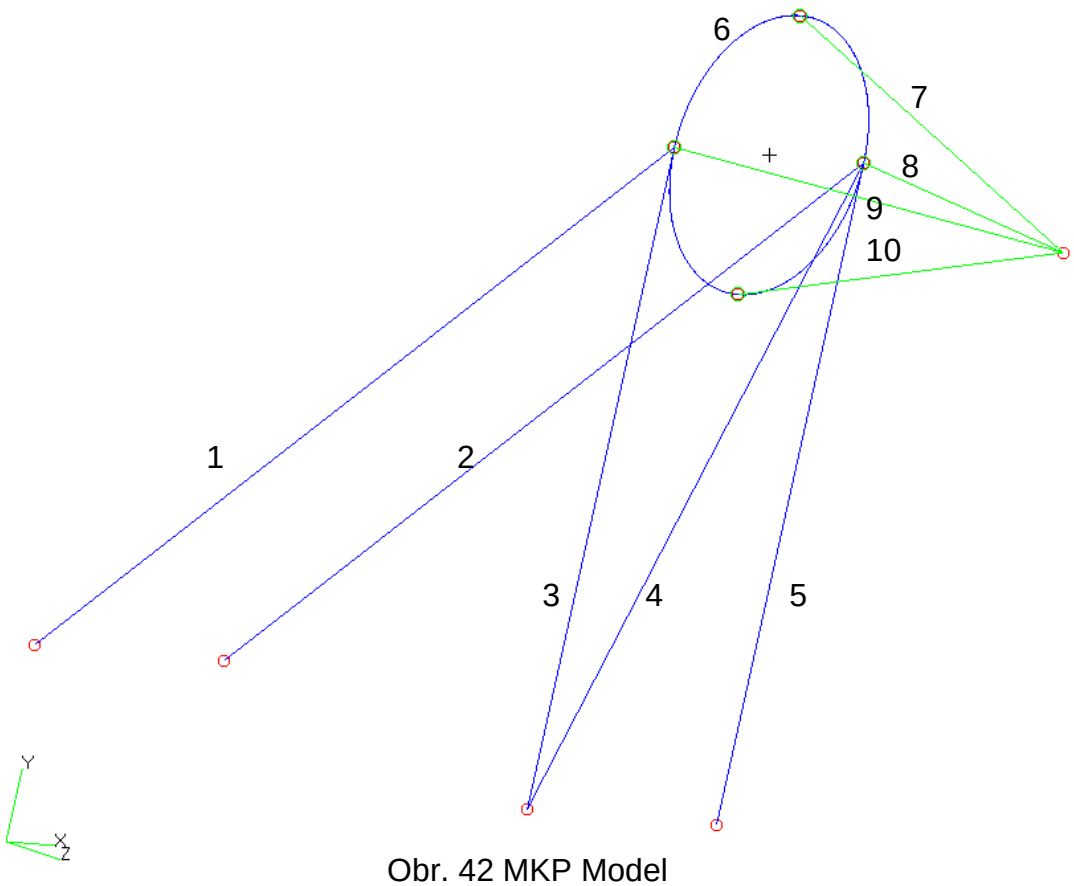
Součinitel bezpečnosti f = 1,5

č. případu	F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]	M_x [Nm]	M_y [Nm]	M_z [Nm]	Druh zatížení
1	**3075,0**		**1334,5**	417,8			Vzlet
2	**1200,0**		**2253,8**	231,2			Horizontální let
3		788,8					Boční zatížení
4		-788,8					
5	3075,0		667,2	417,8			Záporný případ
6	1200,0		889,7	231,2			
7	**8896,6**		593,1				Nouzové přistání
8		**889,7**	593,1				
9			1779,3				
10	1200,0		1482,8	231,2	**599,3**	**239,7**	Gyroskopická zatížení
11	1200,0		1482,8	231,2	**599,3**	**-239,7**	
12	1200,0		1482,8	231,2	-599,3	239,7	
13	1200,0		1482,8	231,2	-599,3	-239,7	

Tab. 17 Početní zatížení

12.4 MKP model

Motorové lože bude řešeno metodou konečných prvků (MKP) v programu MSC Patran a MSC Nastran jako řešič. Model je tvořen z 10 prvků označených 1 až 10 viz (obr. 42).



Obr. 42 MKP Model

- Prvky 1a 2 jsou typu rods a mají vlastnosti prutů. Pruty jsou schopny přenášet tahové a tlakové namáhání avšak nepřenášejí ohybový moment.

- Prvky 3 až 6 jsou modelovány jako typ beam neboli nosník. Nosník je schopen přenášet tahové tlakové i ohybové namáhání.

- Prvky 7-10 jsou voleny jako absolutně tuhé nosníky, které slouží pouze pro přenos zatížení z těžiště (motoru+vrtule) do uchycení v motorovém loži.

Motor je k motorovému loži upevněn ve čtyřech bodech pomocí šroubů. Motor a nosník 6 je oddělen distanční vložkou. Jelikož jde o prvotní návrh, bylo použito zjednodušení v modelování uchycení mezi nosníkem 4 a kruhovým nosníkem 6. V praxi by bylo takovéto uchycení neproveditelné a nosník 4 by byl navařen na kruhový nosník 6 přibližně tečně. Pro zpevnění však bude použito navaření trojúhelníkových vyztužení, a proto není tento model z hlediska vazeb příliš vzdálen od reality. Pruty 1 a 2 také plně nesplňují požadavky na pruty, je tomu však pouze v malé oblasti navaření na nosník 6, a proto je modelování typu prut použitelné. Grafické výstupy z programu MSC Pattran a MSC Nastran jsou obsaženy v přílohách.

MKP model obsahuje 193 nodů (uzlů) a 187 elementů.

Poznámka: Souřadnicová soustava V programu MSC Patran neodpovídá s.s. použité pro výpočet sil a momentů. Smysl sil a momentů byl vzat v potaz při zadávání do programu Patran tak, aby odpovídal realitě. Deformace zobrazené v programu Patran neodpovídají realitě, protože skutečná deformace lože je tak malá, že by nebyla dobře patrná z obrázku.

12.5 Materiál lože

Jako materiál motorového lože pro letoun Marabu byla volena z literatury [8] ocel L-CM3.6, kterou lze použít na trubkové svařované konstrukce a závěsy. Hmotnost konstrukce i s vytužujícími plechy by měla dosáhnout asi 3 kg.

L-CM 3.7

R_m = 880 MPa

$R_{P0,2}$ = 690 MPa

Polotovar prvků 1,2 a 4 je trubka o průměru 16x1,5.

Polotovar prvků 3 a 5 je trubka o průměru 24x1.5.

Prvek 6 bude frézován

12.6 Zatížení konstrukce

Vzhledem k početnímu zatížení (tab. 17) bylo rozhodnuto provést kontrolu pro případy zatížení 1, 2, 7, 8, 10 a 11. V těchto případech je zatížení maximální a ostatní případy způsobují menší namáhání konstrukce.

Kontrola na vzpěr

Prvky 1 a 2 jsou modelovány jako pruty, a proto musí být provedena kontrola vzpěrné stability. V případě, že je $F<F_{kr}$,zůstává prut přímý a vznikají v prutu tlaková namáhání. Postup výpočtu dle literatury [9].

Štíhlost prutu

$$\lambda = \frac{l}{\sqrt{\frac{J}{S_{pr}}}} = \frac{l}{i} \qquad (119)$$

$$i = \sqrt{\frac{J}{S}} = \sqrt{\frac{1815}{68{,}33}} = 5{,}15\ mm \qquad (120)$$

$$\lambda = \frac{l}{i} = \frac{462}{5{,}12} = 89{,}6 \qquad (121)$$

J – kvadratický moment průřezu viz lit. [8]

S_{pr} – plocha prutu viz lit. [8]

l – délka

Jelikož aplikujeme vzorce pro výpočet vzpěru, musí být provedena kontrola pro λ_m

$$\lambda_m = \pi \cdot \sqrt{\frac{E}{R_{p0,2}}} = \pi \cdot \sqrt{\frac{2{,}1 \cdot 10^5}{690}} = 54{,}8 \qquad (122)$$

Pro $\lambda \geq \lambda_m$ => Výpočet podle Eulera (Mezní stav vzpěrné stability nastává dříve než mezní stav pružnosti).

Pro $\lambda < \lambda_m$ => Mezní stav vzpěrné pružnosti nastává dříve než mezní stav vzpěrné stability.

89,6 ≥ 54,8 => podmínka je splněna pro výpočet podle Eulera

Kritická síla dle Eulera

$$F_{kr} = \alpha^2 \cdot \frac{E \cdot J}{l^2} = \pi^2 \cdot \frac{2{,}1 \cdot 10^5 \cdot 1815}{462^2} = 17\,625\ N \qquad (123)$$

α – je určena uložením prutů, pro kloubové uložení je voleno $\alpha = \pi$ dle. Lit [9] str. 231 obr. 259

Kritické napětí dle Eulera

$$\sigma_{kr} = \frac{F_{kr}}{S_{pr}} = \pi^2 \cdot \frac{E \cdot J}{S_{pr} \cdot l^2} = \pi^2 \cdot \frac{2{,}1 \cdot 10^5 \cdot 1815}{68{,}33 \cdot 462^2} = 257{,}9\ MPa \qquad (124)$$

Síla dovolená v tahu pro prut do meze kluzu

$$R_{P0,2} = \frac{F_{\max R_{P0,2}}}{S} => F_{\max R_{P0,2}} = S \cdot \sigma_{DT} = 68{,}33 \cdot 690 = 47\,148\ N \qquad (125)$$

Síla dovolená v tahu pro prut do meze pevnosti

$$R_m = \frac{F_{\max Rm}}{S} => F_{\max R_m} = S \cdot \sigma_{DT} = 68{,}33 \cdot 880 = 60\,131\ N \qquad (126)$$

12.6 Výsledky zatížení motorového lože

Z výsledků získaných výpočtem je zřejmé, že největší namáhání je způsobeno ohybem u nosníků 3, 4, 5, kdy je napětí největší v případě 11, což je namáhání od gyroskopických momentů a dosahuje až 546 MPa. Osová napětí jsou malá a dosahují 42,3 MPa v případě 10, což je také zatížení od gyroskopických momentů. U namáhání prutů dochází k největší síle v případě 7, což je nouzové přistání s dopředním zrychlením 15G, které vyvodí sílu v prutu 6060 N.

Poznámka: Znaménko mínus značí, že jde o tlakové napětí a znaménko plus tahové napětí.

Přehled zatížení pro pruty 1 a 2.

č. případu	Síla v prutu 1 [N]	F_{Krit} [N]	Bezpečnost [-]	Síla v prutu 2 [N]	F_{Krit} [N]	Bezpečnost [-]
1	-741	17625	23,79	-662	17625	26,62
2	568	60131	105,86	646	60131	93,08
7	-6050	17625	2,91	-6030	17625	2,92
8	-2280	17625	7,73	779	60131	77,19
10	1070	17625	16,47	3230	60131	18,62
11	3180	60131	18,91	1010	17625	17,45

Tab. 18 Zatížení prutů 1 a 2

Rozhodující zatížení pro prvky 1 a 2

V zatížení 7 dochází k největšímu tlakovému namáhání (vzpěr).

$$\eta_{1,2\ vzpěr} = \frac{F_{kr}}{F_{max}} = \frac{17\ 625}{6\ 050} = 2{,}91 \qquad (127)$$

V zatížení 10 dochází k největšímu tahovému namáhání (tah).

$$\eta_{1,2\ tah} = \frac{F_{\max R_m}}{F_{max}} = \frac{60\ 131}{3230} = 18{,}62 \qquad (128)$$

Poznámka: Vzhledem k tomu, že se jedná o početní zatížení, vztahuje se výpočet k R_m.

