



**VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ**  
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



**FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ**  
**LETECKÝ ÚSTAV**

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING  
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

## **KONCEPČNÍ NÁVRH AIR-MOBILU**

CONCEPTUAL DESIGN OF AN AIR-MOBIL

**DIPLOMOVÁ PRÁCE**  
MASTER'S THESIS

**AUTOR PRÁCE**  
AUTHOR

**MATĚJ PODHORSKÝ**

**VEDOUcí PRÁCE**  
SUPERVISOR

**PROF.ING. ANTONÍN PÍŠTĚK, CSC.**

BRNO 2014

## Abstrakt

Tématem diplomové práce je koncepční návrh air-mobilu, tedy létajícího automobilu. Je provedeno srovnání dosavadních koncepcí, technický popis navrhovaného řešení, hmotový rozbor, výpočet aerostatických podkladů, výpočet obálky zatížení a návrh příhradové konstrukce trupu. Jako předpisová báze byl stanoven předpis CS-VLA, případně ELSA-K. Vyhovění požadavkům předpisu je jedním z cílů této práce.

## Klíčová slova

Air-mobil, koncepční návrh, létající automobil, obálka zatížení, polára, předpisová báze, příhradová konstrukce.

## Abstract

The topic of the thesis is a conceptual design of a roadable aircraft. The comparison of existing concepts is made, as well as description of proposed solution, aircraft mass analysis, basic aerostatic calculations, flight and gust envelope calculation and a design of truss construction of the fuselage. The CS-VLA, alternatively ELSA-K, has been used as a certification base. The compliance to this certification specification is one of the goals of this thesis.

## Keywords

Air-mobile, aircraft concept design, roadable aircraft, flight and gust envelope, drag polar, certification specification, truss construction.

## Bibliografická citace práce

PODHORSKÝ, M. *Návrh základní koncepce air - mobilu*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2014. 66 s. Vedoucí diplomové práce prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc..

## Čestné prohlášení

Já, níže podepsaný Matěj Podhorský, prohlašuji, že jsem diplomovou vypracoval samostatně pod vedením prof. Ing. Antonína Píšťka, CSc., a že jsem uvedl všechny použité prameny a literaturu.

V Brně, dne 30.5.2014

.....

Matěj Podhorský

## Poděkování

Na tomto místě chci poděkovat vedoucímu diplomové práce prof. Ing. Antonínu Pišťkovi, CSc. za poskytnuté rady a zkušenosti potřebné k vypracování diplomové práce a za čas, který mně věnoval při konzultacích. Další poděkování patří doc. Ing. Štefanovi Kleinovi, akad. soch. za projevenou vstřícnost a ochotu ke spolupráci, bez níž by vypracování této práce nebylo možné. Poděkování náleží i mým rodičům za to, že mě během studia podporovali.

## Obsah

|       |                                                    |    |
|-------|----------------------------------------------------|----|
| 1     | Úvod .....                                         | 11 |
| 1.1   | Seznam použitého značení .....                     | 12 |
| 1.2   | Předpisová báze .....                              | 13 |
| 1.3   | Souřadnicová soustava .....                        | 14 |
| 2     | Historický vývoj air-mobilu .....                  | 15 |
| 2.1   | Koncepce s pevnými nosnými plochami .....          | 16 |
| 2.2   | Koncepce s rotujícími nosnými plochami, VTOL ..... | 23 |
| 2.3   | Koncepce využívající padákový kluzák .....         | 26 |
| 3     | Geometrické charakteristiky řešeného letounu ..... | 28 |
| 3.1   | Definice základních rozměrů .....                  | 28 |
| 4     | Technický popis navrhovaného řešení .....          | 31 |
| 5     | Hmotnostní rozbor a centraže .....                 | 33 |
| 5.1   | Drak .....                                         | 33 |
| 5.2   | Podvozek a řízení .....                            | 33 |
| 5.3   | Pohonná skupina .....                              | 34 |
| 5.4   | Výstroj .....                                      | 34 |
| 5.5   | Užitečné zatížení .....                            | 34 |
| 6     | Aerostatické podklady .....                        | 36 |
| 6.1   | Aerodynamické charakteristiky profilu .....        | 36 |
| 6.2   | Aerodynamické charakteristiky křídla .....         | 38 |
| 6.3   | Aerodynamické charakteristiky ocasních ploch ..... | 40 |
| 6.4   | Aerodynamické charakteristiky letounu .....        | 40 |
| 6.5   | Polára letounu v čisté konfiguraci .....           | 44 |
| 6.5.1 | Polára křídla bez vlivu indukovaného odporu .....  | 44 |
| 6.5.2 | Výpočet indukovaného odporu křídla .....           | 46 |
| 6.5.3 | Škodlivé odpory letounu .....                      | 46 |
| 6.6   | Vliv vztlakových klapek na poláru .....            | 48 |
| 6.7   | Grafické znázornění polár letounu .....            | 50 |
| 7     | Výpočet obálky zatížení .....                      | 51 |
| 7.1   | Obratová obálka .....                              | 51 |
| 7.2   | Poryvová obálka .....                              | 52 |
| 7.3   | Obratová obálka s klapkami .....                   | 53 |
| 7.4   | Poryvová obálka s klapkami .....                   | 53 |
| 7.5   | Přehled výsledků výpočtu obálky zatížení .....     | 54 |

|       |                                                                       |    |
|-------|-----------------------------------------------------------------------|----|
| 8     | Návrh příhradové konstrukce trupu .....                               | 56 |
| 8.1   | Definice geometrie příhradové konstrukce .....                        | 56 |
| 8.2   | Materiál příhradové konstrukce.....                                   | 58 |
| 8.3   | Definice zatížení a okrajových podmínek .....                         | 60 |
| 8.4   | Přehled výsledků MKP analýzy .....                                    | 63 |
| 8.4.1 | Výsledek kontrolního výpočtu letového zatížení .....                  | 63 |
| 8.4.2 | Výsledek výpočtu případu průletu poryvem při cestovní rychlosti.....  | 64 |
| 8.4.3 | Výsledek výpočtu případu najetí předního levého kola na překážku..... | 65 |
| 8.5   | Zhodnocení návrhu příhradové konstrukce .....                         | 66 |
| 9     | Závěr .....                                                           | 67 |
| 10    | Přílohy .....                                                         | 68 |
| 10.1  | Příloha 1 – tabulka výpočtu poláry .....                              | 68 |
| 11    | Seznam použité literatury .....                                       | 70 |

## 1 Úvod

Cílem diplomové práce je vypočítat základní hmotové a aerodynamické charakteristiky, navrhnout předpisovou bázi a pevnostně zkontrolovat některý z prvků konstrukce létajícího automobilu doc. Kleina, který se nachází ve fázi funkčního prototypu ve verzi 2.5. Tato práce se zabývá verzí 3, která se v současné době nachází ve fázi kompletace. Návrh předpisové báze vychází z hmotnosti letounu a poznatků získaných z verze 2.5. V úvodu práce je proveden rozbor historického vývoje létajících automobilů a srovnání jednotlivých koncepcí. Dále tato práce obsahuje jednotlivé části koncepčního návrhu, který je stejný jako koncepční návrh letounu, tedy stanovení geometrických charakteristik, technický popis řešení. Jedním z podstatných cílů práce je výpočet aerostatických podkladů sloužících pro stanovení obálky zatížení, ze které se získají případy zatížení podstatné pro návrh příhradové konstrukce trupu. Zejména výsledky aerostatických podkladů a aktualizovaný hmotový rozbor mohou být užitečné při průkazech certifikační způsobilosti verze 3. Část zabývající se návrhem příhradové konstrukce trupu je poslední kapitolou této práce.

## 1.1 Seznam použitého značení

A [-] - štíhlost křídla  
a, ( $C_{La}$ ) [ $\text{rad}^{-1}$ ] - sklon vztlakové čáry letounu  
 $a_{KT}$ ,  $a_{BVOP}$ ,  $a_{wf}$  [ $\text{rad}^{-1}$ ] - sklon vztlakové čáry kombinace křídlo – trup  
 $a_{kř}$  ( $C_{La_{kř}}$ ) [ $\text{rad}^{-1}$ ] - sklon vztlakové čáry křídla  
 $a_{VOP}$ , ( $C_{La_{VOP}}$ ) [ $\text{rad}^{-1}$ ] - sklon vztlakové čáry VOP  
b,  $b_{ef}$  [m] - rozpětí efektivní  
 $b_{celk}$  [m] - rozpětí křídla celkové  
 $b_{kl}$  [m] - rozpětí klapky  
 $b_{trup}$  [m] - šířka trupu  
 $b_{VOP}$  [m] - celk rozpětí VOP celkové  
 $C_D$  [-] - součinitel odporu letounu  
 $C_{Dgear}$ ,  $C_{Dpodv}$  [-] - součinitel odporu podvozku  
 $C_{Di}$  [-] - součinitel indukovaného odporu  
 $C_{Dk_{OP}}$  [-] - součinitel škodlivého odporu OP  
 $C_{Dk_{tr}}$  [-] - součinitel škodlivého odporu trupu  
 $C_{Dkan}$  [-] - součinitel škodlivého odporu vstupních kanálů pro vzduch  
 $C_{Dpmin}$  [-] - součinitel minimálního profilového odporu  
 $C_{Dvýf}$  [-] - součinitel odporu výfukových nátrubků  
 $c_k$  [m] - koncová hloubka křídla  
 $c_0$  [m] - kořenová hloubka křídla  
 $C_{L0}$  [-] - součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu  
 $C_{Lkl}$  [-] - součinitel vztlaku od výchylky klapky  
 $C_{Lkř}$  [-] - součinitel vztlaku křídla  
 $C_{Lmax}$  [-] - maximální součinitel vztlaku  
 $C_{Lmin}$  [-] - minimální součinitel vztlaku  
 $c_{SAT}$  [m] - hloubka střední aerodynamické tětiny křídla  
 $c_{SGT}$  [m] - hloubka střední geometrické tětiny křídla  
 $d_{trup}$ ,  $d_f$  [m] - ekvivalentní průměr trupu  
g [ $\text{m/s}^2$ ] - gravitační zrychlení  
 $h_{trup}$  [m] - výška trupu  
 $k_{VOP}(\eta_h)$  [-] - snížení dynamického tlaku v místě VOP  
 $l_{trup}$ ,  $L_{tr}$  [m] - délka trupu  
 $l_{VOP}$  [m] - vzdálenost mezi AS KT a AS VOP  
 $l_{VOP}^{\sim}$  [m] - vzdálenost mezi těžištěm a AS VOP  
 $l_{VOP}^*$  [m] - vzdálenost mezi AS letounu a AS VOP  
m [kg] - hmotnost letounu  
 $m_{TOW}$  [kg] - vzletová hmotnost letounu  
n [-] - násobek  
 $P_{trup}$ , ( $F_{tr}$ ) [ $\text{m}^2$ ] - omočený povrch trupu  
S [ $\text{m}^2$ ] - plocha křídla  
 $S_1$  [ $\text{m}^2$ ] - plocha křídla zakryta trupem  
 $S_{SOP}$  [ $\text{m}^2$ ] - plocha SOP  
 $S_{trup}$  [ $\text{m}^2$ ] - maximální čelní průřez trupu  
 $S_{VOP}$  [ $\text{m}^2$ ] - plocha VOP  
v [km/h] - rychlost letu  
 $v_A$  [km/h] - obratová rychlost

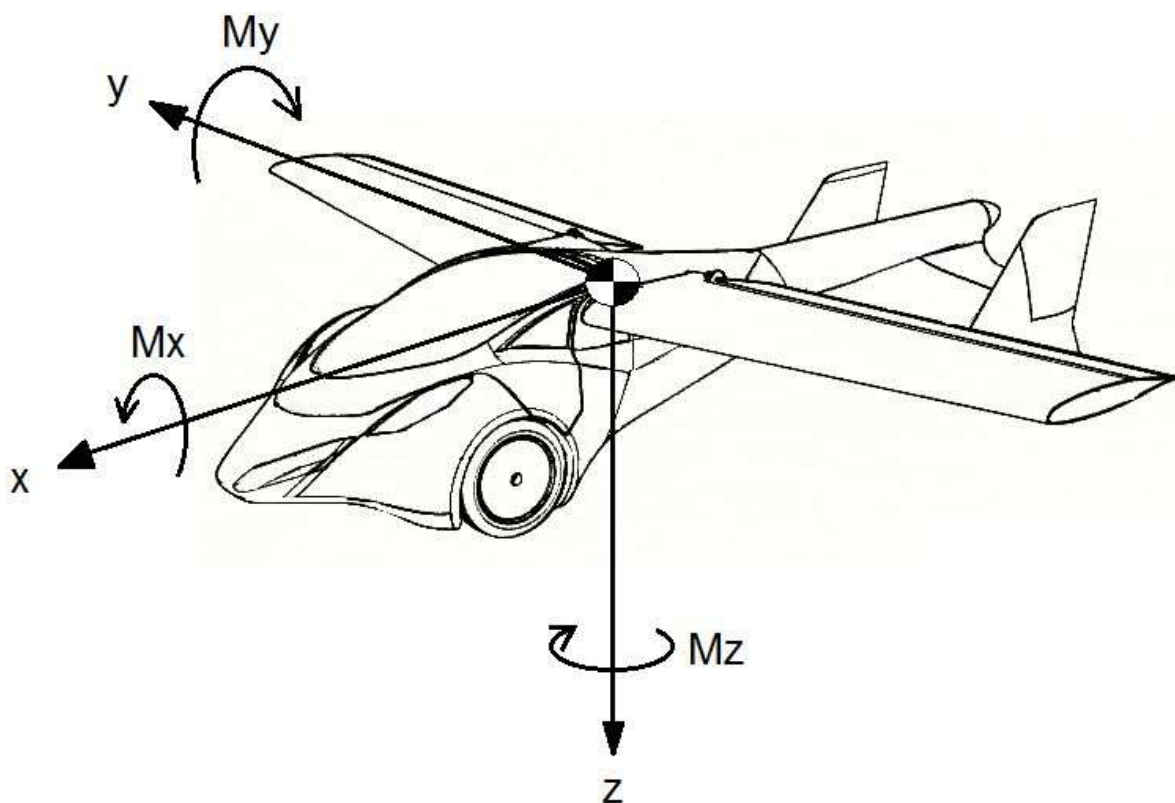
$v_{AF}$  [km/h] - obratová rychlost klapková  
 $v_C$  [km/h] - cestovní rychlost  
 $v_D$  [km/h] - rychlost strmého letu  
 $v_F$  [km/h] - maximální rychlost klapková  
 $v_G$  [km/h] - obratová rychlost na zádech  
 $v_{S1}$  [km/h] - pádová rychlost se zasunutou vztlakovou mechanizací  
 $v_{S2}$  [km/h] - pádová rychlost na zádech  
 $v_{S0}$  [km/h] - pádová rychlost v přistávací konfiguraci  
 $x_{AS\ kt}$  [% SAT] - poloha AS kombinace křídlo - trup  
 $x_T$  [% SAT] - poloha těžiště letounu  
 $\alpha_0$  [°] - úhel nulového vztlaku  
 $\alpha_{0kř}$  [°] - úhel nulového vztlaku křídla  
 $\delta$  [-] - Glauertův opravný součinitel  
 $\delta_{kl}$  [°] - výchylka klapky  
 $\lambda$  [-] - štíhlost křídla  
 $\lambda_e$  [-] - efektivní štíhlost  
 $\rho$  [kg/m<sup>3</sup>] - hustota vzduchu  
 $\varphi_{VOP}$  [°] - úhel nastavení VOP  
 $\sigma$  [MPa] - napětí v materiálu  
 $\sigma_{ekv}$  [MPa] - ekvivalentní napětí  
 $\sigma_{KV}$  [MPa] - dovolené napětí stability trubek  
 $R_m$  [MPa] - pevnost materiálu  
 $\eta$  [-] - součinitel rezervy