Rozhodující zatížení pro prvky 3,4 a 5.

Pro nosníky 3,4 a 5 je rozhodující kombinované zatížení, které dosahuje v případě 11 až 687 MPa (viz Přílohy: Kombinované namáhání – případ č.11)

č. případu	Max. Napětí [MPa]	R_m [MPa]	η [-]
1	518	880	1,70
2	512	880	1,72
7	89,3	880	9,85
8	270	880	3,26
10	686	880	1,28
11	687	880	1,28

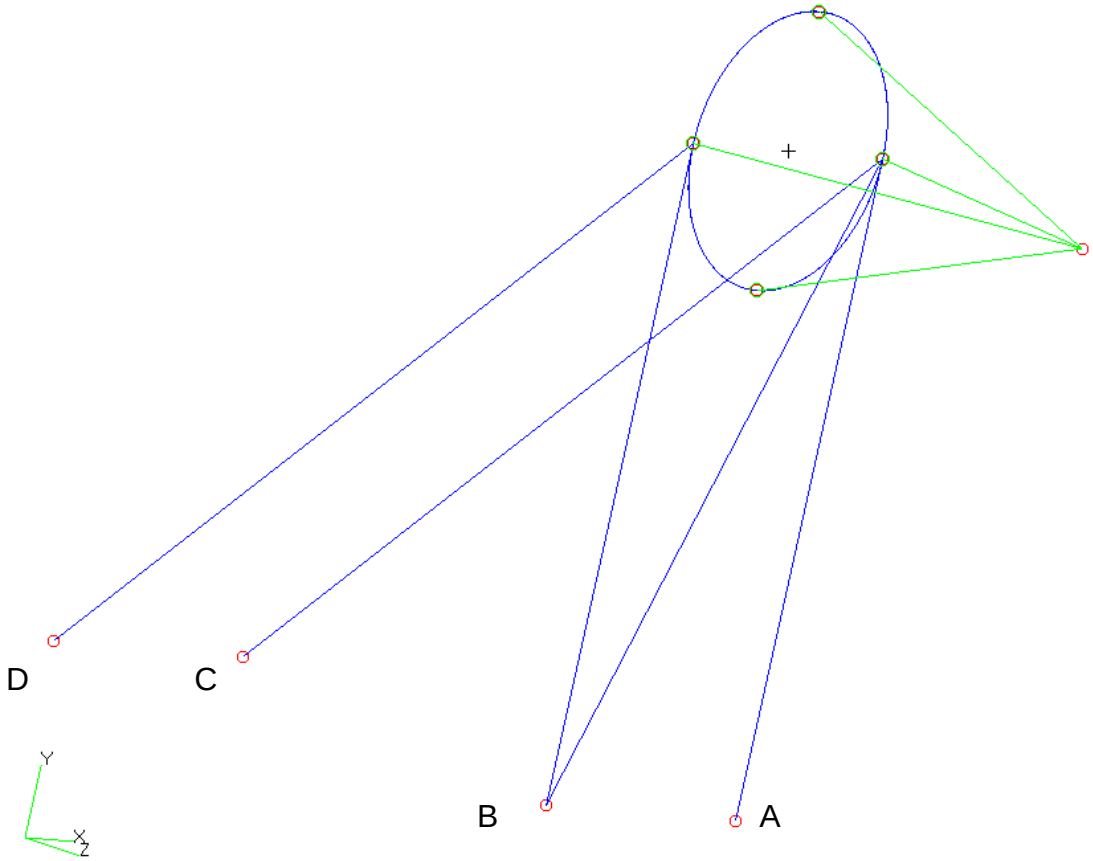
Tab. 19 Rozbor zatížení prutů 3,4 a 5

Poznámka: Lze předpokládat, že vlivem navaření vyztužujících plechů může napětí ještě poklesnout.

Rozhodující zatížení pro nosník 6

Namáhání nosníku 6 je díky jeho rozměrům ve všech případech malé a jeho namáhání není rozhodující pro pevnostní analýzu lože.

Síly ve vazbách



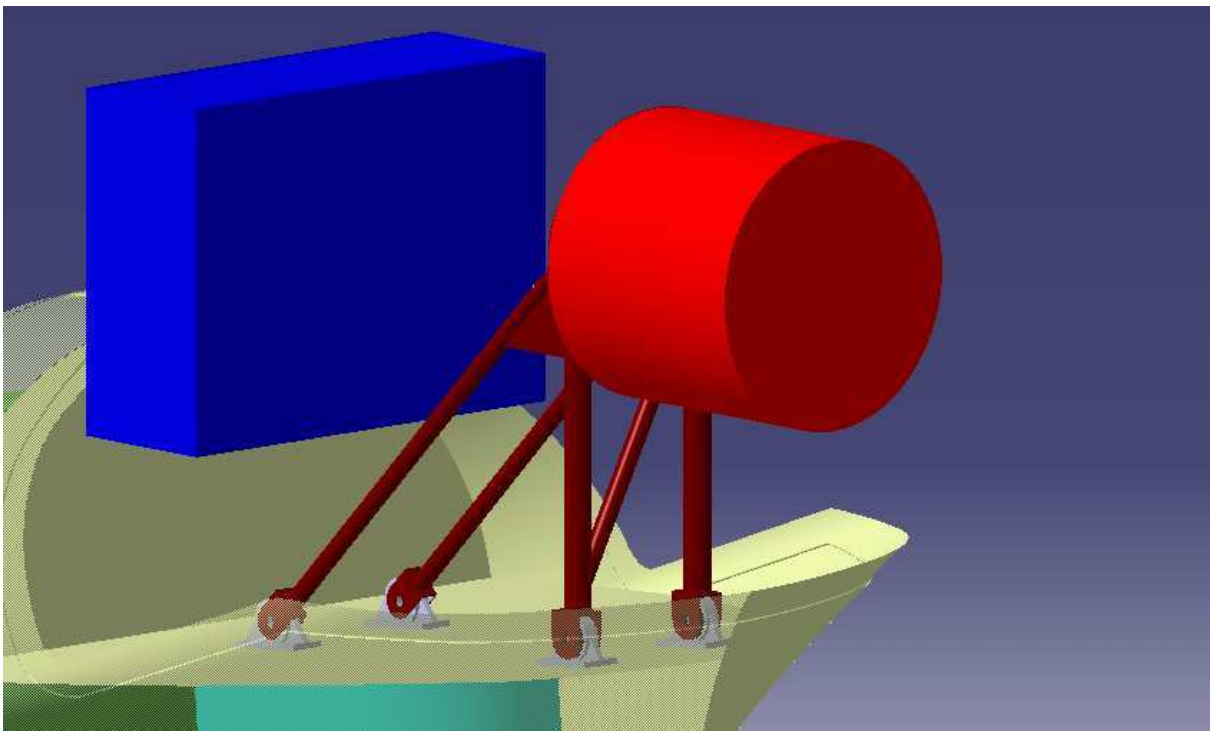
Obr. 43 Označení vazeb motorového lože

Síly ve vazbách

č. případu	F_A [N]	F_B [N]	F_C [N]	F_D [N]
1	946	1170	741	662
2	1750	1990	568	646
7	3860	4090	6050	6030
8	825	2400	2280	779
10	2000	4820	1070	3230
11	1860	2220	3180	1010

Tab. 20 Síly ve vazbách

Realizace motorového lože



Obr. 44 Motorové lože

Jelikož jsou vibrace elektromotoru velmi malé a uchycení motoru oproti běžným pístovým motorům dosti odlišné, je tlumení pomocí silentbloků realizováno až v závěsech uchycení motorového lože ke konstrukci trupu. Detailní výpočet závěsů a jejich konstrukční řešení je mimo rozsah diplomové práce.

13.0 ZÁVĚR

V diplomové práci byl proveden rozbor realizovatelnosti pohonu vodíkovými palivovými články a bateriemi pro daný letoun VUT 001 Marabu a bylo zjištěno, že projekt je technicky realizovatelný. Byl proveden výběr základních komponent vodíkového pohonu a jejich možná zástavba do letounu s ohledem na co možná nejmenší zásahy do stávající konstrukce. Výkon letounu bude proti stávajícímu pohonu poněkud nižší, avšak dnešní palivové články jsou schopny pohánět tento letoun již samostatně, bez pomocné energie z akumulátorů při startu, což je velký pokrok oproti původně zamýšlené koncepci. Jelikož je koncepce pohonu letounu palivovými články v počátcích, byly po dohodě s vedoucím diplomové práce akumulátory zabudovány jako nouzový zdroj energie v případě, že dojde k selhání primárního zdroje energie. Osádka byla snížena pouze na jednoho člena. Závěr práce byl věnován předběžnému návrhu motorového lože pro vybraný motor EA 42.

Vysvětlivky

FC	-	Fuel Cell (Palivový článek)
VOP	-	Vodorovná ocasní plocha
SOP	-	Svislá ocasní plocha
H_2	-	Vodík
DC	-	Stejnosměrný el. Proud
AC	-	Střídavý el. Proud
UHL	-	Ustálený horizontální let
VPD	-	Vzletová a přistávací dráha
K-T	-	Křídlo - Trup
A.S.	-	Aerodynamický střed
s.s	-	Souřadná soustava

LITERATURA

[1] DANĚK V.: Mechanika letu 1, PC-DIR spol. s.r.o. – Nakladatelství, Brno, 1993

[2] DANĚK V.: Projektování letadel, Nakladatelství VUT, Brno, 1991

[3] DANĚK M.: Aerodynamika a mechanika letu, Naše vojsko, Praha, 1958

[4] MERTL V.: Konstrukce a projektování letadel, PC-DIR Real, s.r.o., Brno, 2000

[5] Certification Standards:Very Light Aircraft - CS-VLA , EASA

[6] HLINKA J.: Diplomová práce, Náhrada pohonné jednotky letounu T-101,2001

[7] BROŽ. V., DANĚK M., FILAKOVSKÝ K.: Základy aerodynamiky, Cerm, Brno, 2004

[8] PÍŠTĚK A., MERTL V., ČTVERÁK J.: Soubor podkladů pro pevnostní výpočty leteckých konstrukcí, Brno 1997

[9] JANÍČEK P., ONDRÁŠEK E., VRBKA J., BURŠA J.,:Mechanika těles Pružnost a pevnost I,Cerm, Brno, 2004

PŘÍLOHY

v [km/h]	v [m/s]	a_t [m/s^2]	v/a_t	ΔS [m]
0,00	0,00	2,93	0,00	0,00
10,00	2,78	2,82	0,98	1,37
20,00	5,56	2,46	2,25	4,50
30,00	8,33	2,20	3,79	8,39
40,00	11,11	1,96	5,66	13,12
50,00	13,89	1,74	7,98	18,95
60,00	16,67	1,53	10,92	26,25
70,00	19,44	1,32	14,72	35,60
85,00	23,61	1,03	23,03	78,64
			∑	186,82