## 1.2 Předpisová báze

Za předpisovou bázi byl zvolen předpis CS-LSA, s přihlédnutím k předpisu ELSA-K pro amatérsky stavěná letadla. Předpis CS-LSA platí pro letouny o maximální vzletové hmotnosti do 600kg a je omezen pádovou rychlostí s vysunutou vztlakovou mechanizací 83 km/h. Předpis ELSA je založen na ASTM F2245 (Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane) organizace American Society for Testing and Materials.

### 1.3 Souřadnicová soustava

Obr.1 slouží pro definici souřadnicové soustavy a určení kladných směrů os a momentů.



Obr. 1 Definice souřadnicové soustavy

## 2 Historický vývoj air-mobilu

Létající automobil (angl. flying car, alternativně roadable aircraft) je dopravní prostředek, který kombinuje schopnost letu typickou pro letadla s možností provozu na pozemních komunikacích. Právě možnost použití jednoho vozidla pro transport jak na zemi, tak ve vzduchu, je jednou z hlavních teoretických výhod létajících automobilů a motivací mnoha konstruktérů ke snaze vyvinout typ, který bude uživatelsky přívětivý a spolehlivý, za současného zachování vhodných vlastností při obou režimech provozu. Pro přechod mezi jednotlivými režimy je zpravidla zapotřebí proces změny konfigurace vozidla. Jednou z možností je montáž nebo demontáž nosných ploch, podvozku či pohonu, pak se jedná o létající automobil modulárního typu, v jiných případech je vozidlo po přechodu mezi režimy schopno provozu na pozemních komunikacích, žádná část není demontována, hovoříme pak o typu integrálním.

Létající automobily lze rozdělit podle koncepce na vozidla s pevnými křídly, ta jsou oddělitelná u modulárních typů, nebo sklopná u typů integrálních. Některé koncepce využívají rotujících nosných ploch (vírníky, vrtulníky), další koncepce kategorie VTOL používají překlopné křídlo, případně překlopné pohonné jednotky (tilt-wing, tilt-rotor). Lze se setkat s koncepcemi, které jako nosnou plochu využívají padákový kluzák, který bývá pro přechod do letového režimu na vozidlo namontován, lze však převážet např. v zavazadlovém prostoru, a pohon je zajištěn vrtulí, poháněnou pohonnou jednotkou instalovanou ve vozidle.

Pro dosažení požadovaných vlastností létajících automobilu existují v zásadě tři přístupy. Prvním je modifikace běžného, byť specificky upraveného automobilu, pro let, druhou je úprava letadla pro silniční provoz. Třetím přístupem je návrh konstrukce, která od počátku kombinuje obě složky a vzniká návrh komplexního létajícího automobilu.

## 2.1 Koncepce s pevnými nosnými plochami

Koncepce s pevnými nosnými plochami je oblíbená pro svou relativní konstrukční jednoduchost v porovnání s letadly s rotujícími nosnými plochami, dále je takové vozidlo teoreticky schopno dosahovat vyšší cestovní rychlosti a v neposlední řadě má nižší nároky na údržbu. Historie této koncepce je velmi bohatá a bude zmíněno pouze několik významných konceptů, ostatní budou uvedeny v tabulce pro srovnání výkonů.

Již v roce 1903, deset měsíců před prvním zdokumentovaným letem letounu bratří Wrightů, byla na Akademii Věd v Paříži podána žádost o uznání patentu na létající automobil, jehož autorem byl rumunský vynálezce a konstruktér, Trajan Vuia [1]. Po prvotním zamítnutí byl patent uznán a v roce 1906 Vuia se svým strojem uskutečnil krátký let. Jeho létající automobil byl příhradové konstrukce s křídlem potaženým plátnem. Podle zdroje [2] však původně o létající automobil nešlo, nebo byla přinejmenším tato myšlenka velmi nepravděpodobná, neboť pohon vrtulí pro pohyb po zemi by byl příliš nebezpečný.

Za létající automobil lze však s jistotou označit **Curtiss Autoplane** z roku 1917. Trojplóšné křídlo a ocasní plochy byly převzaty ze cvičného letounu Curtiss Model L, karoserii automobilu posloužil za základ Ford Model T. Motor byl uložen vpředu podélně, poháněl tlačnou vrtuli. Dle zdroje [3] měl rozpětí 12,4 m, na délku měřil 8,2 m. Byl navržen pro pilota a dva pasažéry. Pohon motorem Curtiss OXX o výkonu 75 kW mu měl zajistit cestovní rychlost přibližně 105 km/h.



Obr. 2 Curtiss Autoplane [3]

Dalším návrhem, tentokrát evropským, byl **Tampier Roadable** francouzského konstruktéra Rene Tampiera [4]. Představen byl v Paříži roku 1921. Jednalo se o klasický dvouplošník své doby, pro převod do pozemní konfigurace se křídla sklápěla k trupu kolem svislé osy a pro zatáčení a zajištění dostatečné stability byl na zadě namontován podvozek podobný hlavnímu. Podle zdroje [5] měl letoun pomocnou pohonnou jednotku pro pohon předního podvozku, který v letové konfiguraci zastával úlohu podvozku hlavního, a za letu tato jednotka sloužila pro zajištění příkonu elektrické soustavy letounu.

Po první světové válce se v USA objevil návrh létajícího automobilu **Waterman Arrowbile** konstruktéra Waldo Watermana, který se dle zdroje [6] v době svého vzniku v roce 1932 stal prvním úspěšným prototypem samokřídla a v roce 1935 podnikl přelet ze Santa Monicy do Washingtonu.



Obr. 3 Waterman Arrowbile [6]

Nejblíže představě prakticky použitelného létajícího automobilu a současně i sériové výrobě byly **Taylor Aerocar** a Convair Model 116, resp. 118. Taylor Aerocar byl sestaven americkým konstruktérem Moultonem Taylorem a pojednávají o něm zdroje [7], [8] a [9]. Dle informací získaných z této literatury byl konstruktér Taylor inspirován létajícím automobilem konstruktéra Foultona, o jehož Foulton Airphibian pojednává zdroj [10]. Oba typy byly podobné koncepce, na speciálně vyrobený automobil, jenž se principiálně nelišil od běžného automobilu, byla pro let namontována křídla, zadní část trupu s ocasními plochami a vrtule. Aerocar měl tlačné uspořádání, Airphibian tažné. Křídla a ocasní plochy bylo možné převážet na přívěsu za automobilem, což však snižovalo jeho praktickou použitelnost ve městech a zejména znemožňovalo pohodlné parkování. Podle zdroje [7] bylo vyrobeno 6 prototypů různých verzí Aerocaru v rozmezí let 1949 – 1966, z nichž je podle dostupných informací stále v provozu Aerocar I [11] a Aerocar II stejného majitele [12]. Dále bylo dle zdroje [7] plánováno zahájení sériové výroby ve spolupráci s automobilkou Ford, odhadovaná poptávka činila 500 zájemců, k samotné výrobě však nikdy nedošlo.

Modely 116 firmy **Convair** představoval lehký dvoumístný automobil s oddělitelnými nosnými a ocasními plochami. Pohonná jednotka, křídlo a ocasní plochy tvořily jeden celek. O tomto prototypu poprvé informoval magazín Popular Science v dubnu 1946 [13] jako o lehkém létajícím automobilu s pohonnými jednotkami výkonem 19 kW pro pozemní provoz a 67 kW pro let. Model 118 byl zdokonalenou verzí, která podle zdroje [14] byla schopná přepravit 4 osoby a v letové konfiguraci byla poháněna motorem Lycoming O-435C o výkonu 142 kW, pro pozemní provoz sloužil stejný motor jako u Modelu 116. Podle zdroje [15] byl postaven jediný prototyp Modelu 116, který vykonal 66 letů, Model 118 existoval ve dvou

kusech, jeden byl zničen při havárii, způsobené nedostatkem paliva, letoun měl totiž dvě nádrže, jednu pro automobil a druhou v křídlech, mezi nimiž bylo zapotřebí manuálně přepínat. Tentýž zdroj uvádí, že k sériové výrobě nikdy nedošlo, ačkoli původní konstruktéři počítali s vysokou poptávkou (cca 160 000 objednávek). Oba stroje tedy zůstaly pouze prototypy.



Obr. 4 Taylor Aerocar [7]



Obr. 5 Convair model 118 [14]

Nadějným konceptem byl létající automobil **Ave Mizar**, který byl kombinací sériového automobilu Ford Pinto a křídla, motoru a ocasních ploch letounu Cessna Skymaster. Zdroj [16] o něm informoval v roce 1973. Podle zdroje [17] používal letoun pro vzlet jak pohon automobilu, tak pohon tlačnou vrtulí, po vzletu byl automobilový pohon odpojen. Dále uvádí, že v roce 1973 byly zahájeny certifikační zkoušky FAA. V témže roce však došlo k nehodě, jak dokládá zpráva [18]. Podle této zprávy byla nehoda zaviněna špatnou kvalitou svarů výztuhy křídla. Pilot a cestující zahynuli. Dle zdroje [19] této nehodě

předcházel incident spojený s poruchou konstrukce křídla, posádce se však podařilo nouzově přistát. Tentýž zdroj poukazuje na nízkou kvalitu technologie výroby a zpracování, která provázela celý projekt Ave Mizar. Sériová výroba letounu Ave Mizar nebyla nikdy zahájena.



**Obr. 6 Ave Mizar [17]**

V současné době je značná pozornost věnována společnosti Terrafugia, která v roce 2006 uvedla svůj koncept létajícího automobilu Transition [20]. Podstatným rozdílem oproti většině předchůdců je použití integrální koncepce, kdy se pro provoz na pozemních komunikacích křídlo skládá k trupu a všechny části konstrukce jsou převáženy, není tedy zapotřebí další skladovací prostor ani složitá manipulace pro změnu konfigurace. První vzlet byl uskutečněn v roce 2009 [21]. Podle oficiálních údajů výrobce je motor poháněn motorem Rotax 912 o výkonu 74kW, v letu dosahuje cestovní rychlosti 160 km/h při doletu 660 km včetně rezervy paliva na 30 minut. Na zemi je letoun poháněn stejným motorem, výkon na je na zadní kola přenášen přes CVT převodovku (převodovka s proměnným převodovým poměrem) a automobil dosahuje maximální rychlosti 110 km/h [22].



**Obr. 7 Terrafugia Transition při skládání křídel [22]**

Zatím posledním zástupcem kategorie létajících automobilů s pevným křídlem je Aeromobil 2.5 slovenského designéra doc. Štefana Kleina, koncepční návrh další verze, Aeromobilu 3.0, je předmětem této práce. Údaje o tomto typu jsou uvedeny dále v textu práce. Fotografie obr.8 a obr.9 zachycují funkční prototyp Aeromobilu ve verzi 2.5, který se v současné době nachází ve fázi testování.



**Obr. 8 Aeromobil 2.5 za letu [23]**



**Obr. 9 Aeromobil 2.5 na zemi [23]**

Obr. 10 představuje skicu prvního prototypu Aeromobilu z období let 1990-1994, tento koncept byl následně důkladně přepracován do podoby Aeromobil 2 (Obr.11).