Tab. 21 Výpočet vzletu

Číslo prvku	Název	Hmotnost	Souřadnice	
		m [kg]	X [mm]	M_X[kg.mm]
1	Palubní deska 1	6,7	1480	9916
2	Elektro - výstroj	3	3300	9900
3	Sedačka pilota 1	3	1860	5580
4	Baterie	8	2970	23760
5	Brzdy	1	2500	2500
6	Motor	29	4100	118900
7	Vrtule	11,2	4360	48832
8	Kapotáž motoru	2,5	3800	9500
9	Ovládání motoru	1	3000	3000
10	Motorové lože	5	3800	19000
11	Protipož. Stěna	3,5	3500	12250
12	Vnější křídla	57	3370	192090
13	Koncové oblouky	2	3350	6700
14	Centroplán	23	3530	81190
15	Trup po zadní sedačku	25	2500	62500
16	Hl. přepážka	3,25	3280	10660
17	Střední část trupu	8	3600	28800
18	Zasklení 1	8	2150	17200
19	Zasklení 2	8	2800	22400
20	Trup. Kornout	9	5100	45900
21	Mot. Přepážka	3	3800	11400
22	SOP - kýl	6	7050	42300
23	SOP - kormidlo	2,5	7450	18625
24	VOP - stabilizátor	8	7390	59120
25	VOP - kormidlo	3,5	7740	27090
26	Hl. podvozek	5	3660	18300
27	Kolo hl. podvozku	9,8	3660	35868
28	Příďový podvozek	4	740	2960
29	Kolo př. Podvozku	1,85	820	1517
32	Řízení	4	3550	14200
33	Nátěr	15	3400	51000
	∑	279,8	113610	1012958

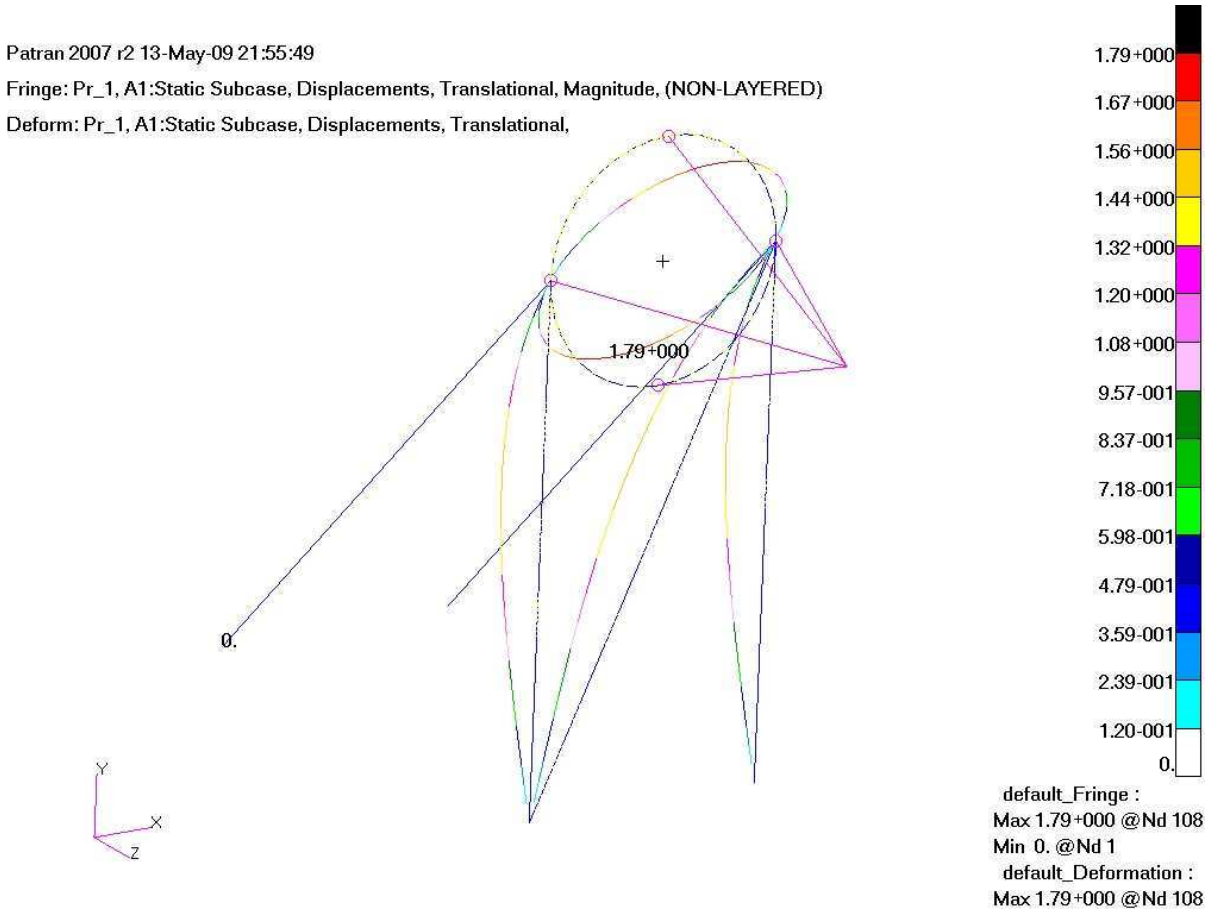
Tab. 22 Letoun před zástavbou

Pilot 80kg; plné palivo				
Číslo prvku	Název	Hmotnost	Souřadnice	
		m [kg]	X [mm]	M_x[kg.mm]
1	Palubní deska 1	6,7	1480	9916
2	Elektro - výstroj	3	3300	9900
3	Sedačka pilota 1	3	1860	5580
4	Baterie	8	2970	23760
5	Brzdy	1	2500	2500
6	Motor	29	4100	118900
7	Vrtule	11,2	4360	48832
8	Kapotáž motoru	2,5	3800	9500
9	Ovládání motoru	1	3000	3000
10	Motorové lože	5	3800	19000
11	Protipož. Stěna	3,5	3500	12250
12	Vnější křídla	57	3370	192090
13	Koncové oblouky	2	3350	6700
14	Centroplán	23	3530	81190
15	Trup po zadní sedačku	25	2500	62500
16	Hl. přepážka	3,25	3280	10660
17	Střední část trupu	8	3600	28800
18	Zasklení 1	8	2150	17200
19	Zasklení 2	8	2800	22400
20	Trup. Kornout	9	5100	45900
21	Mot. Přepážka	3	3800	11400
22	SOP - kýl	6	7050	42300
23	SOP - kormidlo	2,5	7450	18625
24	VOP - stabilizátor	8	7390	59120
25	VOP - kormidlo	3,5	7740	27090
26	Hl. podvozek	5	3660	18300
27	Kolo hl. podvozku	9,8	3660	35868
28	Příďový podvozek	4	740	2960
29	Kolo př. Podvozku	1,85	820	1517
30	El. instalace pohonu	15	3550	53250
31	Uchycení pohonu	5	3550	17750
32	Řízení	4	3550	14200
33	Nátěr	15	3400	51000
34	Pilot 1	80	1860	148800
35	FC	34	3240	110160
36	DC/DC konvertor	10	3480	34800
37	DC/AC invertor	10	3850	38500
38	Baterie pohonu	32	3200	102400
39	Fuel tank	49,9	2720	135728
40	Vodík	2,9	2720	7888
41	Kompresor	10	2890	28900
42	Chladič	7	3660	25620
43	Chlazení	15	3780	56700
44	Kontrolní jednotka	9	3910	35190
	∑	559,6	156020	1808644
			x	3232,030021
			x_0	2925
			C_{SAT}	1276,6
			centráž	24,05060484

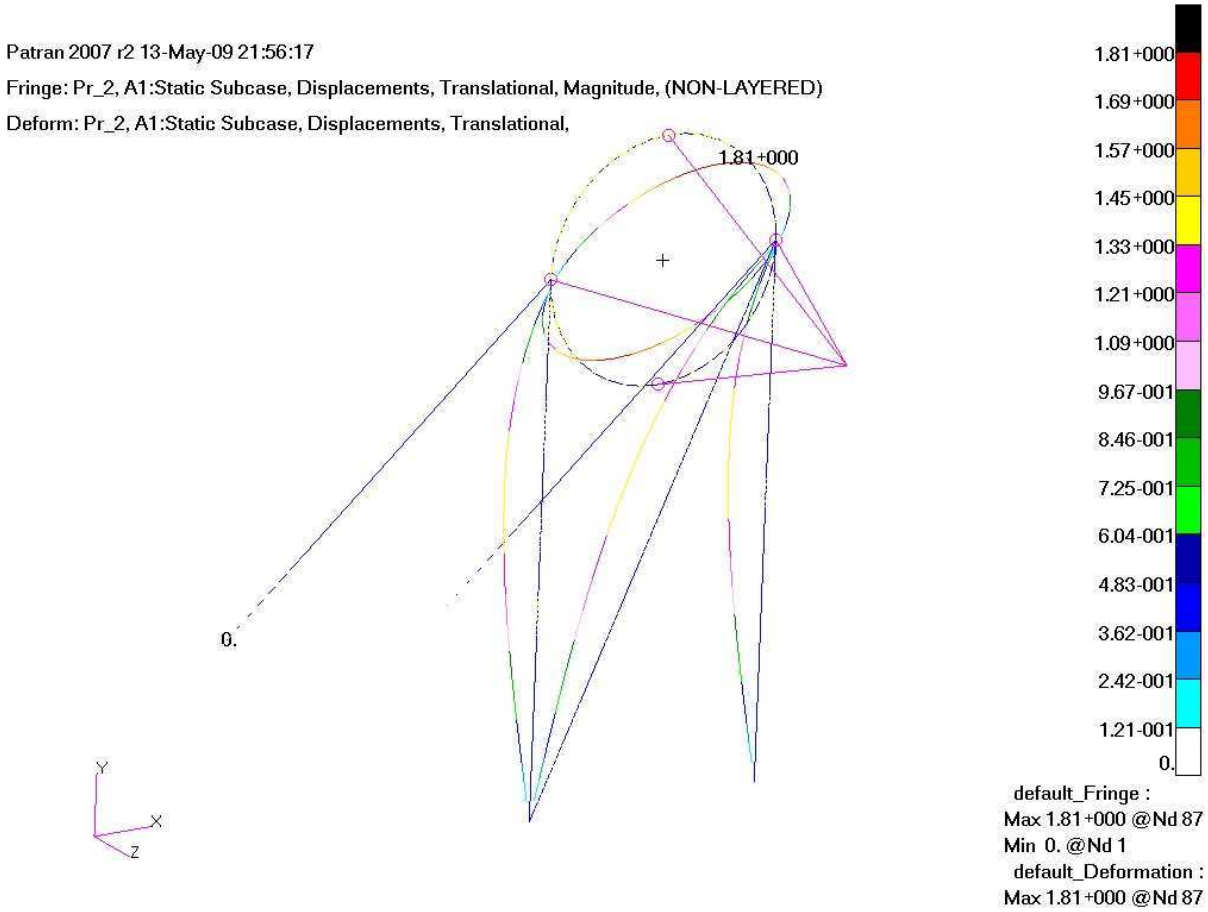
Tab. 23 Vzorový příklad výpočtu centráže