**Obr. 10 Aeromobil 1 [23]**



**Obr. 11 Aeromobil 2 [23]**

Tabulka na další straně poslouží pro srovnání létajících automobilů s pevným křídlem. Údaje v tabulce byly získány ze zdrojů uvedených výše.

| Rok  | Název                             | Konstr.    | Obsadi-<br>telnost | MTOW<br>[kg] | Rychlost [km/h] |                   | Výkon<br>[kW] | Dojezd<br>[km] | Dolet<br>[km] |
|------|-----------------------------------|------------|--------------------|--------------|-----------------|-------------------|---------------|----------------|---------------|
|      |                                   |            |                    |              | Na<br>zemi      | Ve<br>vzduchu     |               |                |               |
| 1917 | Curtiss<br>Autoplane              | Modulární  | 3                  | cca 700      | 72              | 105               | 75            | N/A            | N/A           |
| 1921 | Tampier<br>Roadable               | Integrální | 2                  | N/A          | N/A             | N/A               | N/A           | N/A            | N/A           |
| 1932 | Waterman<br>Arrowbile             | Modulární  | 2                  | 1134         | 113             | 193               | 75            | N/A            | 560           |
| 1934 | Scroback                          | Integrální | 1                  | 600          | N/A             | N/A               | 28            | N/A            | N/A           |
| 1942 | Antonov<br>A40 (voj.)             | Modulární  | 2                  | 7804         | 44              | 160 (ve<br>vleku) | -             | 450            | -             |
| 1945 | Aeroauto<br>PL5C                  | Integrální | 2                  | 700          | N/A             | 180               | 63            | N/A            | 800           |
| 1946 | Fulton FA-2                       | Modulární  | 2                  | 953          | 88              | 193               | 123           | N/A            | 563           |
| 1946 | Taylor<br>Aerocar                 | Modulární  | 2                  | 953          | 96              | 188               | 107           | 483            | 805           |
| 1946 | Convair<br>Model 116              | Modulární  | 2                  | 980          | 80              | 180               | 19/67         | N/A            | N/A           |
| 1947 | Convair<br>model 118              | Modulární  | 2                  | 1157         | 82              | 201               | 19/140        | N/A            | N/A           |
| 1953 | Bryan<br>Autoplane                | Integrální | 1                  | 475          | 96              | 169               | 56            | N/A            | N/A           |
| 1971 | Ave Mizar                         | Modulární  | 2                  | 1604         | 140             | 250               | 157           | N/A            | N/A           |
| 2006 | Terrafugia<br>Transition          | Integrální | 2                  | 650          | 110             | 185               | 75            | 1296           | 787           |
| 2010 | Plane<br>Driven<br>PD1/2          | Integrální | 2                  | 1134         | 117             | 240               | 37/156        | 759            | 322           |
| 2011 | Scaled<br>Composites<br>367 BiPod | Modulární  | 2                  | 800          | 128             | 322               | 30/60         | N/A            | N/A           |
| 2013 | Aeromobil<br>2.5                  | Integrální | 2                  | 600          | 160             | 200               | 75            | 500            | 700           |

Tab. 1 Srovnání létajících automobilů s pevným křídlem

**Poznámka k tabulce:** První dva zmíněné typy, Curtiss Autoplane a Tampier Roadable nikdy neletěly. Údaje, které nebylo z dostupné literatury a známých zdrojů možné zjistit, jsou označeny N/A. Pokud jsou ve sloupci výkon uvedeny dvě hodnoty s lomítkem, první, obvykle nižší, je pro pozemní pohon, druhý pro pohon za letu.

## 2.2 Koncepce s rotujícími nosnými plochami, VTOL

Mezi zástupce koncepcí s rotujícími nosnými plochami řadíme vírníky a vrtulníky, oba druhy mají zastoupení i mezi létajícími automobily.

Již roku 1935 byl představen prototyp vírníku použitelného pro provoz na pozemních komunikacích. Byl jím AC-35 společnosti Autogiro Company of America [24]. Konstrukce byla v přední části ocelová trubková, v zadní části pak dřevěná, trup byl potažen plátnem. Vírník měl dřevěnou vrtuli v tažném uspořádání, poháněnou motorem uloženým uprostřed trupu. Podvozek byl podobný podvozku ostruhového typu, na zemi přední kola sloužila pro řízení, třetí kolo stejné velikosti bylo poháněno. Podle zdroje [24] pro vzlet i přistání postačovala dráha o délce 52 metrů. Tentýž zdroj uvádí, že prototyp provedl několik zkušebních letů v průběhu roku 1936, přičemž bylo prováděno několik modifikací vrtule, která byla původně protiběžná, ale kvůli nadměrnému hluku byla nahrazena dvoulistou pevnou.



Obr. 12 Autogiro AC-35 [24]

V Německu v roce 1962 vznikl Wagner Rotocar, někdy označovaný Aerocar, jehož druhá verze byla navržena pro silniční provoz. Autorem návrhu byl Alfred Vogt. Jednalo se o vrtulník s protiběžnými rotory. Podle zdroje [25] prototyp Rotocar II, poháněný rotačním radiálním motorem o výkonu 70 kW nikdy nevzlétl. Alfred Vogt však v roce 1965 představil Rotocar III, který byl dle zdroje [26] poháněn motorem Franklin o výkonu 194 kW. Stejný zdroj uvádí, že po vykonání zkušebních letů byl prototyp v roce 1971 předán firmě Helikopter Technik München, která projekt následně zastavila.



**Obr. 13 Wagner Aerocar/Rotocar [25]**

V roce 2009 představila nizozemská společnost PAL-V svoji vizi létajícího automobilu ve formě modelu One. Jedná se opět o vírník se skládacím nosným rotorem a ocasními plochami, tlačná vrtule je poháněna motorem uloženým za prostorem pro posádku. Dvoumístná kabina má tandemové uspořádání sedadel. Tříkolový podvozek umožňuje naklánění karoserie do zatáček, podobně jako u motocyklů, což přispívá k lepším jízdním vlastnostem. S motorem o výkonu 170 kW lze na zemi dosáhnout rychlosti až 180 km/h při dojezdu až 1200 km, rychlost ve vzduchu je stejná, dolet se podle údajů výrobce [27] má pohybovat v rozmezí 350 – 500 km.



**Obr. 14 PAL-V One [27]**

Zástupcem kategorie VTOL bez nosného rotoru jsou koncepty Volante a Nucleon automobilky Ford [28]. V roce 1958 byly představeny pouze studie a hliněné modely, vývoj zahájen nebyl, modely byly pouze součástí prezentačního programu vizí dopravy budoucnosti.



**Obr. 15 Ford Nucleon [28]**

Ve fázi návrhu se také nachází létající automobil kategorie VTOL již zmíněné společnosti Terrafugia, model TF-X. Jediným zdrojem jsou prozatím informace od výrobce [29]. Ten však uvádí, že půjde o čtyřmístný dopravní prostředek, pro kolmý vzlet budou použity dva naklápěcí elektromotory na křídlech, pro dopředný pohyb slouží spalovací motor v tlačném uspořádání. Křídla s elektromotory se skládají samočinně pro přechod do pozemního režimu. Výrobce odhaduje trvání vývoje v rozmezí 8 – 12 let. Bližší údaje jsou v tuto dobu neznámé, výrobce pouze deklaroval plány o možnosti přepravy 4 osob s doletem cca 800 km.



**Obr. 16 Terrafugia TFX [29]**

Následuje opět tabulka srovnání létajících automobilů příslušné koncepce.

| Rok  | Název                     | Konstr.    | Obsaditelnost | MTOW [kg]                               | Rychlost [km/h] |            | Výkon [kW] | Dojezd [km] | Dolet [km] |
|------|---------------------------|------------|---------------|-----------------------------------------|-----------------|------------|------------|-------------|------------|
|      |                           |            |               |                                         | Na zemi         | Ve vzduchu |            |             |            |
| 1942 | Haffner Rotabuggy         | Integrální | 2             | 1411                                    | 78              | 241        | 45         | N/A         | N/A        |
| 1965 | Wagner FJ-V3              | Integrální | 4             | 1600                                    | N/A             | 166        | 193        | N/A         | N/A        |
| 2009 | Butterfly Super Sky Cycle | Integrální | 1             | 463                                     | 88              | 130        | 20/86      | N/A         | N/A        |
| 2009 | PAL-V one                 | Integrální | 2             | 910                                     | 180             | 180        | 170        | 1200        | 500        |
| 2013 | Terrafugia TF-X           | Integrální | 4             | data neznámá - představen pouze koncept |                 |            |            |             | 805        |

Tab. 2 Srovnání létajících automobilů s rotujícími nosnými plochami

**Poznámka k tabulce:** Údaje, které nebylo z dostupné literatury a známých zdrojů možné zjistit, jsou označeny N/A. Pokud jsou ve sloupci výkon uvedeny dvě hodnoty s lomítkem, první, obvykle nižší, je pro pozemní pohon, druhý pro pohon za letu. Typ Haffner Rotabuggy byl poháněn pouze na zemi, na místo určení byl tento vírník dopraven za vlečným letounem.

## 2.3 Koncepce využívající padákový kluzák

Pro vozidla, která jsou určena zejména pro volný čas a nejsou na ně kladeny nároky na vysokou cestovní rychlost a dolet, lze použít padákový kluzák. Jeho výhodou je, že ve složeném stavu poměrně kompaktní a lehký, nevýhodou nutnost opětovného zabalení po přistání, které je časově náročné.

Prvním zástupcem je britský Parajet Skycar. První verze byla dvoudílná, poháněná motocyklovým motorem Yamaha o výkonu 104 kW, pro let byl využit padák s plochou 38 m<sup>2</sup>. Maximální rychlost na zemi dosahuje 185 km/h, ve vzduchu 88 km/h, cestovní rychlost činí 59 km/h [30]. Jak uvádí zdroj [31], Parajet Skycar 01 byl v roce 2009 účastníkem cesty ze severu Francie do Timbaktu v Mali. Cesta trvala 41 dní a měřila více než 4000 km. V současnosti je společností Parajet, která obvykle vyrábí padákové kluzáky, vyvíjen Skycar 02 (SkyRunner) s kabinou vlastní konstrukce a motorem Ford o výkonu 92 kW.



Obr. 17 Parajet SkyRunner [30]

Americký projekt Maverick společnosti I-Tec představuje lehký terénní automobil s padákovým kluzákem. V roce 2008 byl americkým úřadem FAA certifikován v kategorii Experimental [32]. Pohání jej automobilový motor Subaru o výkonu 141 kW, přes převodovku typu CVT jsou hnána zadní kola. Karoserie je dvoumístná, trubkové konstrukce, potažena plátnem. Na silnici dosahuje rychlosti do 150 km/h, ve vzduchu 65 km/h. Díky použití padákového kluzáku je schopen vzletu na dráze kratší než 100 m [33].



Obr. 18 Itec Maverick [32]

| Rok  | Název          | Konstr.   | Obsaditelnost | MTOW [kg] | Rychlost [km/h] |            | Výkon [kW] | Dojezd [km] | Dolet [km] |
|------|----------------|-----------|---------------|-----------|-----------------|------------|------------|-------------|------------|
|      |                |           |               |           | Na zemi         | Ve vzduchu |            |             |            |
| 2008 | Maverick LSA   | Modulární | 2             | 650       | 150             | 65         | 141        | 724         | 190        |
| 2008 | Parajet Skycar | Modulární | 2             | 530       | 185             | 88         | 104        | 640         | 322        |

Tab. 3 Srovnání létajících automobilů s padákovým kluzákem

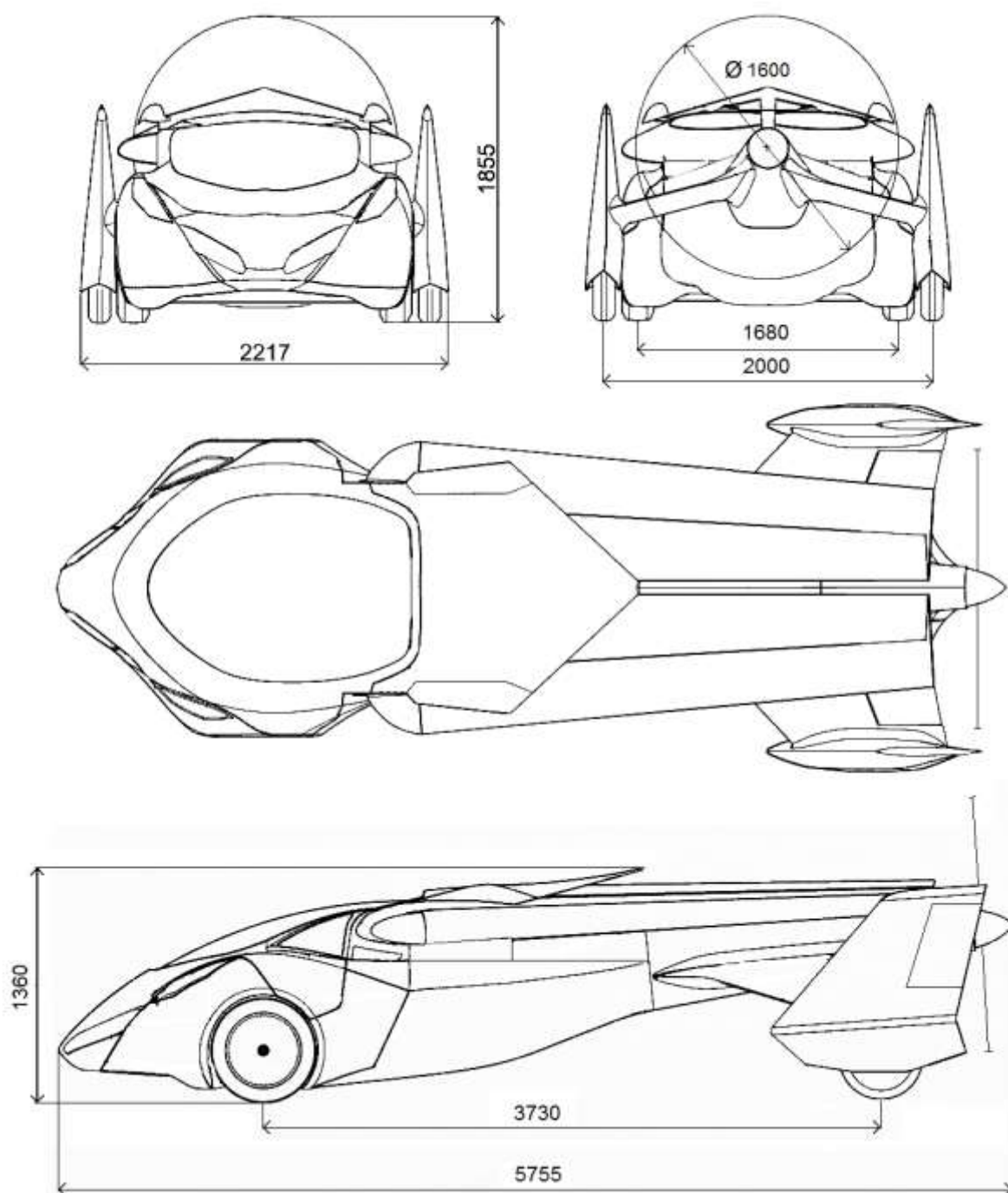
### 3 Geometrické charakteristiky řešeného letounu