Deformace motorového lože

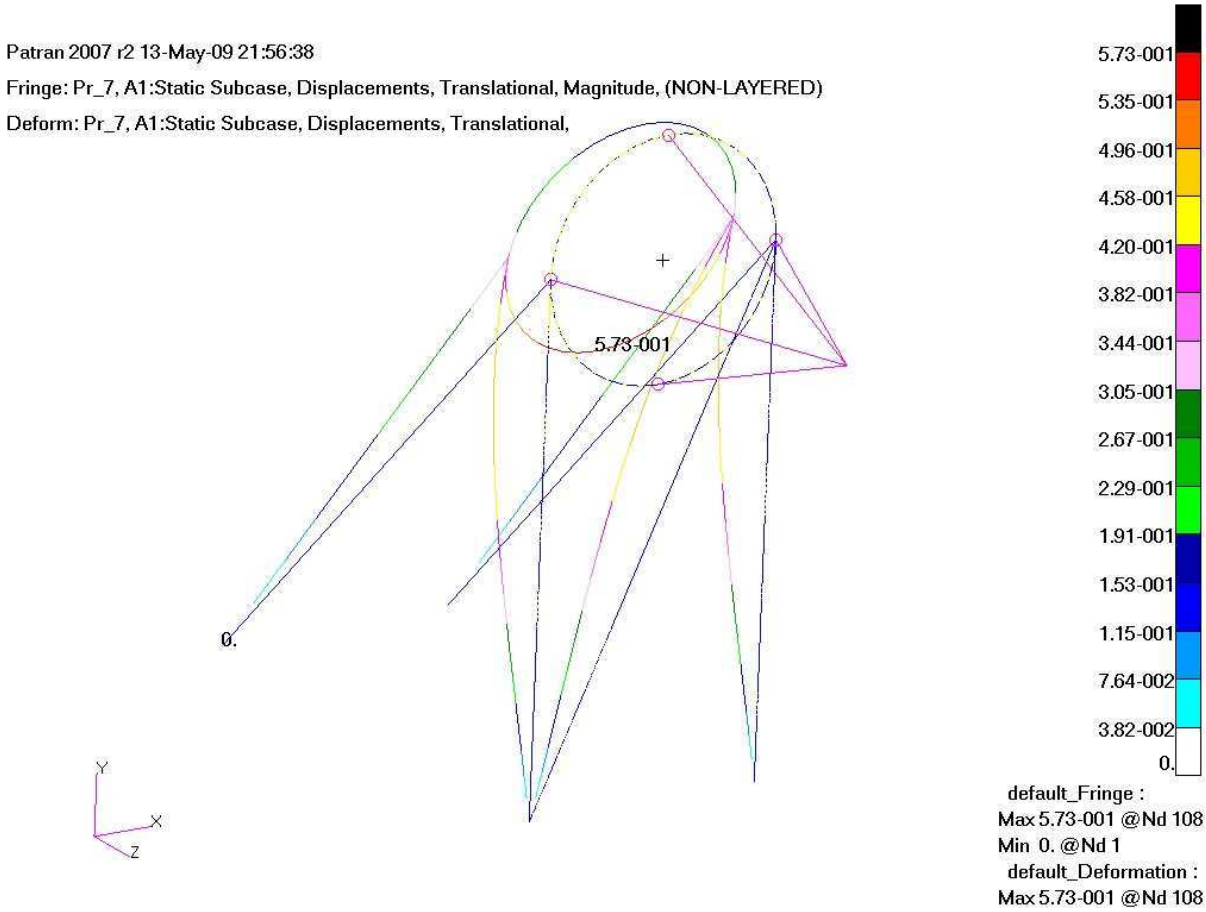
Deformace – případ č.1



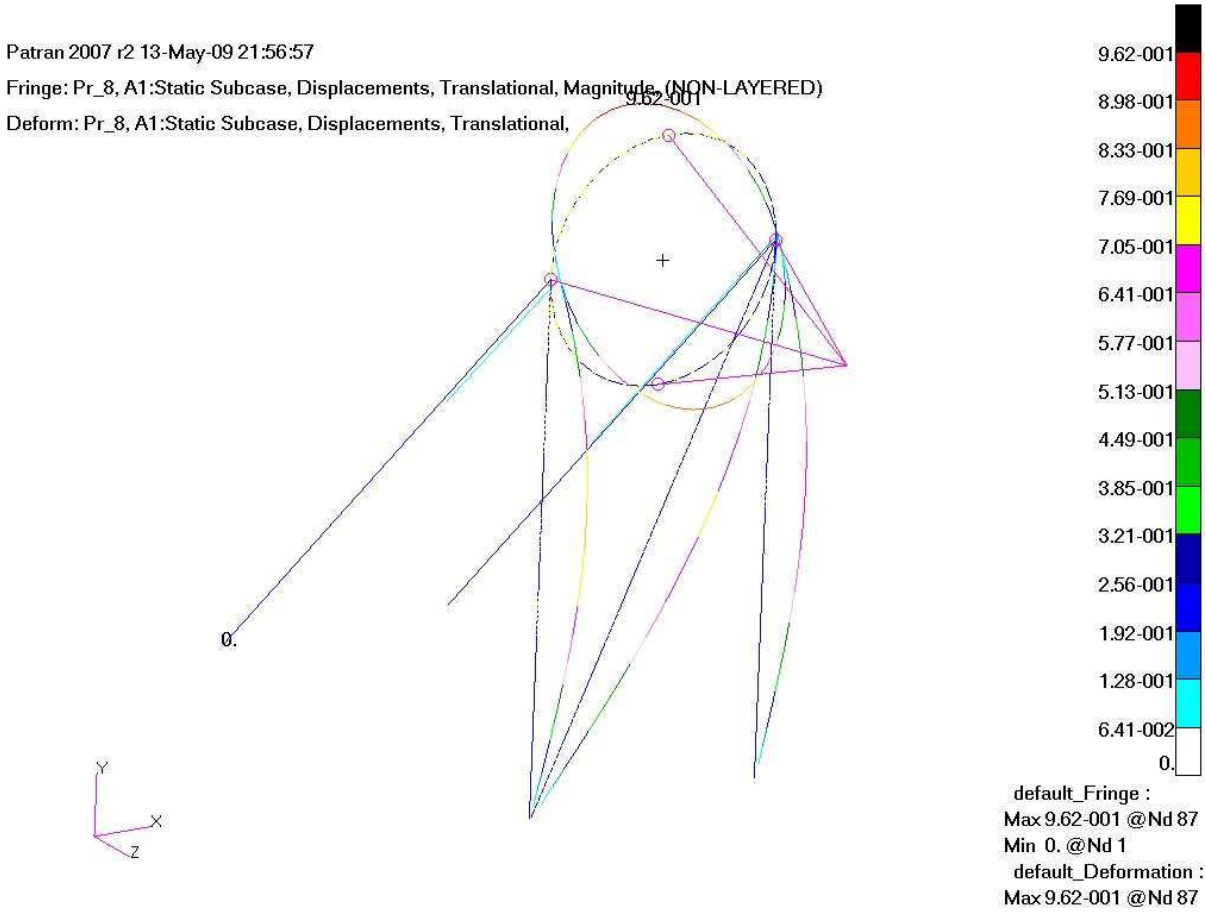
Deformace – případ č.2



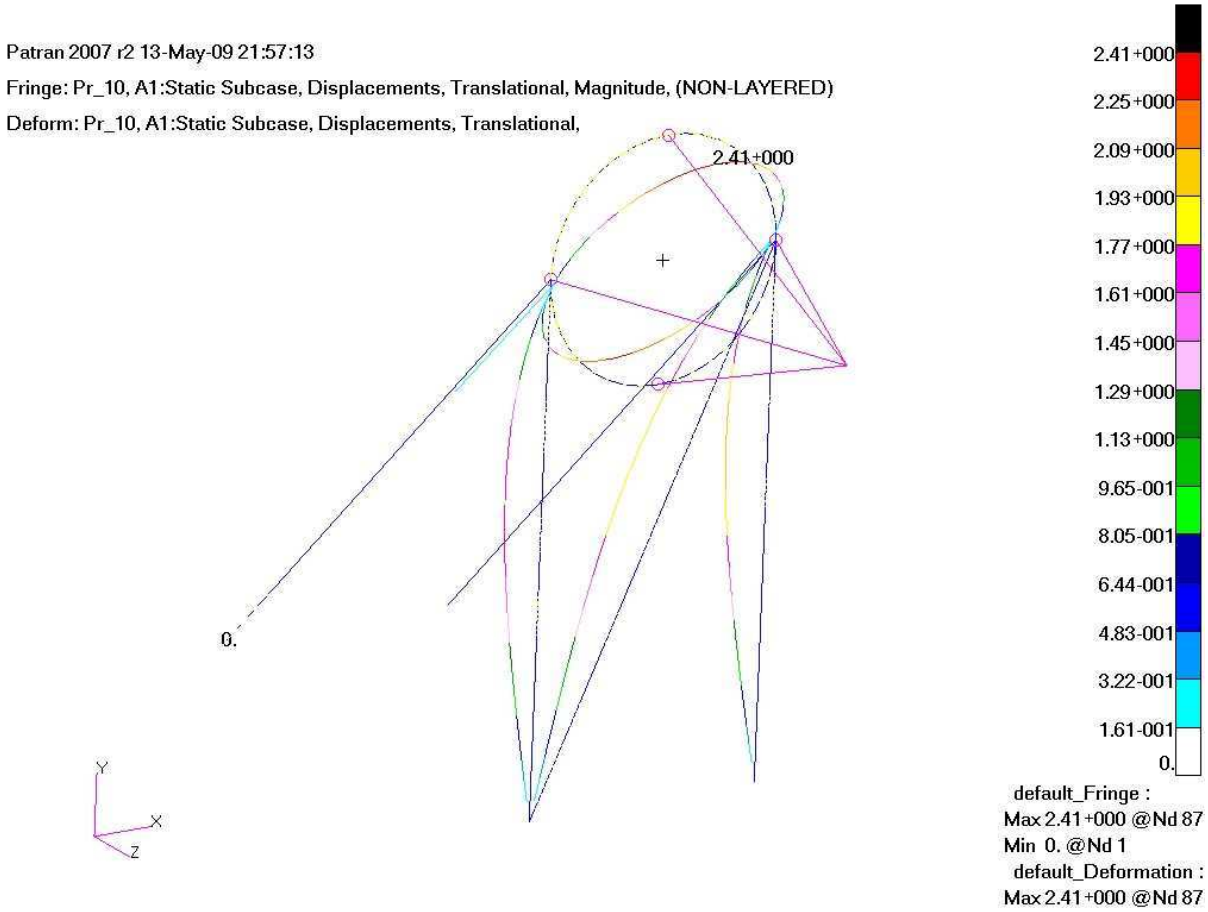
Deformace – případ č.7



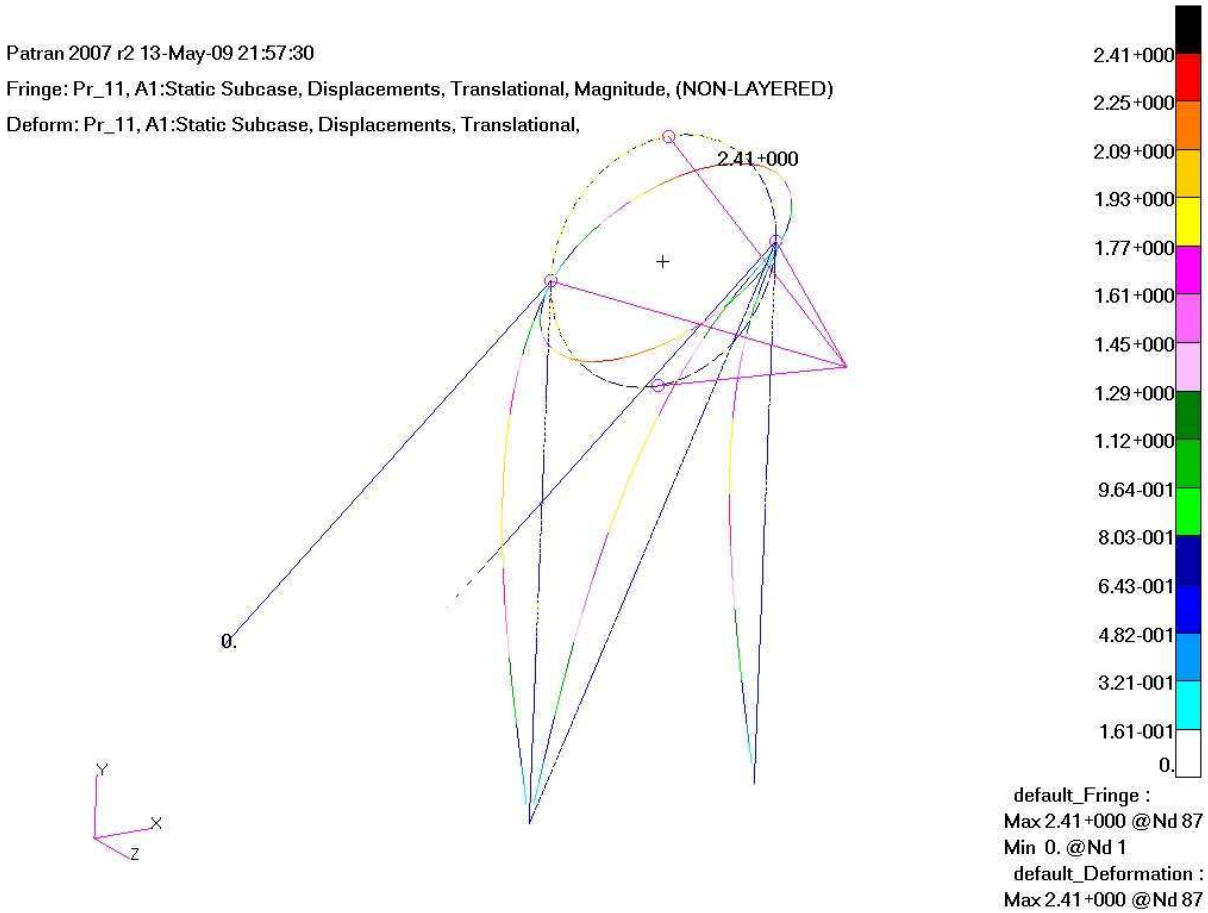
Deformace – případ č.8



Deformace – případ č.10

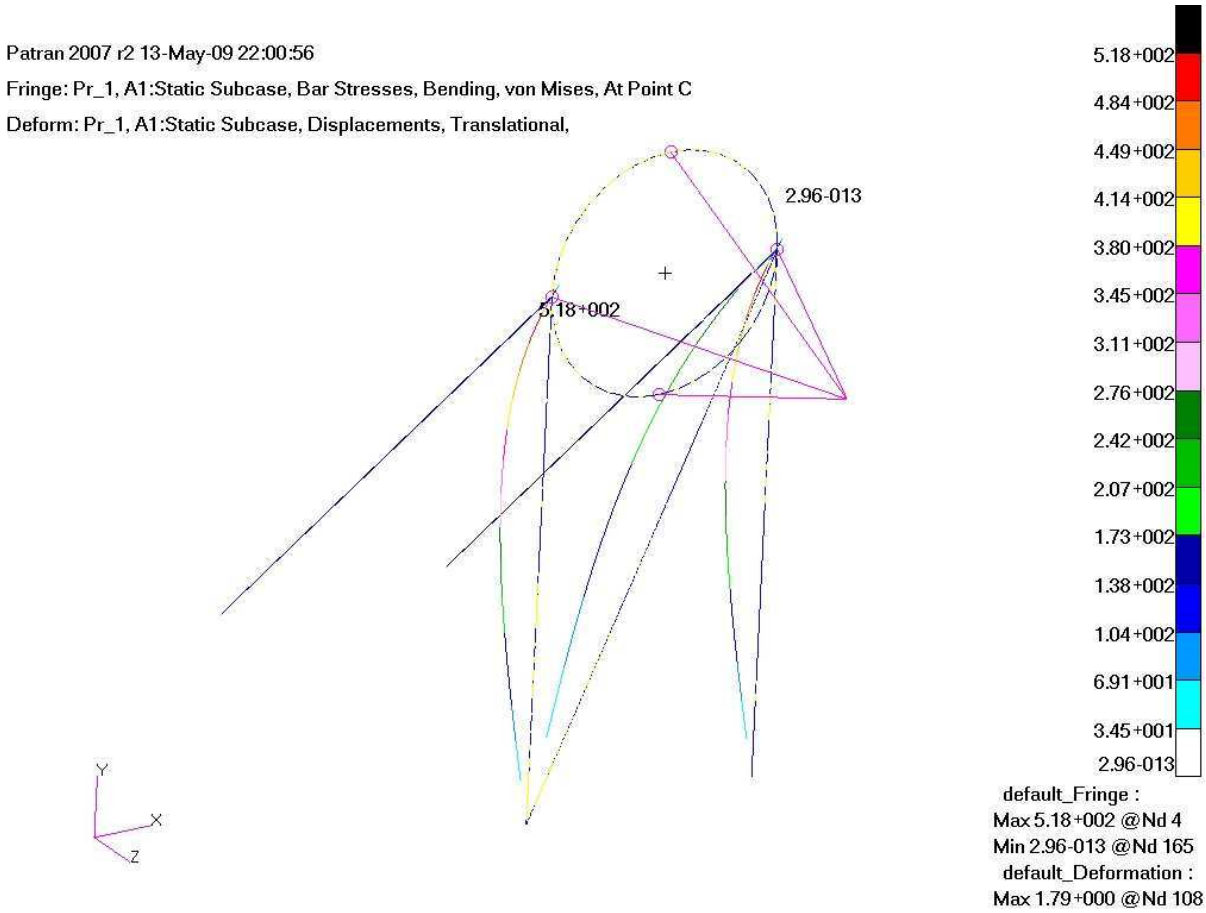


Deformace – případ č.11

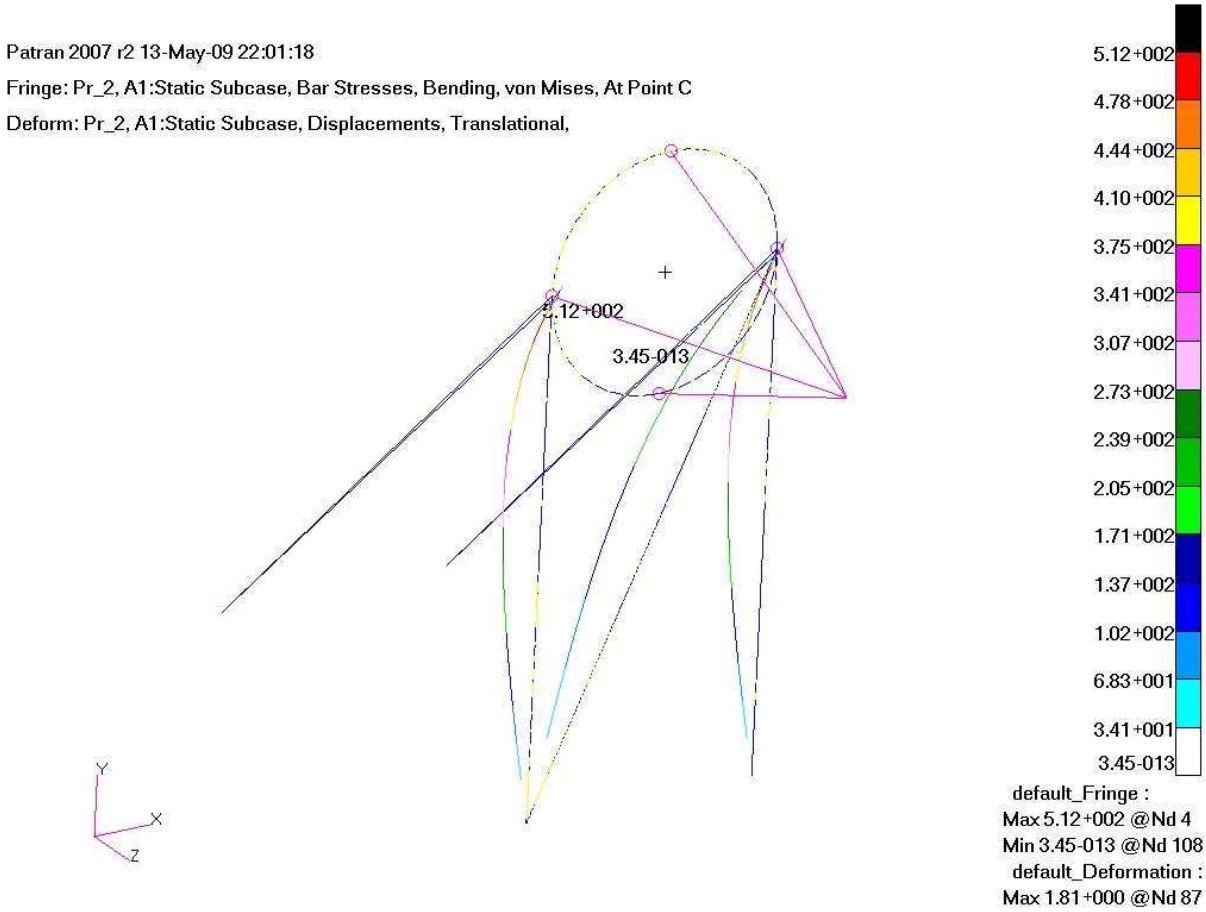


Kombinované namáhání motorového lože

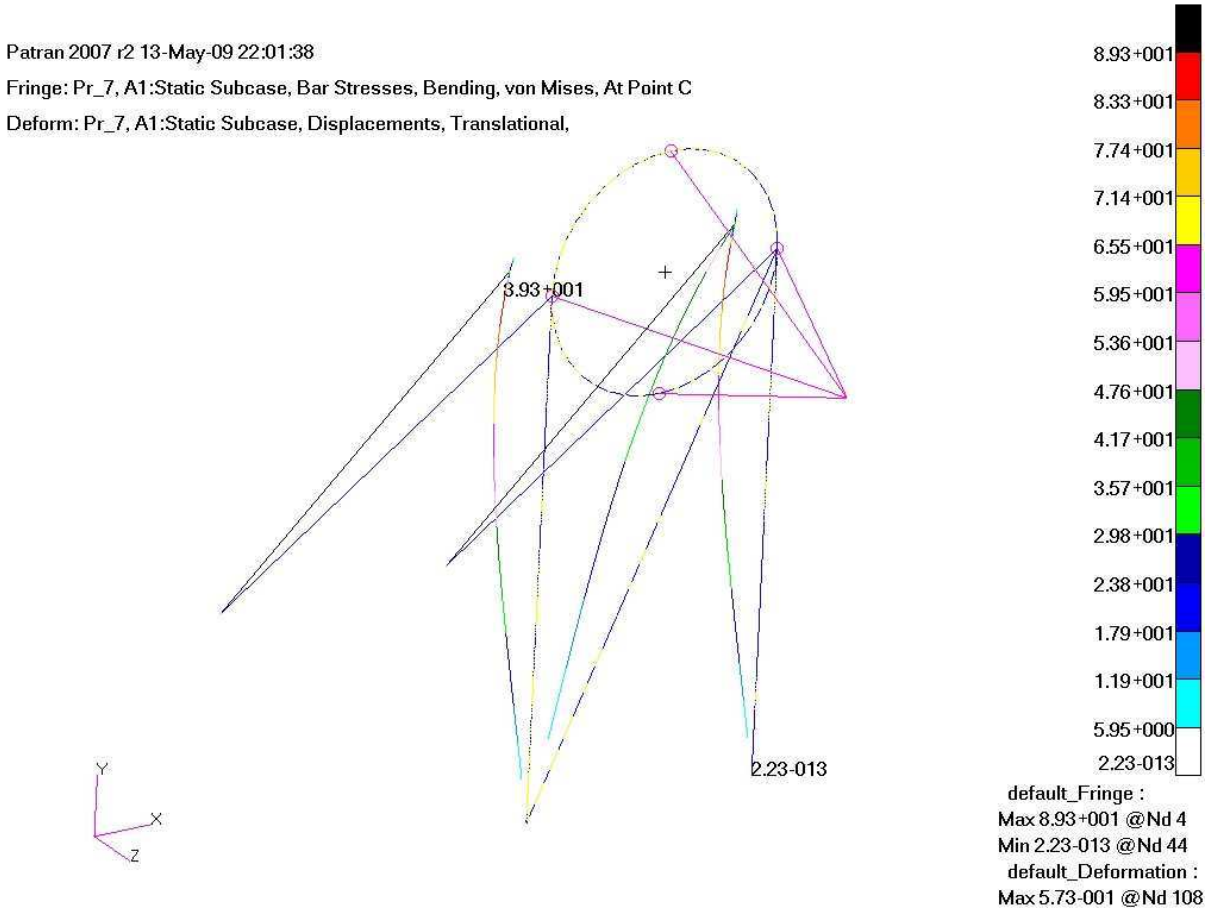