#### 3.1 Definice základních rozměrů

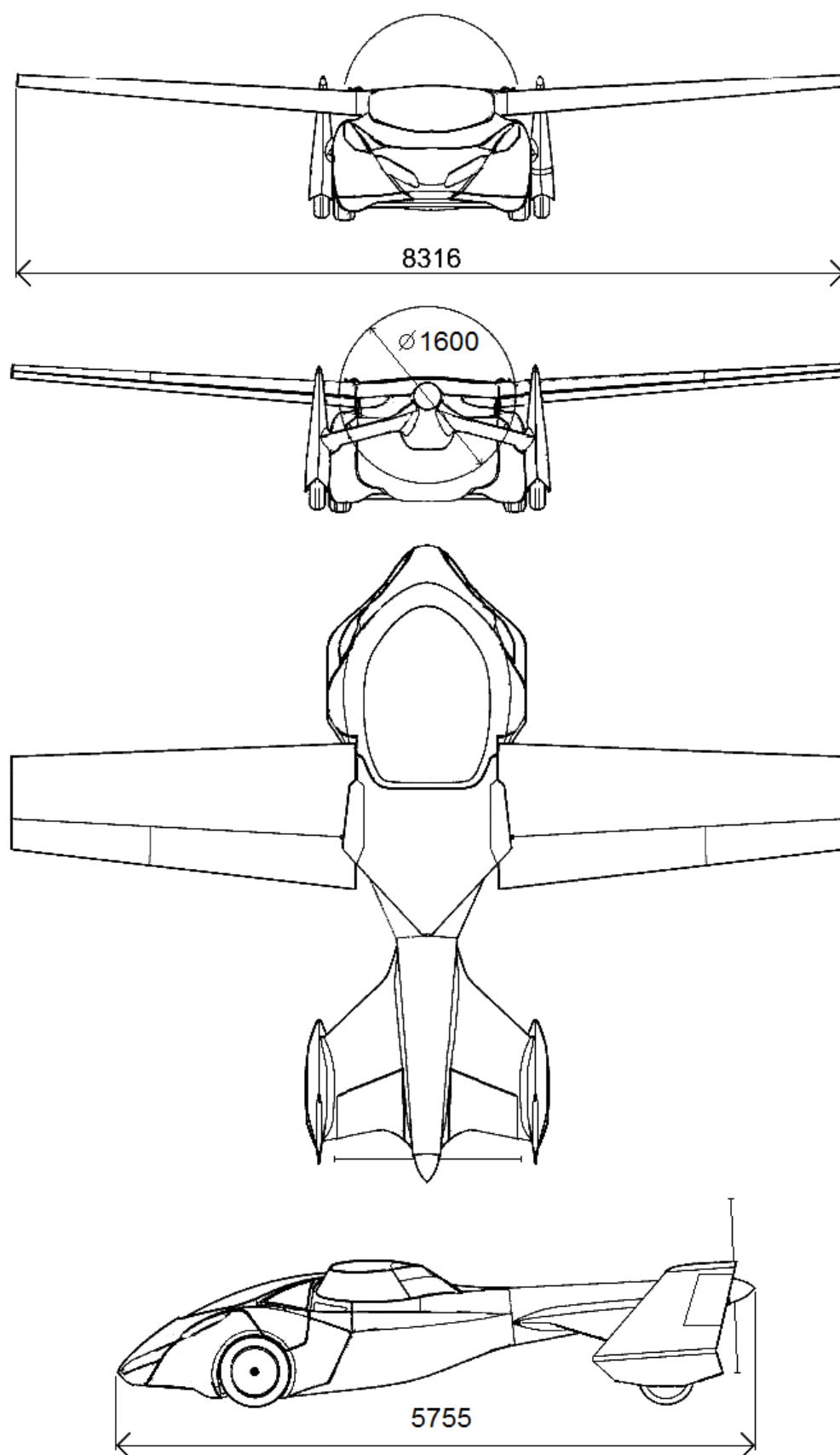
V této části jsou definovány základní geometrické rozměry aeromobilu, a to jak v konfiguraci letové, tak v konfiguraci pro pozemní provoz. Při přechodu mezi jednotlivými konfiguracemi dochází z hlediska geometrie pouze ke změně šířky, resp. rozpětí vozidla, což je následkem složení křídel nad trup, resp. jejich rozložení a fixací v pozici pro let. Geometrické rozměry pro obě konfigurace jsou uvedeny v tab. 4, uspořádání je pak patrné z příložených nákresů.

| Pozemní konfigurace     |      | Letová konfigurace      |      |
|-------------------------|------|-------------------------|------|
| Délka [mm]              | 5755 | Délka [mm]              | 5755 |
| Šířka [mm]              | 2217 | Rozpětí [mm]            | 8316 |
| Výška (s vrtulí) [mm]   | 1855 | Výška (s vrtulí) [mm]   | 1855 |
| Výška (bez vrtule) [mm] | 1360 | Výška (bez vrtule) [mm] | 1360 |
| Rozchod (vpředu) [mm]   | 1680 | Rozchod (vpředu) [mm]   | 1680 |
| Rozchod (vzadu) [mm]    | 2000 | Rozchod (vzadu) [mm]    | 2000 |
| Rozvor [mm]             | 3730 | Rozvor [mm]             | 3730 |

**Tab. 4** Tabulka základních rozměrů



Obr. 19 Třípohledový výkres Aeromobilu v pozemní konfiguraci



**Obr. 20 Třípohledový výkres Aeromobilu v letové konfiguraci**

## 4 Technický popis navrhovaného řešení

Navrhované řešení aeromobilu má dvoumístnou kabinu tandemového typu vyrobenou z uhlíkového kompozitu, s jednodílným překrytem odklápěným dopředu. Křídlo je totožné s křídlem použitým na UL letounu WT9 Dynamic, používající profil NASA/LANGLEY MS(1)-0313. Křídlo je dvounosníkové konstrukce s hlavním nosníkem v 25% hloubky křídla a pomocným nosníkem v 60% hloubky. Závěsy křidélek příčného řízení a vztakových klapek jsou upraveny pro sklápění na horní stranu křídla. Toto řešení umožňuje složení křidel nad trup při pozemním provozu.

|               |                                  |      |
|---------------|----------------------------------|------|
| <b>Křídlo</b> | plocha [m <sup>2</sup> ]         | 8,99 |
|               | rozpětí [mm]                     | 8316 |
|               | c <sub>SAT</sub> [mm]            | 1082 |
| <b>VOP</b>    | plocha [m <sup>2</sup> ]         | 2,45 |
|               | rozpětí [mm]                     | 1695 |
| <b>SOP</b>    | celková plocha [m <sup>2</sup> ] | 1,86 |
|               | výška [mm]                       | 1122 |

**Tab. 5 Rozměry křídla a ocasních ploch**

Střední část trupu je svařena z chrommolybdenových trubek. Uvnitř příhradové konstrukce je umístěn motor Rotax 912S s reduktorem a systémem pro volbu pohonu vrtule nebo předních kol, v přední části je uchycena přední náprava a převodovka. Motor Rotax 912S je čtyřtákní čtyřválcový motor s protiběžnými písty a hlavami válců chlazenými vzduchem, maximální výkon motoru je 75kW/100 hp.

Křídlo s centroplánem je uchyceno k příhradové konstrukci trupu za kabinou pro cestující. Konstrukce střední části trupu je zakryta aerodynamickými kryty z uhlíkového kompozitu. Zadní část trupu s ocasními plochami je vyrobena z uhlíkového kompozitu, šroubové spoje zajišťují spojení s příhradovou konstrukcí trupu. Hřídel pro pohon tlačné vrtule prochází kuzelem umístěným v zadní části vozidla. Palivové nádrže se nachází v křidlech, pro zvýšení objemu využitelného paliva je v pozdější fázi projektu možno přidat další nádrž do trupu.

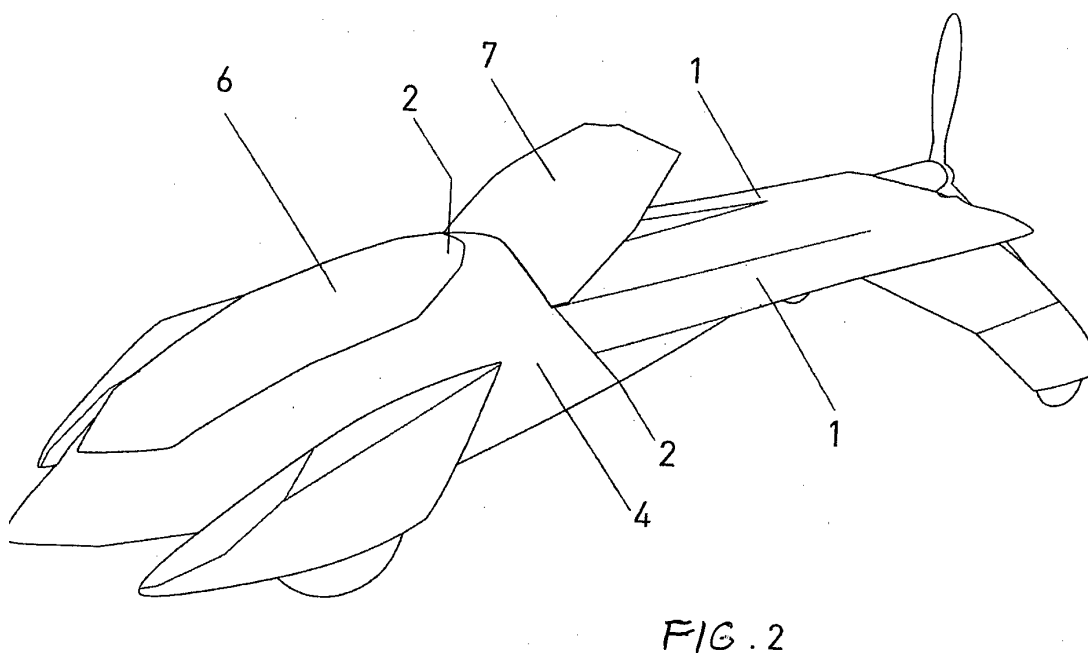
Z definice létajícího automobilu je jasné, že vozidlo musí být schopno provozu jak ve vzduchu, tak na pozemních komunikacích. Navrhované řešení proto využívá čtyřkolový podvozek podobný automobilové koncepci. Kola přední nápravy jsou řízena a odpružena, zavěšení kol je lichoběžníkové, brzdění je zajištěno hydraulickými kotočovými brzdami. Disky kol přední nápravy jsou vyrobeny z uhlíkového kompozitu, průměr kol je 17 palců. Zadní kola jsou umístěna ve spodní části SOP, jsou zavěšena v kyvných vidlicích, které jsou odpruženy. Disky zadních kol mají průměr 12 palců, výsledné rozměry kol se mohou lišit v závislosti na jejich dostupnosti na trhu, případně možnostech výroby.

Přechod z letové na pozemní konfiguraci je prováděn složením křidel nad trup. Křidéla a vztakové klapky jsou pomocí servomotorů překlopeny kolem svých závěsů na horní stranu křídla. Protože křídla se při skládání otáčejí kolem závěsů v rovině hlavního nosníku (obr.21, pozice 2), je zapotřebí sklopit střední část zadního nosníku ze svislé do vodorovné polohy, to se děje opět pomocí servomotorů. Celý proces skládání je tedy automatický a je ovládán tlačítky umístěnými v pilotní kabině. Přechod na letovou

konfiguraci probíhá obdobně, jen v opačném sledu, zadní nosník je zajištěn proti uvolnění a samovolnému sklopení.

Vzlet aeromobilu bez možnosti rotace kolem příčné osy, jak se tomu děje u letounů s podvozkem příďového typu by vyžadoval dosažení vysoké rychlosti, aeromobil je proto vybaven systémem změny úhlu náběhu křídla. Centroplán se otáčí kolem roviny předního nosníku pomocí servomotoru přes dvě převodovky, zadní část nosníku je tedy z výchozí polohy sklopena dolů. Tento proces je plynulý a po vzletu a dosažení bezpečné rychlosti je křídlo naklopeno zpět do výchozí pozice. Stejný postup se uplatňuje při přistání. Střední část trupu mezi křídly je zakryta aerodynamickým krytem (obr.21, pozice 7), který se při skládání křídla vyklopí směrem nahoru, ve své pozici je pak fixován pomocí servomotoru. Pod tímto aerodynamickým krytem v prostoru nad pohonnou jednotkou je též umístěn balistický záchranný systém s padákem.

Proces skládání křídel při přechodu mezi režimy provozu a proces naklápění křídla pro vzlet a přistání je patentován panem doc. Kleinem a společností Aeromobil [34].