Kombinované namáhání – případ č.1



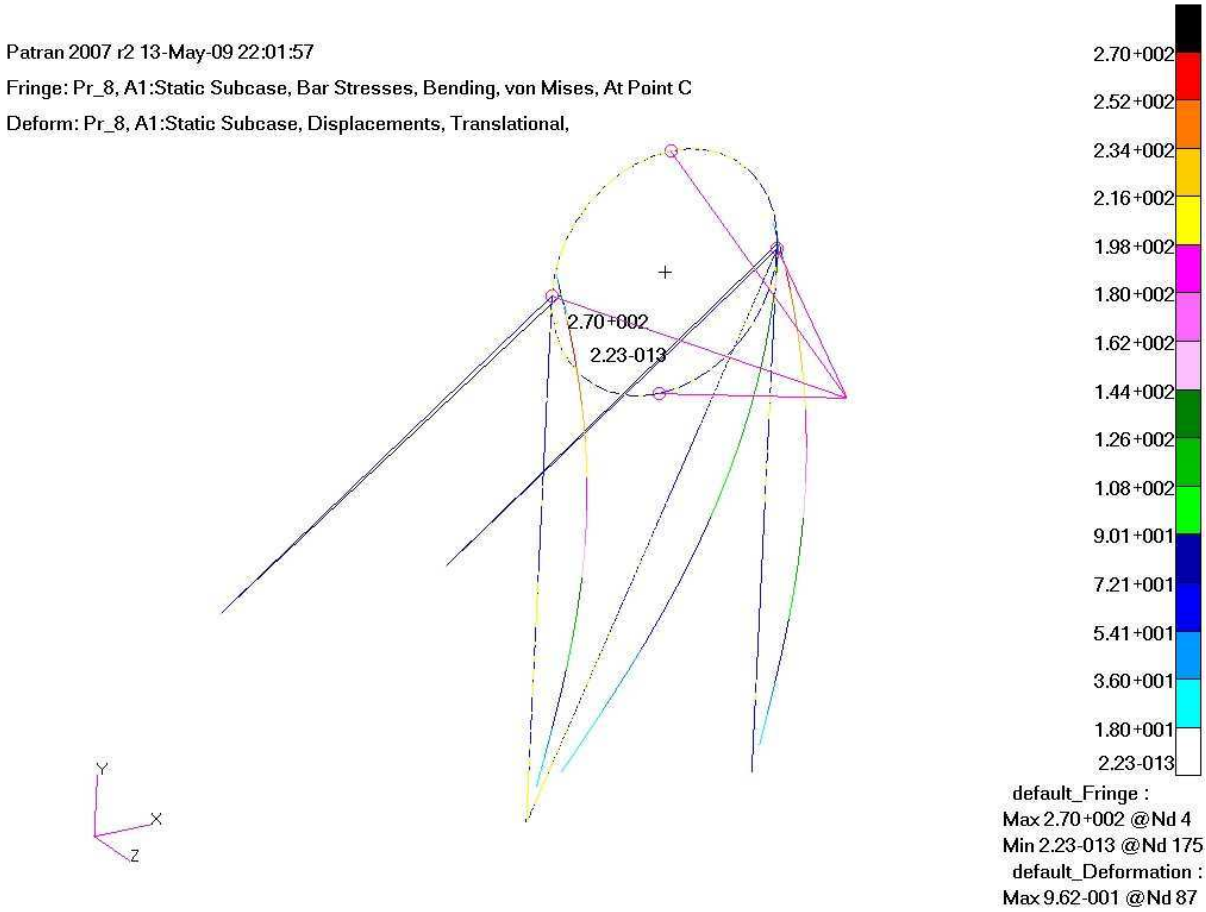
Kombinované namáhání – případ č.2



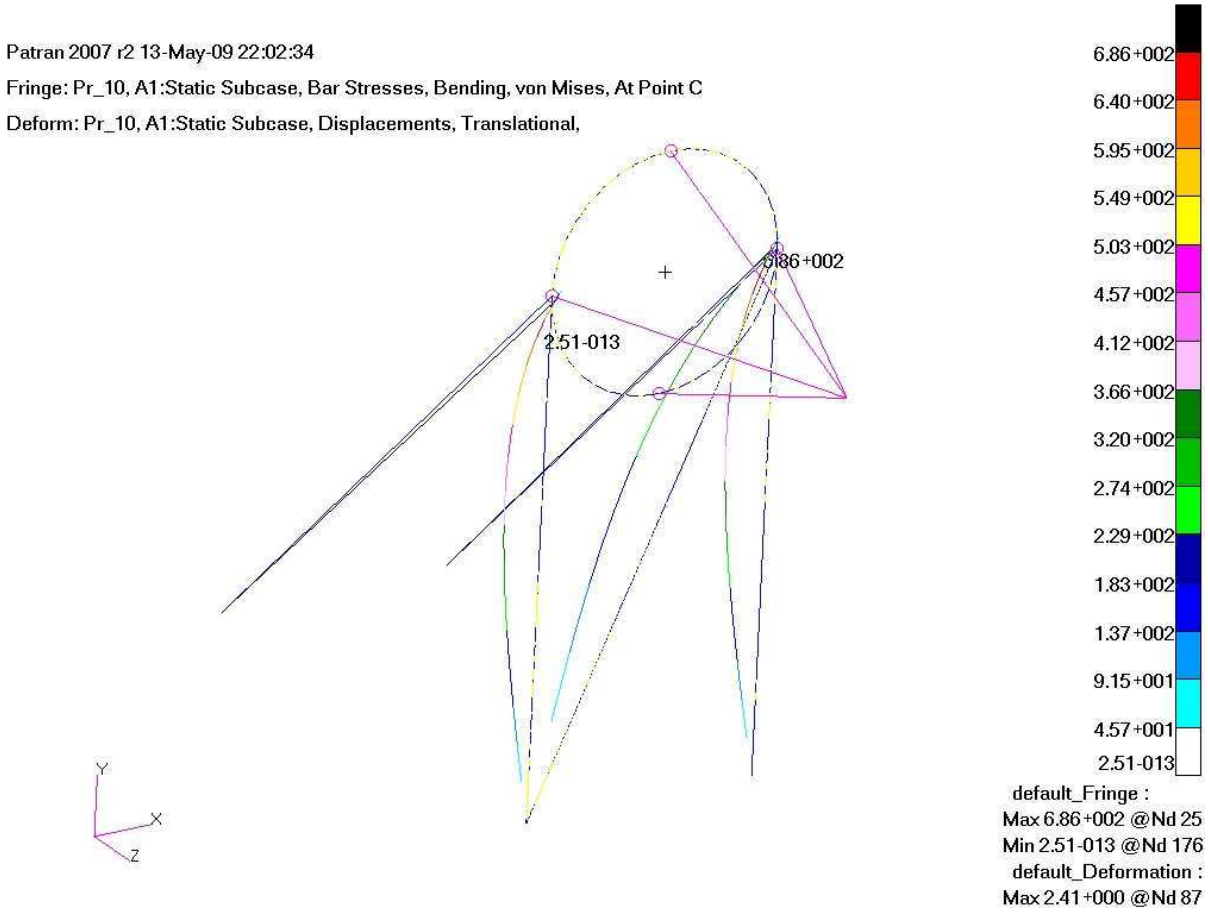
Kombinované namáhání – případ č.7



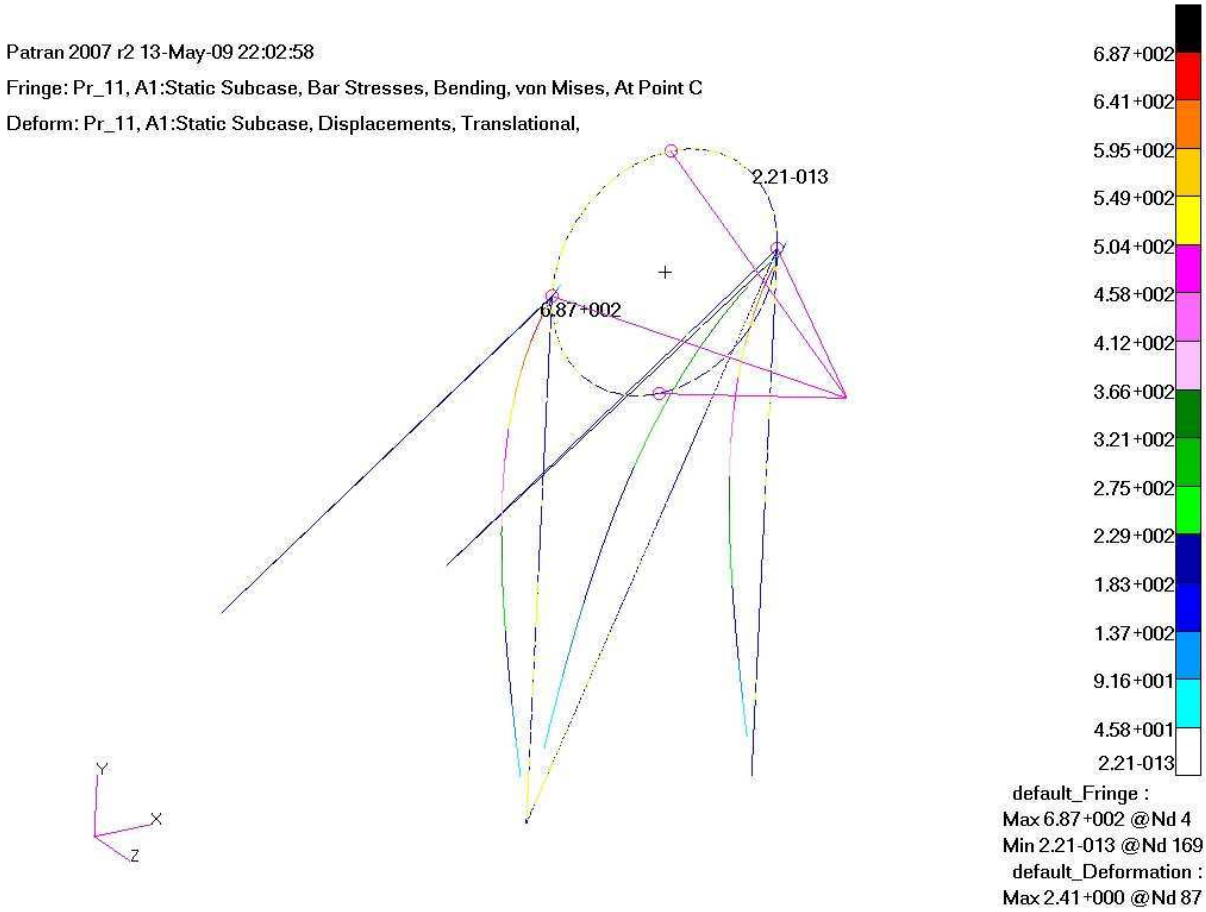
Kombinované namáhání – případ č.8



Kombinované namáhání – případ č.10

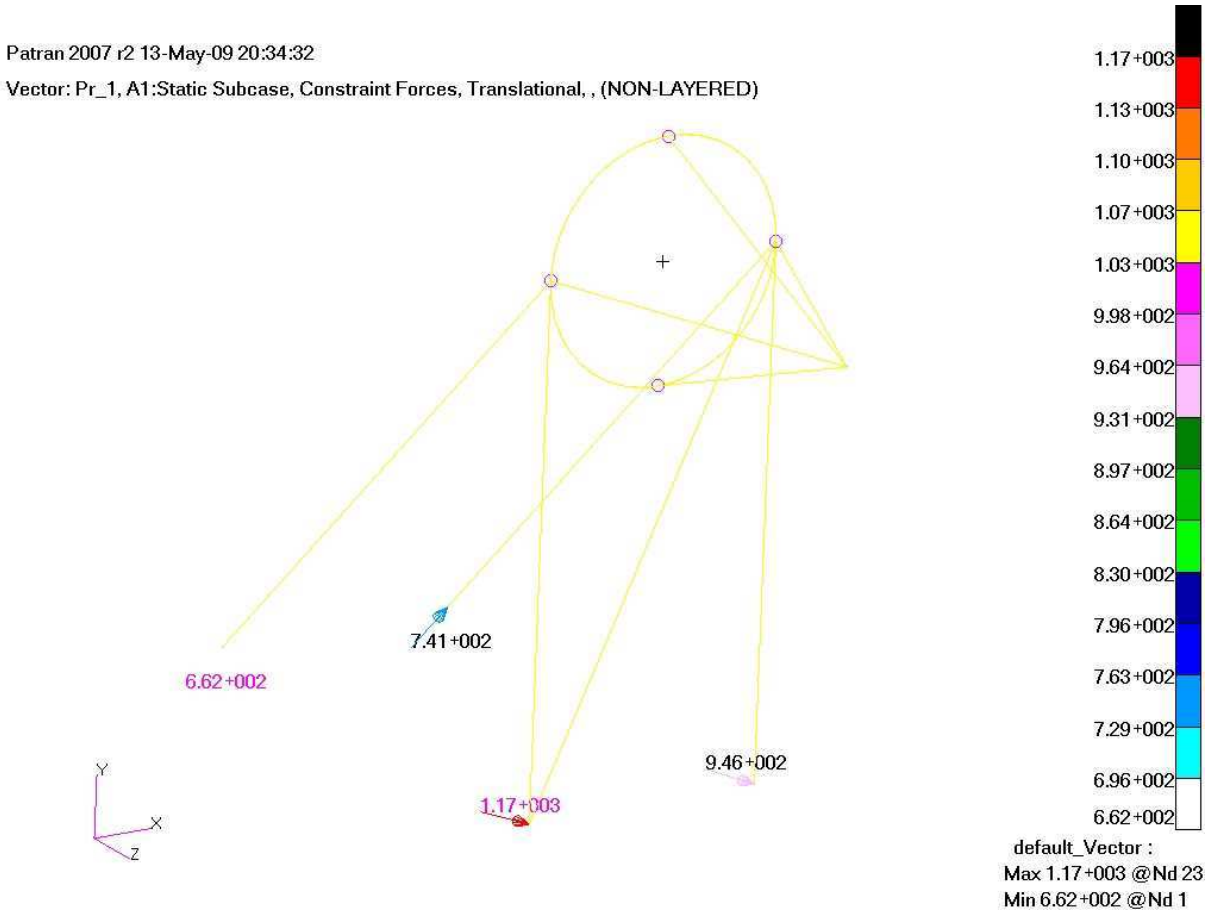


Kombinované namáhání – případ č.11

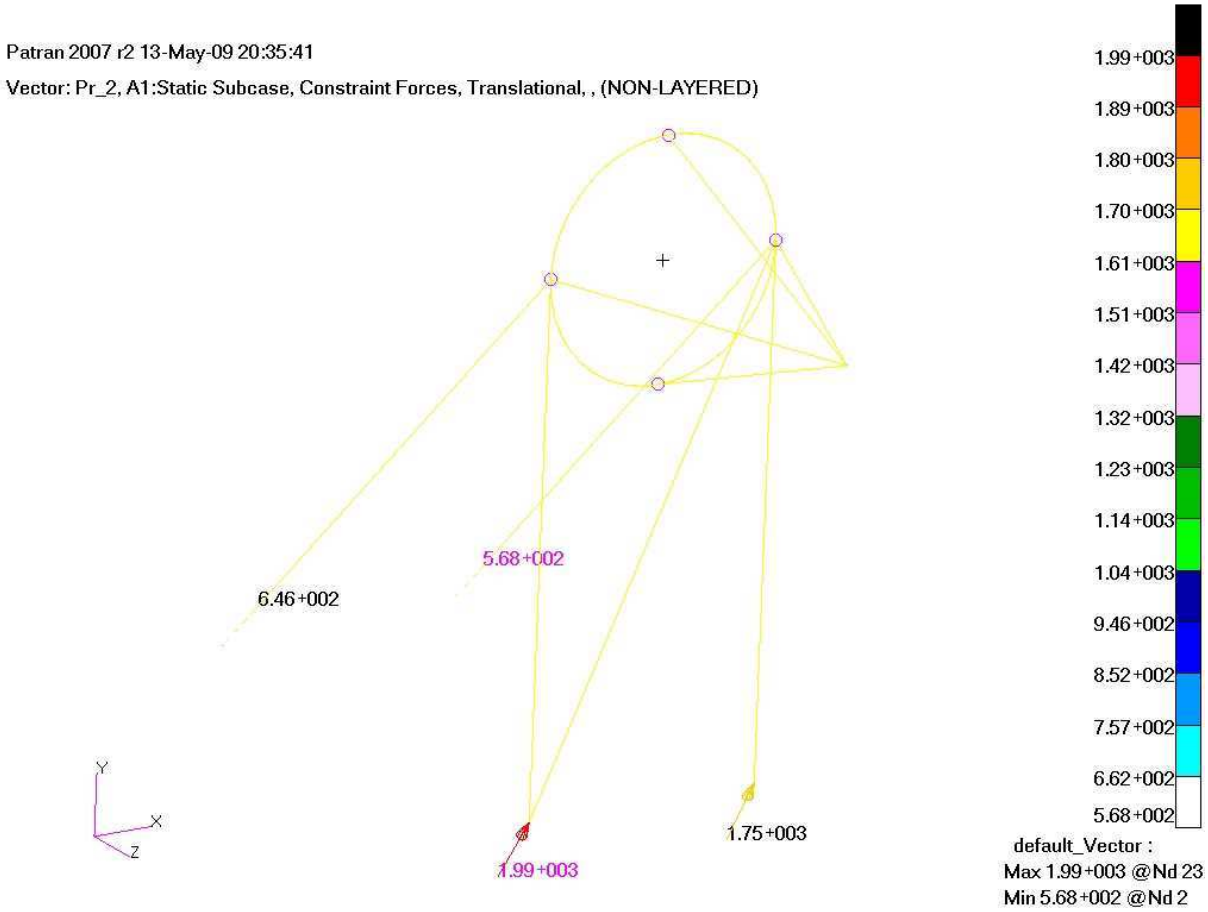


Síly v závěsech

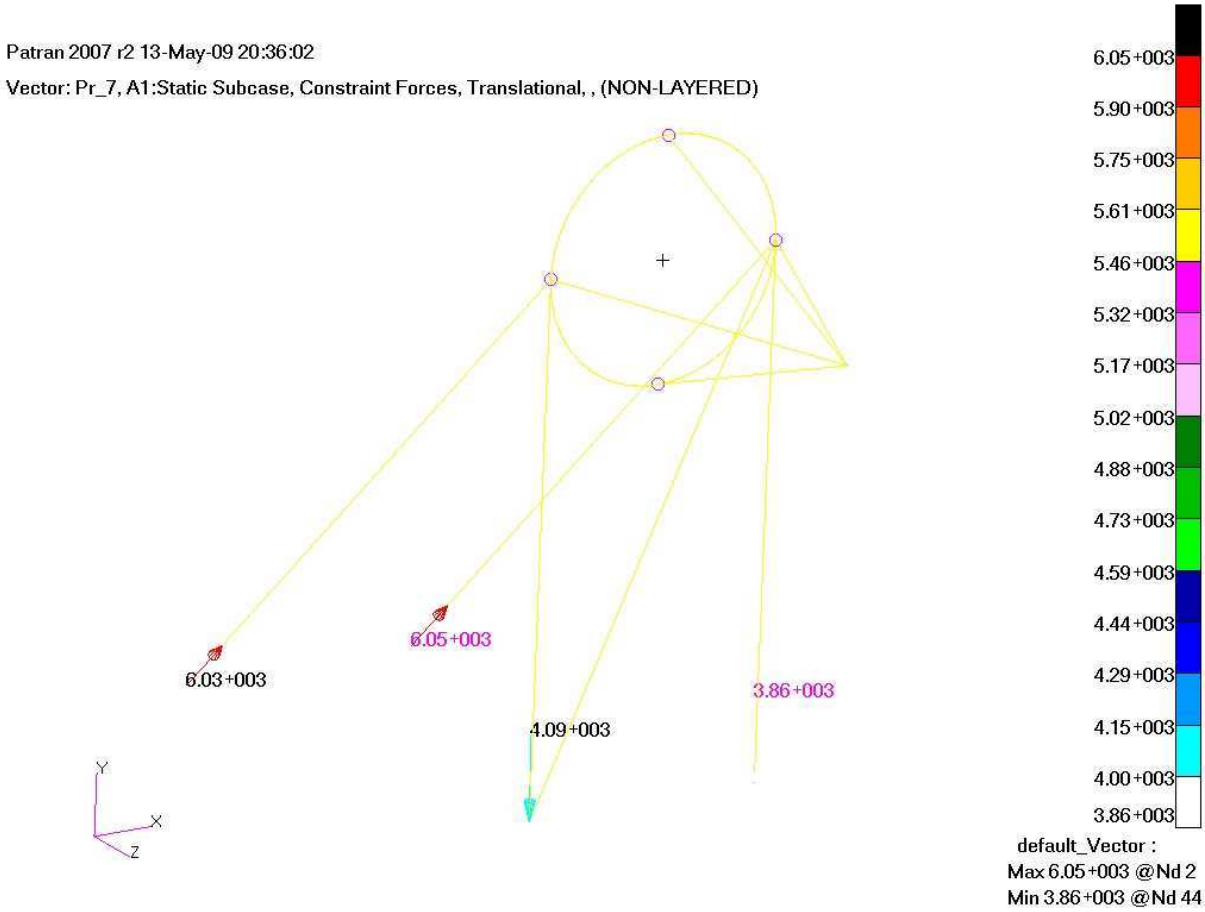
Síly v závěsech– případ č.1