Obr. 21 Patentový náčrt aeromobilu [34]

## 5 Hmotnostní rozbor a centráže

Pro každou jednotlivou položku letounu jsou stanoveny následující parametry:

- $m$  [kg] – Hmotnost položky.
- $x$  [mm] - Vzdálenost těžiště položky od počátku souřadnic celého letounu v ose  $x$

Hmotnostní rozbor je rozdělen na následující skupiny: drak, podvozek a řízení, pohonná soustava, výstroj, užitečné zatížení.

Pro měření vzdáleností hmot na letounu byla použita souřadnicová soustava s počátkem umístěným v nosové části letounu.

### 5.1 Drak

| Podskupina  | Část                                                                           | $m$ [kg]     | $x$ [mm] |
|-------------|--------------------------------------------------------------------------------|--------------|----------|
| Křídla      | Křídla                                                                         | 30           | 2283     |
|             | Servomotory rotace křídel (2x)                                                 | 4            | 2130     |
|             | Servomotory sklápění vztl. klapek (2x)                                         | 4            | 2564     |
|             | Kryt křídla                                                                    | 2            | 2663     |
|             | Servomotor sklápění krytu křídel                                               | 1,5          | 2374     |
| Přední část | Překryt kabiny                                                                 | 16           | 1365     |
|             | Vnitřní skořepina kabiny                                                       | 10           | 1246     |
|             | Vnější skořepina kabiny                                                        | 10           | 1246     |
|             | Sedačky                                                                        | 5            | 1694     |
| Trup        | Trup (příhradovina, sklápění křídla, centroplán, ocasní plochy, motorové lože) | 82           | 3606     |
|             | Kryty motoru                                                                   | 6            | 2636     |
|             | <b>Součet hmotnosti</b>                                                        | <b>170,5</b> |          |

### 5.2 Podvozek a řízení

| Podskupina     | Část                                              | $m$ [kg]   | $x$ [mm] |
|----------------|---------------------------------------------------|------------|----------|
| Přední náprava | Konstrukce nápravy, hnací poloosy, zavěšení kol   | 74         | 1241     |
|                | Přední tlumiče (2x)                               |            |          |
|                | Přední kola a brzdy (2x)                          |            |          |
| Zadní náprava  | Kola, tlumiče, kyvná vidlice (2x)                 | 16         | 4930     |
| Řízení         | Ovládání natočení předních kol, ovládání kormidel | 10         | 2116     |
|                | Sestava volantu                                   | 2          | 940      |
|                | <b>Součet hmotnosti</b>                           | <b>102</b> |          |

### 5.3 Pohonná skupina

| Podskupina   | Část                                                               | m [kg]       | x [mm] |
|--------------|--------------------------------------------------------------------|--------------|--------|
| Motor        | Motor Rotax 912 včetně reduktoru, instalací a voliče režimu pohonu | 66,5         | 2400   |
| Pohon vrtule | Hřídel náhonu vrtule 1                                             | 0,5          | 3390   |
|              | Kloub hřídele náhonu vrtule                                        | 1            | 3827   |
|              | Hřídel náhonu vrtule 2                                             | 1,2          | 4670   |
|              | Vrtule                                                             | 5,3          | 5566   |
| Pohon kol    | Hřídel do převodovky                                               | 0,8          | 2127   |
|              | Spojka                                                             | 2            | 1390   |
|              | Převodovka                                                         | 31           | 1173   |
|              | <b>Součet hmotnosti</b>                                            | <b>108,3</b> |        |

### 5.4 Výstroj

| Podskupina          | Část                      | m [kg]      | x [mm] |
|---------------------|---------------------------|-------------|--------|
| Elektrické vybavení | Avionika Garmin           | 2           | 1093   |
|                     | Gelový akumulátor         | 1,5         | 1093   |
| Padák               | Systém záchranného padáku | 8           | 3106   |
|                     | <b>Součet hmotnosti</b>   | <b>11,5</b> |        |

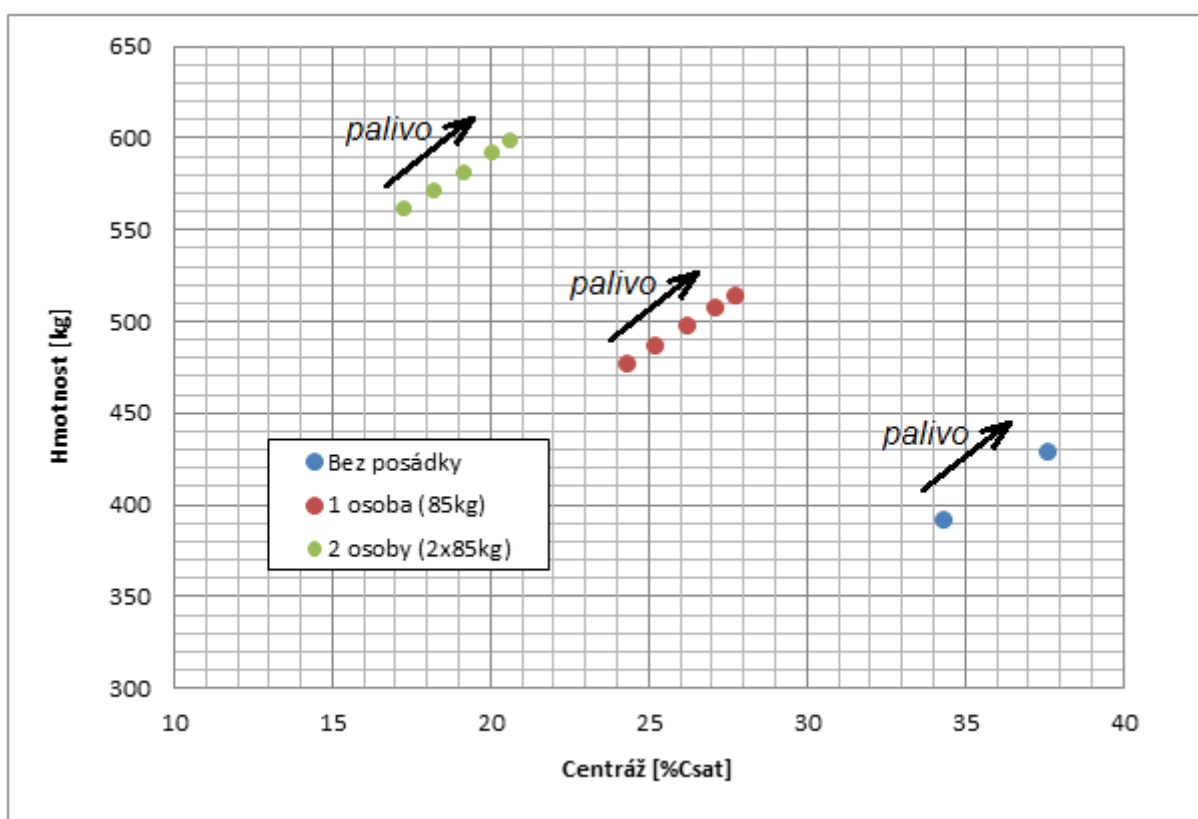
### 5.5 Užitečné zatížení

| Položka                 | m [kg]     | x [mm] |
|-------------------------|------------|--------|
| Pilot                   | 85         | 1610   |
| Cestující               | 85         | 1610   |
| Palivo                  | 37         | 2630   |
| <b>Součet hmotnosti</b> | <b>207</b> |        |

Na základě hmotnostního rozboru součástí letounu byly sestaveny hmotnostní konfigurace a vypočítány centráže. V následující tabulce je uveden soubor konfigurací s příslušnými hmotnostmi a centrážemi. Ty jsou vyneseny do grafu.

| Konfigurace                                    | m [kg] | $x_T$ [% $C_{sat}$ ] |
|------------------------------------------------|--------|----------------------|
| Prázdný letoun                                 | 392,3  | 34,3                 |
| Prázdný letoun s plnými nádržemi (37kg paliva) | 429,3  | 37,6                 |
| Pilot (85kg) bez paliva                        | 477,3  | 24,3                 |
| Pilot (85kg) + 10kg paliva                     | 487,3  | 25,2                 |
| Pilot (85kg) + 20kg paliva                     | 497,3  | 26,2                 |
| Pilot (85kg) + 30kg paliva                     | 507,3  | 27,1                 |
| Pilot (85kg) + 37kg paliva                     | 514,3  | 27,7                 |
| Pilot a cestující (2x85 kg) bez paliva         | 562,3  | 17,2                 |
| Pilot a cestující (2x85 kg) + 10 kg paliva     | 572,3  | 18,2                 |
| Pilot a cestující (2x85 kg) + 20 kg paliva     | 582,3  | 19,1                 |
| Pilot a cestující (2x85 kg) + 30 kg paliva     | 592,3  | 20                   |
| Pilot a cestující (2x85 kg) + 37kg paliva      | 599,3  | 20,6                 |

Tab. 6 Soubor hmotnostních konfigurací

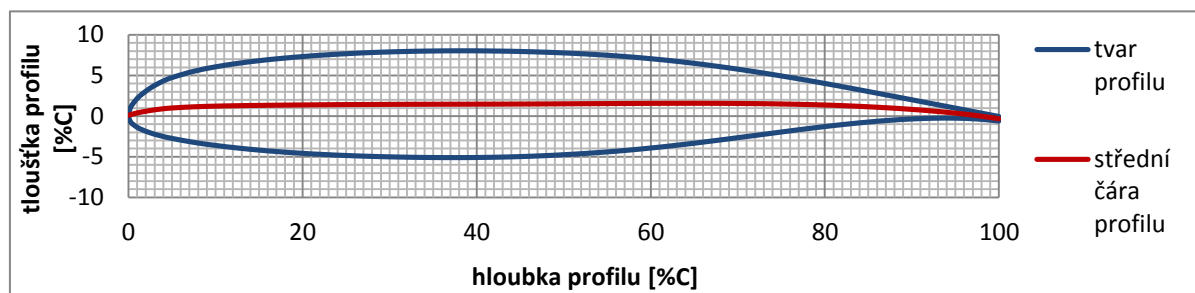


Obr. 22 Obálka centráží

## 6 Aerostatické podklady

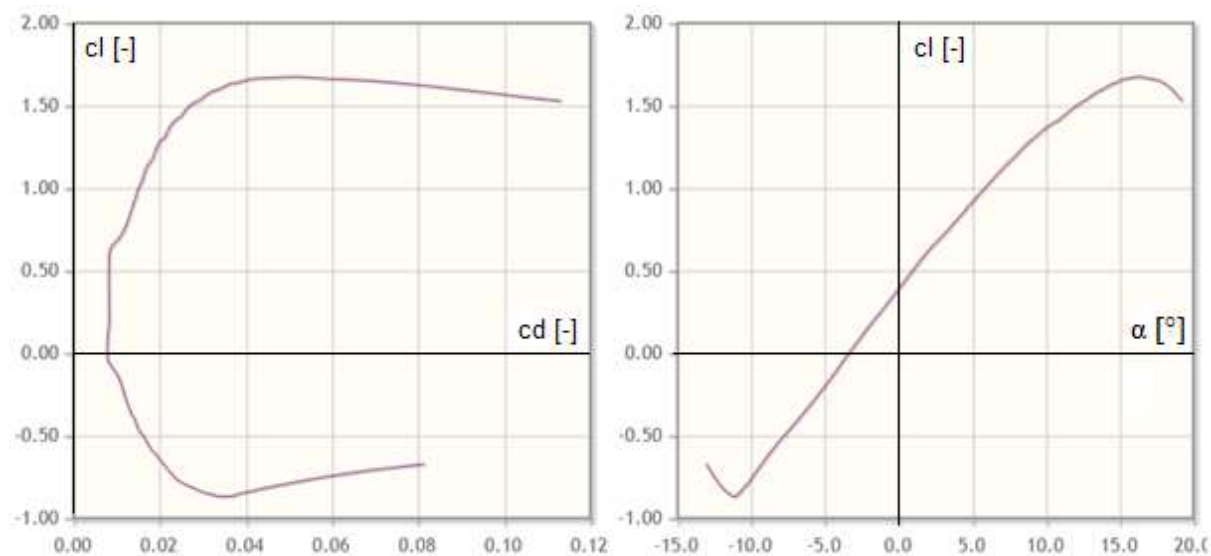
### 6.1 Aerodynamické charakteristiky profilu

Jak bylo uvedeno v technickém popisu, aeromobil používá křídlo převzaté z letounu Aerospool WT9 Dynamic, na kterém je použit profil NASA/LANGLEY MS(1)-0313. Jedná se o laminární profil méně citlivý na přesnost výroby.

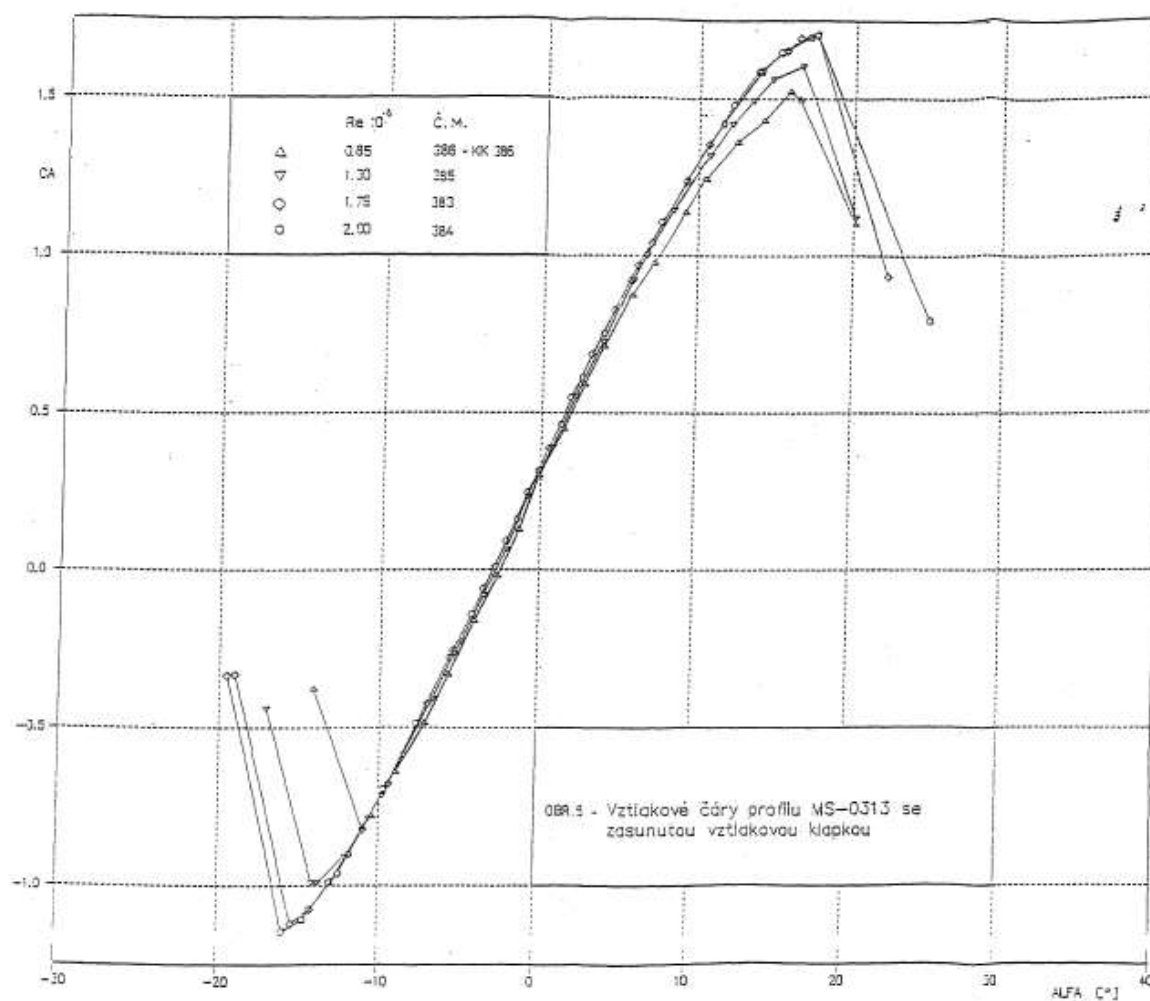


Obr. 23 Tvar profilu NASA/LANGLEY MS(1)-0313

Z databáze webového nástroje Airfoiltools.com [35] byly získány charakteristiky uvedeného profilu (Obr.24), které byly následně využity pro výpočet vlastností křídla. Pro srovnání získaných údajů posloužily aerostatické podklady k profilu MS(1)-0313 od výrobce letounu WT9 Dynamic, poskytnuté společností Aeromobil – obr. 25



Obr. 24 Vlastnosti profilu MS(1)-0313 [35]



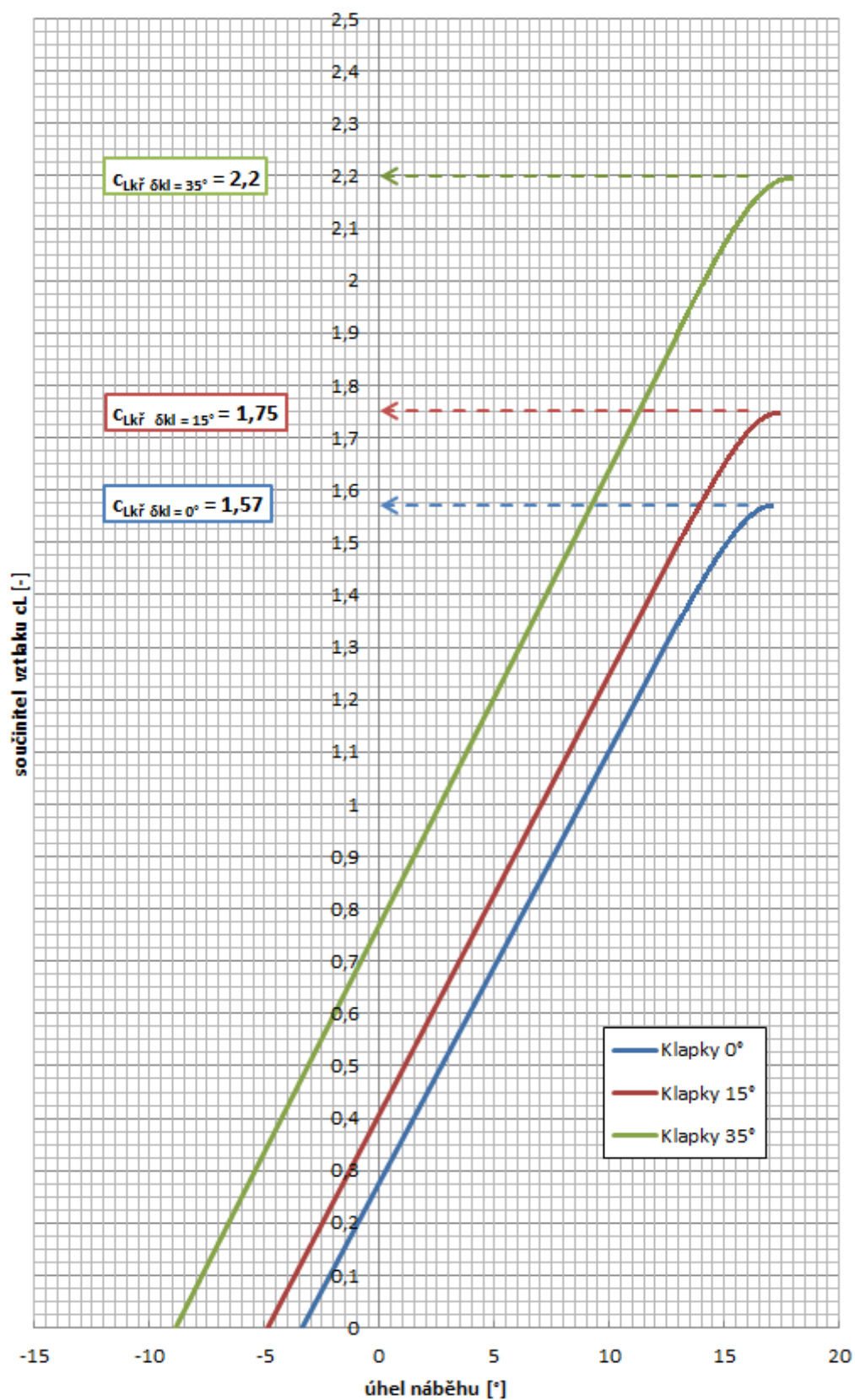
Obr. 25 Vztlaková čára profilu MS(1)-0313 – zdroj: Aeromobil

## 6.2 Aerodynamické charakteristiky křídla

Z aerodynamických charakteristik křídla byly pomocí programu Glauert III stanoveny aerodynamické charakteristiky křídla, tj. maximální součinitel vztlaku křídla a sklon vztlakové čáry křídla, a to jak pro konfiguraci se zataženými vztlakovými klapkami, tak s klapkami vysunutými na  $15^\circ$ , resp.  $35^\circ$  výchylky. Sklon vztlakové čáry je brán pro všechny konfigurace stejně, tj.  $4,46 \text{ rad}^{-1}$ , toto zjednodušení je možné, pokud se jedná o předběžný výpočet aerodynamických charakteristik křídla.

| $\delta$ klapky          | Název                                      | Označení                     | Hodnota | Jednotka            |
|--------------------------|--------------------------------------------|------------------------------|---------|---------------------|
| $\delta_{kl} = 0^\circ$  | Maximální součinitel vztlaku               | $C_{Lmax \text{ kř}}$        | 1,57    | [-]                 |
|                          | Sklon vztlakové čáry                       | $C_{L\alpha \text{ kř}}$     | 4,4595  | $[\text{rad}^{-1}]$ |
|                          | Úhel nulového vztlaku                      | $\alpha_0 \text{ kř}$        | -3,375  | $[\circ]$           |
|                          | Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu | $C_{L0 \text{ kř}}$          | 0,38    | [-]                 |
| $\delta_{kl} = 15^\circ$ | Maximální součinitel vztlaku               | $C_{Lmax \text{ kř } 15}$    | 1,75    | [-]                 |
|                          | Sklon vztlakové čáry                       | $C_{L\alpha \text{ kř } 15}$ | 4,4595  | $[\text{rad}^{-1}]$ |
|                          | Úhel nulového vztlaku                      | $\alpha_0 \text{ kř } 15$    | -4,875  | $[\circ]$           |
|                          | Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu | $C_{L0 \text{ kř } 15}$      | 0,56    | [-]                 |
| $\delta_{kl} = 35^\circ$ | Maximální součinitel vztlaku               | $C_{Lmax \text{ kř } 35}$    | 2,2     | [-]                 |
|                          | Sklon vztlakové čáry                       | $C_{L\alpha \text{ kř } 35}$ | 4,4595  | $[\text{rad}^{-1}]$ |
|                          | Úhel nulového vztlaku                      | $\alpha_0 \text{ kř } 35$    | -7,875  | $[\circ]$           |
|                          | Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu | $C_{L0 \text{ kř } 35}$      | 0,91    | [-]                 |

Tab. 7 Přehled aerodynamických charakteristik křídla



Obr. 26 Vztlakové čáry křídla

### 6.3 Aerodynamické charakteristiky ocasních ploch

Aerodynamické charakteristiky byly získány pomocí programu Glauert III a srovnáním výsledků s letouny obdobných rozměrů a určení.

| Název                            | Označení           | Hodnota | Jednotka            |
|----------------------------------|--------------------|---------|---------------------|
| Maximální součinitel vztlaku VOP | $C_{Lmax\ kř}$     | 1,23    | [-]                 |
| Sklon vztlakové čáry VOP         | $C_{L\alpha\ VOP}$ | 3,02    | $[\text{rad}^{-1}]$ |
| Sklon vztlakové čáry SOP         | $C_{L\alpha\ SOP}$ | 2,28    | $[\text{rad}^{-1}]$ |

Tab. 8 Přehled aerodynamických charakteristik ocasních ploch

### 6.4 Aerodynamické charakteristiky letounu

#### a) Sklon vztlakové čáry letounu bez výchylky klapek

Sklon vztlakové čáry bez výchylky klapek lze určit podle [36] dle následujícího vzorce:

$$\alpha = \alpha_{BVOP} + \alpha_{VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \left(1 - \frac{\delta\varepsilon}{\delta\alpha}\right) \quad (6.4.1)$$

kde člen  $\alpha_{BVOP}$  představuje sklon vztlakové čáry letounu bez ocasních ploch. Vztah pro jeho výpočet byl nalezen v literatuře [37]:

$$c_{Lawf} = K_{wf} \cdot c_{Law} \quad (6.4.2)$$

Platí, že koeficient  $K_{wf}$  lze dle téže literatury spočítat jako:

$$K_{wf} = 1 + 0,025 \cdot \left(\frac{d_f}{b}\right) - 0,25 \cdot \left(\frac{d_f}{b}\right)^2 \quad (6.4.3)$$

člen  $d_f$  značí ekvivalentní průřez trupu, ten dostaneme podle rovnice (hodnota  $S_{tr}$  je rovna maximálnímu průřezu trupu) :

$$d_f = \sqrt{\frac{4 \cdot S_{tr}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 1,555}{\pi}} = 1,407 \text{ m}^2$$

Po dosazení do rovnice 6.4.3:

$$K_{wf} = 1 + 0,025 \cdot \left(\frac{1,407}{8,316}\right) - 0,25 \cdot \left(\frac{1,407}{8,316}\right)^2 = 0,997 ,$$

Nyní lze dosadit do rovnice (6.4.2), za  $c_{Law}$  dosazujeme hodnotu sklonu vztlakové čáry křídla:

$$c_{Lawf} = 0,997 \cdot 4,4595 = 4,446 \text{ rad}^{-1}$$

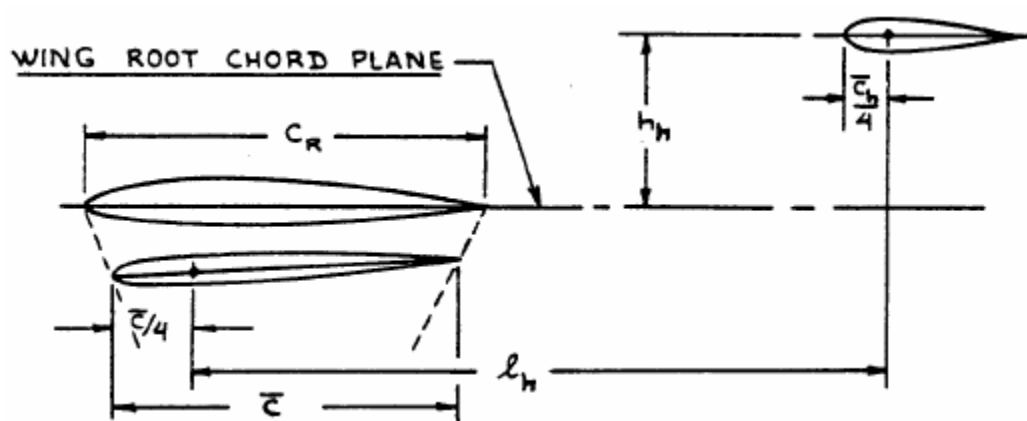
$\partial \varepsilon / \partial \alpha$  je derivace úhlu zešikmení proudu vzduchu v místě VOP podle úhlu náběhu a je možné ji stanovit pomocí výrazu:

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 4,44 \cdot \left[ \left( K_A \cdot K_\lambda \cdot K_h \cdot \left( \cos \Lambda_{c/4} \right)^{\frac{1}{2}} \right)^{1,19} \right] \cdot \left[ \frac{(C_{Law})_{atM}}{(C_{Law})_{atM=0}} \right] \quad (6.4.5)$$

$$K_A = (1/A) - 1/(1 + A^{1,7}) = (1/7,692) - 1/(1 + 7,692^{1,7}) = 0,0998$$

$$K_\lambda = \frac{(10 - 3 \cdot \lambda)}{7} = \frac{(10 - 3 \cdot \frac{c_k}{c_0})}{7} = \frac{(10 - 3 \cdot 0,54)}{7} = 1,197$$

$$K_h = \left( 1 - \frac{h_h}{b} \right) \cdot \left( \frac{2 \cdot l_h}{b} \right)^{1/3} = \left( 1 - \frac{0,37}{8,316} \right) \cdot \left( \frac{2 \cdot 2,263}{8,316} \right)^{1/3} = 0,78$$



Obr. 27 Geometrické parametry pro výpočet  $K_h$  [37]

Geometrické parametry potřebné pro výpočet  $K_h$  jsou patrné z Obr.27. Jelikož vliv stlačitelnosti pro malé rychlosti není uvažován, je poslední člen rovnice roven 1 a úhel šípu čtvrtinové čáry  $\Lambda_{c/4}$  je dosazen v radiánech, pro lichoběžníkové křídlo je však velikost úhlu rovna 0.