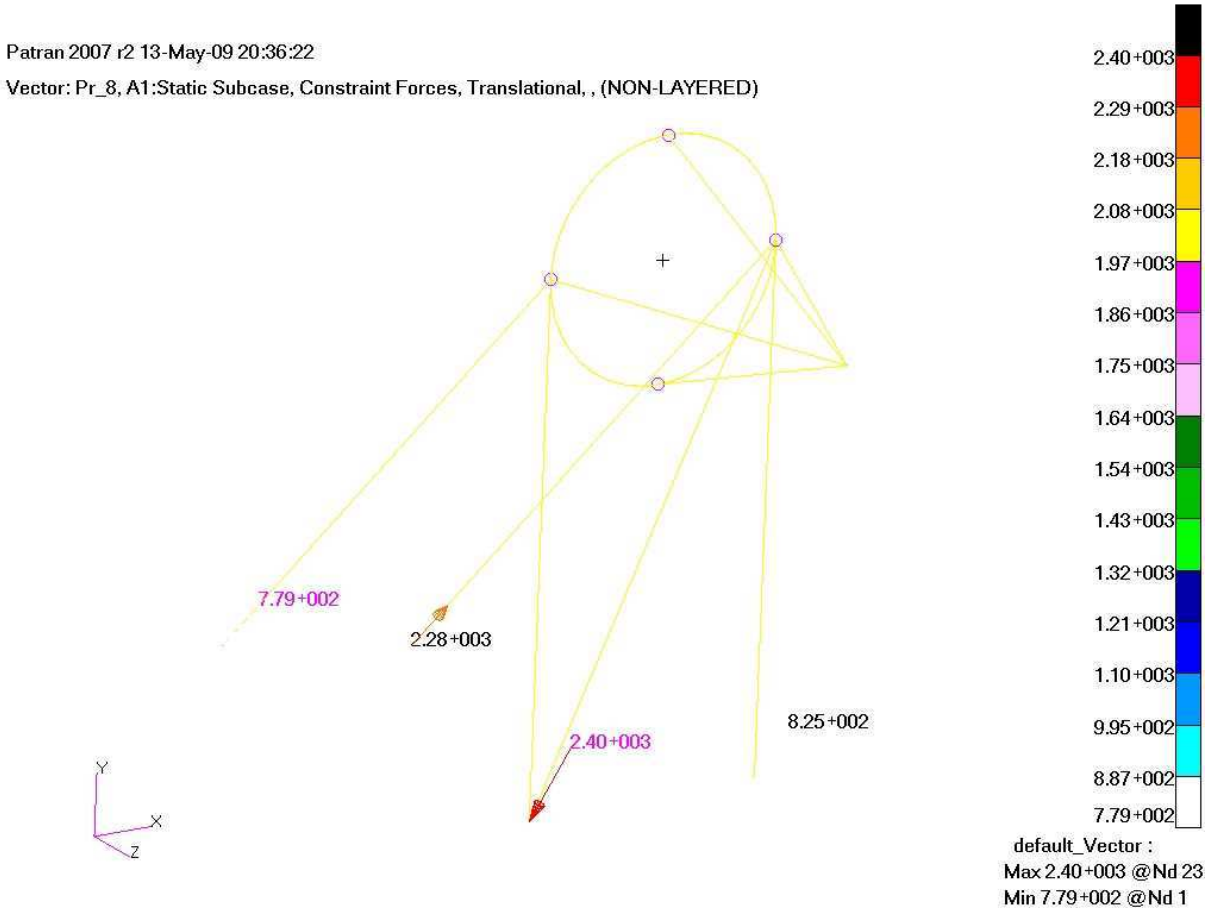
Síly v závěsech – případ č.2



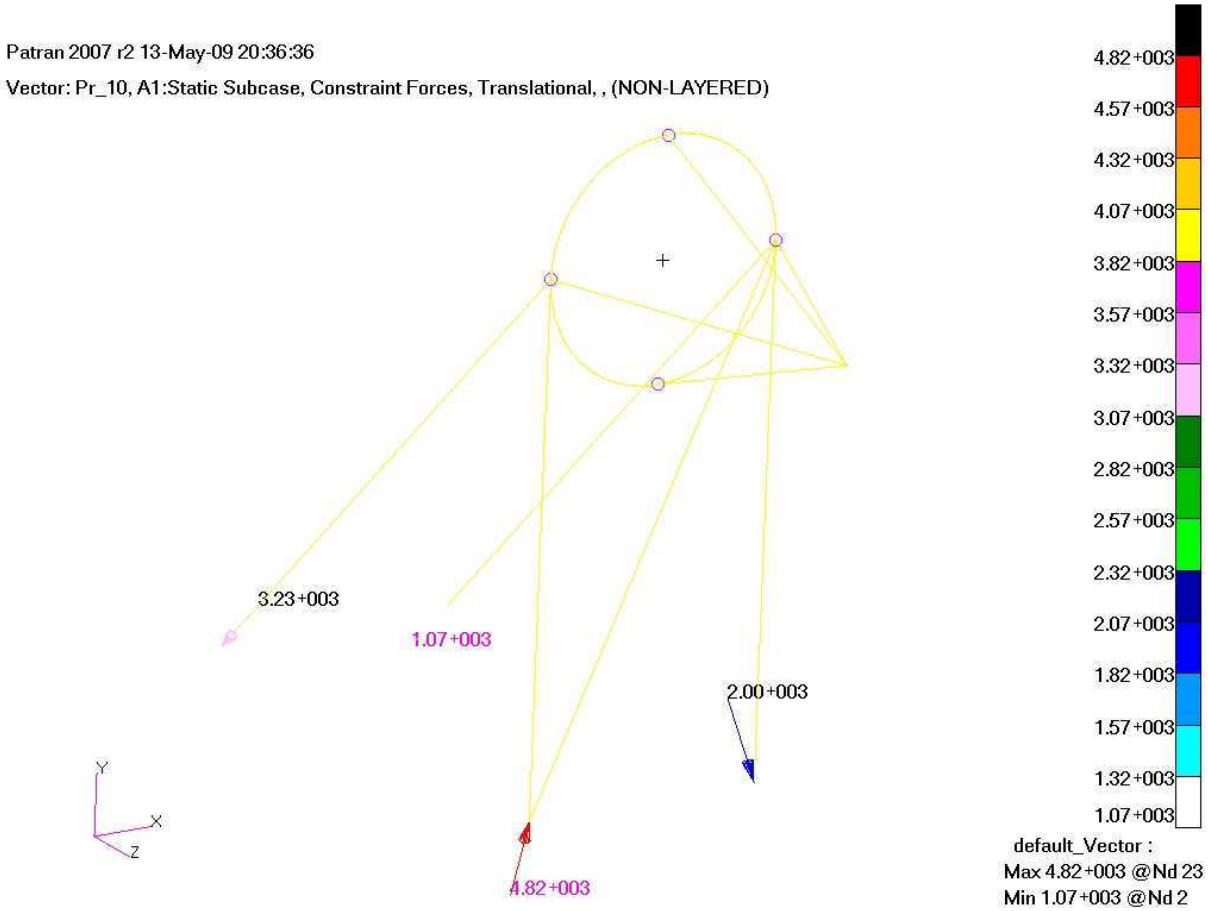
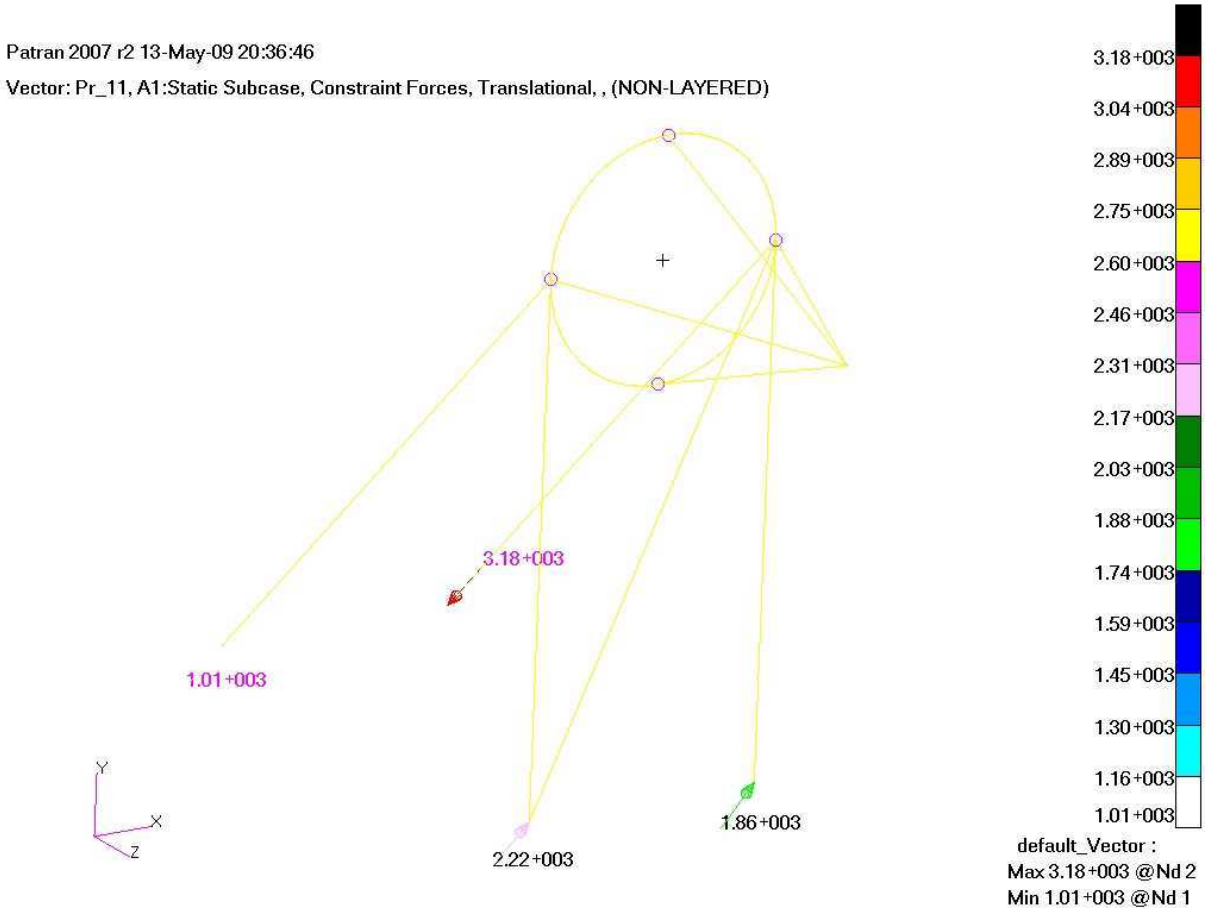
Síly v závěsech – případ č.7



Síly v závěsech – případ č.8



Síly v závěsech – případ č.10



Síly v závěsech – případ č.11