Po dosazení do rovnice 6.4.5:

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 4,44 \cdot \left[ \left( 0,0998 \cdot 1,197 \cdot 0,78 \cdot (\cos 0)^{\frac{1}{2}} \right)^{1,19} \right] \cdot 1 = 0,268$$

Součinitel snížení kinetického tlaku v místě VOP je možné při nedostatku podrobnějších vstupů brát  $k_{VOP} = 0,85-0,95$  pro VOP umístěné na trupu dle literatury [36]. Pro výpočty byla zvolena hodnota  $k_{VOP} = 0,9$ .

$$a = a_{BVOP} + a_{VOP} \cdot K_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) = 4,446 + 3,02 \cdot 0,9 \cdot \frac{2,45}{8,99} \cdot (1 - 0,268) \\ = 4,988 \text{ rad}^{-1}$$

### b) Maximální součinitel vztlaku letounu

Podle literatury [38] lze pro předběžný návrh brát maximální součinitel vztlaku letounu o 5% nižší, než je maximální součinitel vztlaku křídla, tedy:

$$c_{Llet} = 0,95 \cdot c_{Lkř} = 0,95 \cdot 1,577 = 1,498$$

Pro výpočet součinitele vztlaku letounu při nulovém úhlu náběhu pro  $c_{L0}$  letounu uvádí literatura [37] vztah:

$$c_{L0} = c_{L0KT} + a_{VOP} \cdot K_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot (i_h - \varepsilon_{0h}) \quad (6.4.6)$$

nulový úhel náběhu  $\alpha_0$  bez klapky plyne z výrazu (6.4.2), součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu kombinace křídlo trup, který se určuje podle vztahu:

$$c_{L0wf} = (i_w - \alpha_{0KT}) \cdot c_{L\alpha wf} \quad (6.4.7)$$

kde  $i_w$  je úhel nastavení křídla v radiánech,  $\alpha_0 = -3,375^\circ$  (dosazujeme opět radiánech),  $\varepsilon_{0h}$  je dle literatury [37] pro většinu letounů možno brát roven 0.

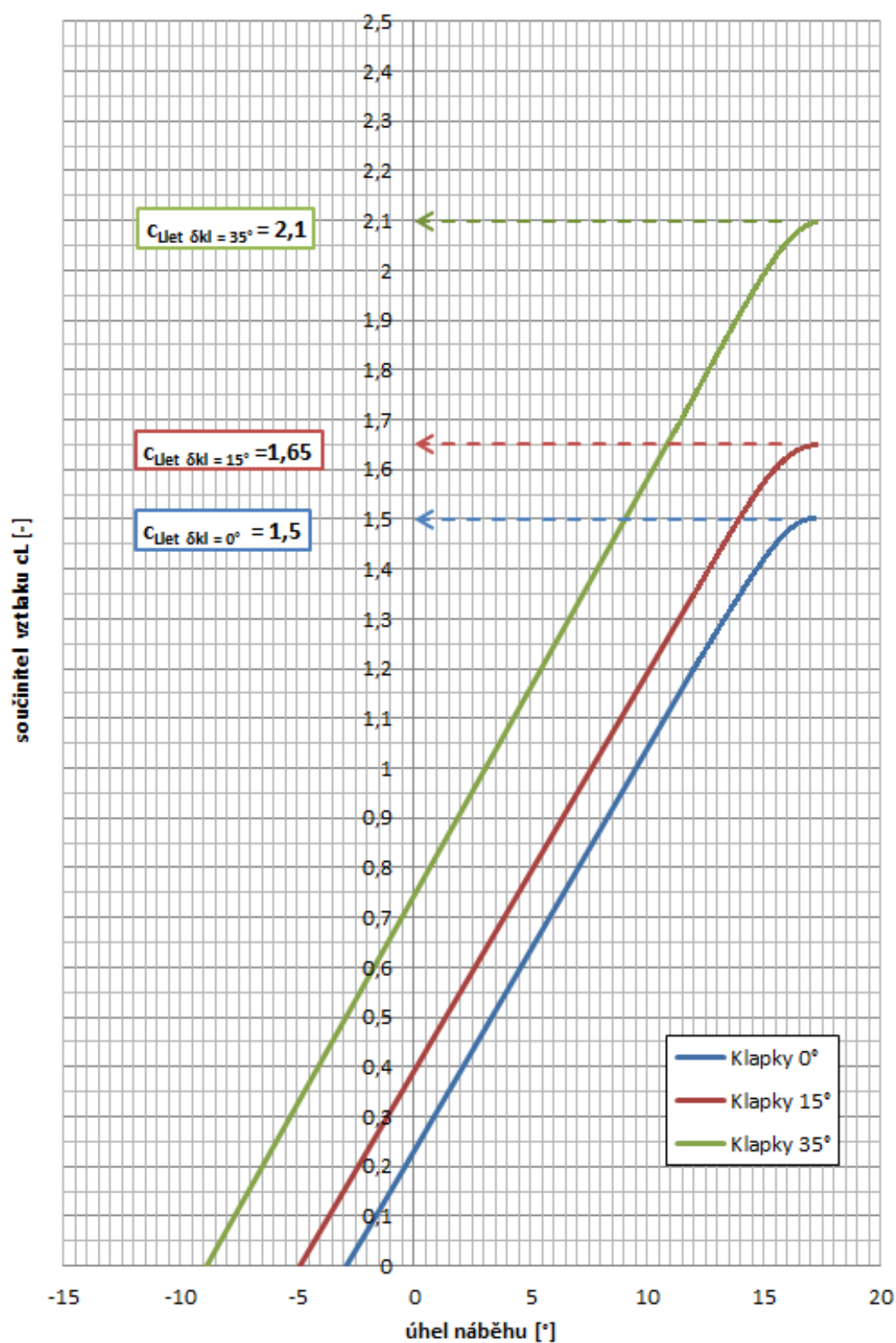
Po dosazení:

$$c_{L0KT} = (0 - (-0,0589)) \cdot 4,446 = 0,2618 \\ c_{L0} = 0,2618 + 3,02 \cdot 0,9 \cdot \frac{2,45}{8,99} \cdot (-0,0436) = 0,2295$$

Obdobným způsobem jsou pak určeny vztlakové čáry letounu s vysunutou vztlakovou mechanizací. Tabulka tab. 9 představuje souhrn výsledků výpočtu vztlakových čar, provedených dle výše uvedeného postupu v programu MS Excel.

| δ klapky                 | Název                                      | Označení                   | Hodnota | Jednotka             |
|--------------------------|--------------------------------------------|----------------------------|---------|----------------------|
| $\delta_{kl} = 0^\circ$  | Maximální součinitel vztlaku               | $c_{Lmax \text{ let}}$     | 1,5     | [-]                  |
|                          | Sklon vztlakové čáry                       | $c_{L\alpha \text{ let}}$  | 4,988   | [rad <sup>-1</sup> ] |
|                          | Úhel nulového vztlaku                      | $\alpha_0 \text{ let}$     | -2,8904 | [°]                  |
|                          | Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu | $c_{L0 \text{ let}}$       | 0,2295  | [-]                  |
| $\delta_{kl} = 15^\circ$ | Maximální součinitel vztlaku               | $c_{Lmax \text{ let } 15}$ | 1,65    | [-]                  |
|                          | Úhel nulového vztlaku                      | $\alpha_0 \text{ let } 15$ | -4,775  | [°]                  |
|                          | Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu | $c_{L0 \text{ let } 15}$   | 0,3853  | [-]                  |
| $\delta_{kl} = 35^\circ$ | Maximální součinitel vztlaku               | $c_{Lmax \text{ let } 35}$ | 2,1     | [-]                  |
|                          | Úhel nulového vztlaku                      | $\alpha_0 \text{ let } 35$ | -8,877  | [°]                  |
|                          | Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu | $c_{L0 \text{ let } 35}$   | 0,7492  | [-]                  |

Tab. 9 Aerodynamické charakteristiky letounu



Obr. 28 Vztlakové čáry letounu

## 6.5 Polára letounu v čisté konfiguraci

Aerodynamická polára dává do závislosti součinitel odporu letounu a součinitel vztlaku letounu. Součinitel vztlaku letounu v různých konfiguracích byl stanoven v předchozí části. Pro stanovení součinitele odporu letounu  $c_D$  v závislosti na součiniteli vztlaku  $c_L$  lze použít vztah dle literatury [39].

$$c_D = (c_{Dp\min} + \Delta c_{Dp}) \cdot \left(1 - k_1 \cdot \frac{S_1}{S}\right) + \frac{c_L^2}{\pi \cdot \lambda_e} \cdot (1 + \delta) + 1,03 \cdot \frac{\sum c_{Dk} \cdot S_k}{S} + \frac{c_L^2}{\pi \cdot \lambda_e} \cdot (1 + \delta) \cdot \left(\frac{1}{e} - 1\right)$$

Tato rovnice představuje součet odporu náhradního profilu křídla, indukovaného odporu, odporu ostatních částí letounu a vlivu změny škodlivého odporu s úhlem náběhu. Jednotlivé členy jsou vypočteny v následujících podkapitolách. Výpočet je proveden dle postupu v literatuře [39] pro letouny s pevným výškovým kormidlem.

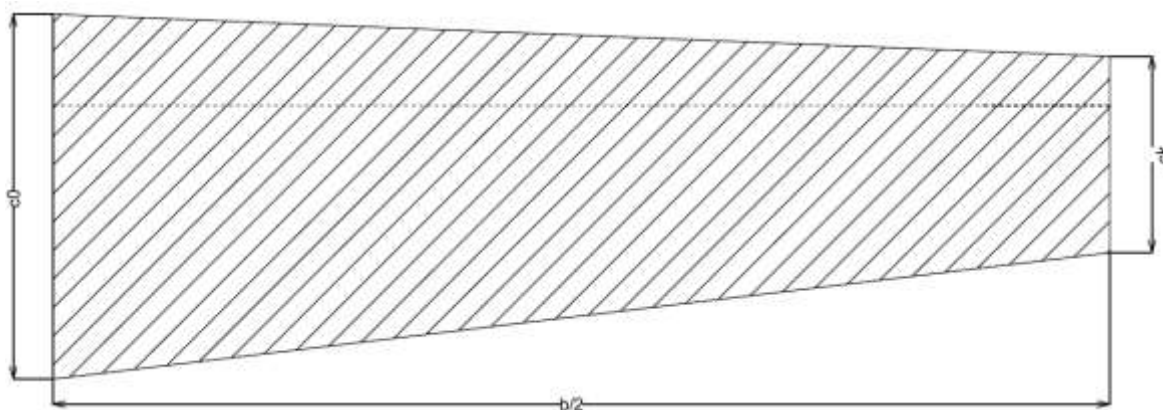
### 6.5.1 Polára křídla bez vlivu indukovaného odporu

Postup použitý pro stanovení poláry křídla dle zmíněné literatury předpokládá lineární rozložení součinitelů odporu a vztlaku po rozpětí, přičemž okrajové hodnoty jsou dány profilovými polárami kořenového a koncového profilu.

Postup pro lichoběžníkové křídlo:

#### a) definice geometrie křídla

Geometrie křídla je pevně dána křídlem použitým na stávající verzi Aeromobilu. Na obr.29 je schéma křídla.



Obr. 29 Schéma křídla

#### b) výpočet koeficientů $k_0$ a $k_k$

Koeficienty  $k_0$  a  $k_k$  vyjadřují míru ovlivnění vlastností křídla vlastnostmi kořenového a koncového profilu.

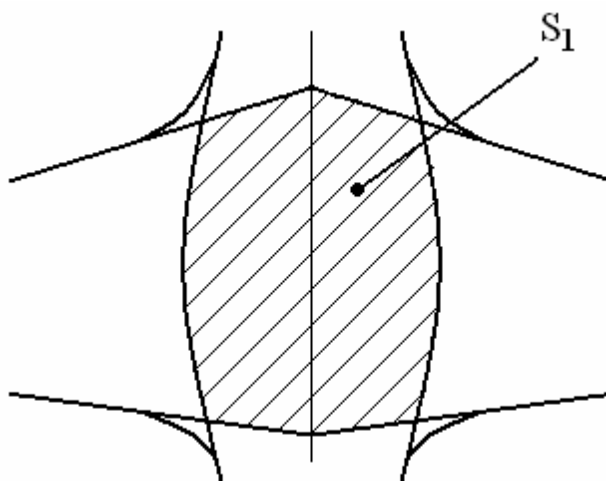
$$k_0 = \frac{1}{3} \cdot \frac{2 \cdot c_0 + c_k}{c_0 + c_k} = \frac{1}{3} \cdot \frac{2 \cdot 1,435 + 0,772}{1,435 + 0,772} = 0,55$$

$$k_k = \frac{1}{3} \cdot \frac{2 \cdot c_k + c_0}{c_k + c_0} = \frac{1}{3} \cdot \frac{2 \cdot 0,772 + 1,435}{0,772 + 1,435} = 0,45$$

Odpor křídla je zatím uvažován pouze bez vlivu indukovaného odporu a vstupní údaje jsou pouze údaje profilů, proto tento součinitel odporu bude značen  $c_{DP}$ .

$$c_{DP} = k_0 \cdot c_{D0} + k_k \cdot c_{Dk} = 0,55 \cdot 0,00813 + 0,45 \cdot 0,00813 = 0,00813 \quad (6.5.1)$$

Součinitel  $c_{DP}$  je dle literatury [39] zapotřebí vynásobit výrazem  $(1 - k_1 \cdot (S_1/S))$ , který vyjadřuje jednak vliv zmenšení obtékaného povrchu křídla o část zakrytou trupem (plocha  $S_1$ ), a také vliv interference mezi křídlem a trupem (součinitel  $k_1$ ). Plocha  $S_1$  je znázorněna na obr. 9, součinitel  $k_1$  je dle stejné literatury pro hornoplošník roven 0,9 -1. Pro výpočet byla brána hodnota  $S_1 = 1,8 \text{ m}^2$  a  $k_1 = 0,9$ .



**Obr. 30 Plocha křídla zakrytá trupem [39]**

$$c_D = c_{DP} \cdot \left(1 - k_1 \cdot \frac{S_1}{S}\right) = 0,00813 \cdot \left(1 - 0,9 \cdot \frac{1,8}{8,99}\right) = 0,00813 \cdot 0,82 = 0,0067$$

Uvedené hodnoty součinitele odporu  $c_D$  a  $c_{DP}$  jsou vypočítány z minimálních profilových odporů křídla. Kompletní výpočet poláry je v tabulkové formě v příloze 1.

### 6.5.2 Výpočet indukovaného odporu křídla

Indukovaný odpor křídla je definován podle výrazu:

$$c_{Di} = \frac{c_L^2}{\pi \cdot \lambda_e} \cdot (1 + \delta) \quad (6.5.2)$$

Součinitel  $\delta$  je Glauertův opravný součinitel, podle výpočtu křídla z programu Glauert III je jeho hodnota  $\delta = 0,0212$ .

$\lambda_e$  je efektivní štíhlost křídla a počítá se podle vztahu:

$$\lambda_e = \frac{b^2}{S} \cdot \frac{K}{1 - \frac{S_1}{S}} \quad (6.5.3)$$

Součitel  $K$  má hodnotu 0,9,  $S_1$  je plocha křídla zakrytá trupem.

Po dosazení do rovnice 6.5.2:

$$\lambda_e = \frac{8,316^2}{8,99} \cdot \frac{0,9}{1 - \frac{1,8}{8,99}} = 8,66$$

### 6.5.3 Škodlivé odpory letounu

Výpočet škodlivých odporů zahrnuje vliv částí, které narušují ideální průběh tvaru trupu a křídla, čímž zvyšují aerodynamický odpor. V následující části jsou uvedeny postupy zjištění škodlivých odporů, číselné hodnoty jsou potom zahrnuty do vlastního výpočtu poláry letounu, který je ve formě tabulky a grafu.

#### a) Křídlo

Škodlivé odpory na křídle jsou ovlivněny zejména přítomností nýtů, dále závisí na šterbinách křidélek a vztlakových klapek, dále na přesnosti jejich provedení. Mezi další vlivy také patří turbulence za tažnou vrtulí.

Aeromobil má laminátové křídlo, vrtule je v tlačném uspořádání, podle literatury [39] tedy lze odhadovat  $c_{Dkk} = 0,0011$

#### b) Trup

Považujeme-li trup za nevztlkové těleso, je možné jeho odpor spočítat podle vztahu:

$$c'_{Dktr} = c_f \cdot \eta_c \cdot \frac{F_{tr}}{S_{tr}} \quad (6.5.4)$$

Součinitel  $c_f$  je součinitel tření rovinné desky při stejném  $Re$  jako má trup. Pro uvažovaný trup je hodnota  $c_f = 0,002$ .

$\eta_c$  je součinitel zahrnující vliv tlakového odporu trupu. Dále zahrnuje fakt, že rozložení tlaku na rovinné desce je jiné než na trupu. Tento součinitel je závislý na štíhlosti trupu, která je dána vztahem:

$$\lambda_{tr} = \frac{L_{tr}}{\sqrt{4 \cdot \frac{S_{tr}}{\pi}}} \quad (6.5.5)$$

$L_{tr}$  [m] je délka trupu,  $S_{tr}$  [m<sup>2</sup>] největší čelní průřez trupu.

Po dosazení do rovnice 6.5.5 je štíhlost trupu:

$$\lambda_{tr} = \frac{5,5}{\sqrt{4 \cdot \frac{1,555}{\pi}}} = 3,91$$

Podle literatury [39], str.47, obr.32 je pak  $\eta_c = 1,37$ .

$F_{tr}$  je omočená plocha trupu. Pro hladký trup je možné v počátečním návrhu použít vztah:

$$F_{tr} = (F_{trb} + F_{trp}) \cdot \left(2 - 0,4 \cdot \frac{F_{trp}}{F_{trb}}\right) \quad (6.5.6)$$

$F_{trp}$  je plocha půdorysu trupu,  $F_{trb}$  je plocha bokorysu. Po dosazení do rovnice 6.5.6:

$$F_{tr} = (3,58 + 5,18) \cdot \left(2 - 0,4 \cdot \frac{5,18}{3,58}\right) = 12,45 \text{ m}^2$$

### c) Ocasní plochy

Pro výpočet škodlivého odporu ocasních ploch lze použít vzorec:

$$C_{DkOP} = C_{Dpmin VOP} + C_{Dpmin SOP} + \Delta C_{DOP}$$

Princip výpočtu je stejný jako v případě křídla,  $C_{Dpmin VOP}$  a  $C_{Dpmin SOP}$  se stanoví stejným postupem,  $\Delta C_{DOP}$  se volí obdobně jako u křídla.

Ze zdroje [40] byly získány charakteristiky profilu NACA 0012, který je použit na ocasních plochách. Jelikož jsou použita kormidla bez aerodynamického odlehčení, je nutno přičíst  $\Delta C_{DkOP} = 0,002$ .

**d) Odpor podvozku**

Podvozek je pevný, nezatahovací, kola jsou zakrytována, hodnoty odečteny pomocí podobných tvarů z literatury [39]:

$$\Delta c_{Dkpod} \cdot S = 0,025$$

**e) Odpor ostatních částí**

- Vstupní kanály pro přívod vzduchu k motoru

Odečteno z literatury [39], str.50, Obr.37,  $c_{Dtr} \cdot S = 0,0012$ .

Dále je nutno přičíst vliv ztráty hybnosti vstupujícího vzduchu [39], kde  $N$  je výkon motoru,  $v$  je rychlost letu v  $m \cdot s^{-1}$ :

$$\Delta c_{Dkan} \cdot S = 0,0015 \cdot \frac{N}{v} = 0,0015 \cdot \frac{77}{55,56} = 0,002 \quad (6.5.7)$$

- Výfuk

Odečteno z literatury [39], str.51, Obr.38

$$\Delta c_{Dkvýf} \cdot S = 0,001$$

**6.6 Vliv vztlakových kłapek na poláru****a) Vliv kłapek bez indukovaného odporu a interference**

Přírůstek součinitel vztlaku od vztlakových kłapek je uveden v části 6.4 V této části bude stanoven vliv vztlakových kłapek na odpor letounu.

Nejprve se odečtou hodnoty zvýšení aerodynamického odporu pro kłapku po celém rozpětí dle literatury [39], str.70, obr. 56. Následně se vynásobí koeficientem:

$$k_D = k_{D1} - k_{D2} + k_{D3} - k_{D4} \quad (6.5.8)$$

Dále podle [39], str. 76, obr. 64 jsou určeny hodnoty koeficientů:

$$k_{D1} = 0,6; k_{D4} = 0,16$$

Příspevky odporu od vztlakových kłapek  $\Delta c_{D\delta 15}$  a  $\Delta c_{D\delta 35}$  byly odečteny z [39], str.73, obr.61.

Výsledný vliv vztlakových kłapek na odpor (bez zahrnutí indukovaného odporu a interference) je tedy:

$$\Delta c_{Dkl15část} = k_D \cdot \Delta c_{D\delta 15} = (0,6 - 0 + 0 - 0,16) \cdot 0,03 = 0,0132$$

$$\Delta c_{Dkl35část} = k_D \cdot \Delta c_{D\delta 35} = (0,6 - 0 + 0 - 0,16) \cdot 0,12 = 0,0528$$

**b) Vliv interference**

V důsledku působení interference mezi křídlem a trupem je nutné upravit součinitel odporu o vliv interference. Při použití odklápěcích klapek a absenci podkladů, lze dle literatury [39] vynásobit přírůstek součinitele profilového odporu součinitelem 0,85.

$$\Delta c_{D\delta 15} = 0,85 \cdot \Delta c_{Dkl15\text{část}} = 0,85 \cdot 0,0132 = 0,01122$$

$$\Delta c_{D\delta 35} = 0,85 \cdot \Delta c_{Dkl35\text{část}} = 0,85 \cdot 0,0528 = 0,04488$$

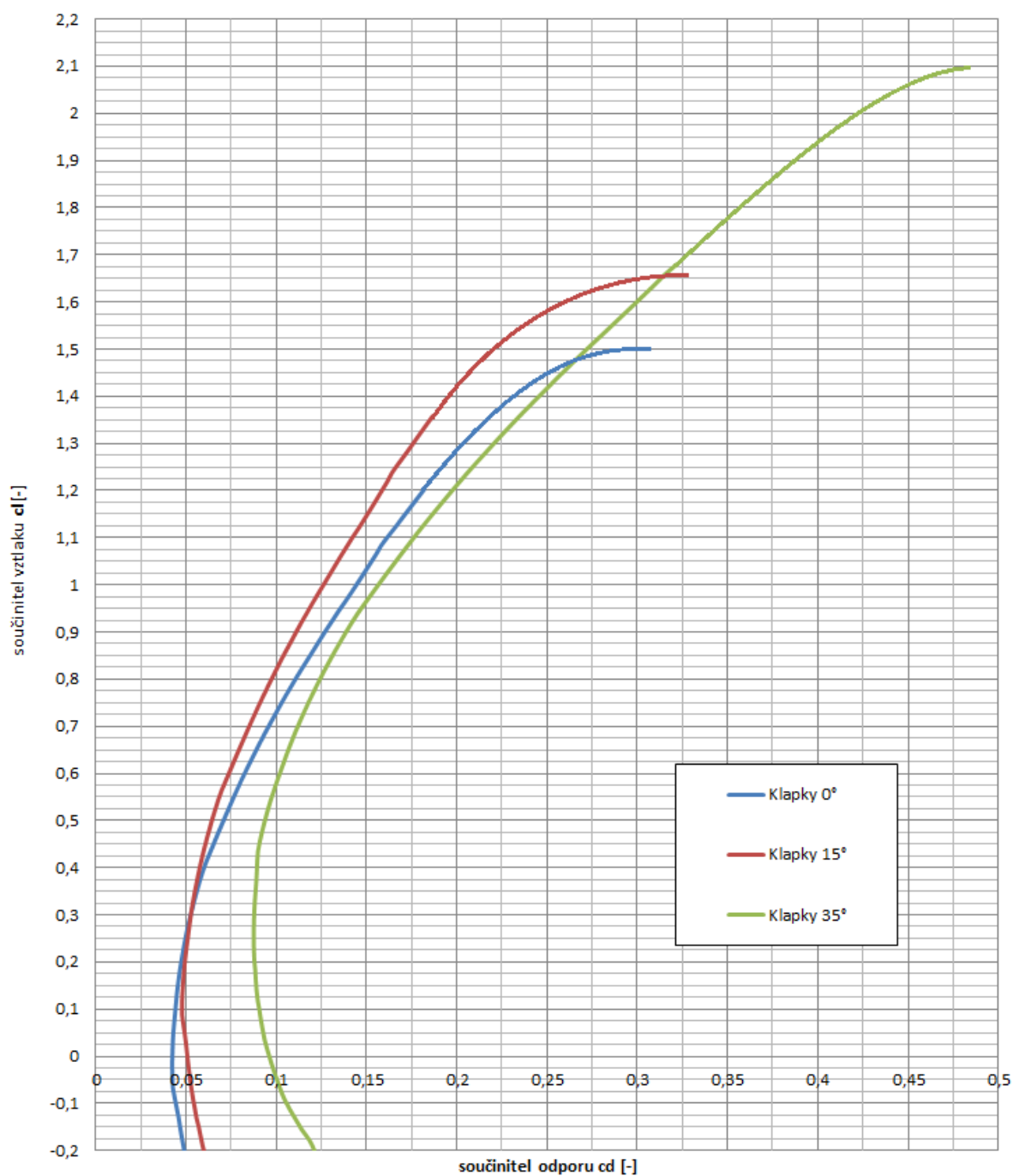
**c) Vliv indukovaného odporu**

Pro výpočet indukovaného odporu křídla s klapkou se použije vztah:

$$c_{Di} = \frac{c_{Llet}^2}{\pi \cdot \lambda_e} \cdot (\Delta c_D^2) \cdot k_j \quad (6.5.9)$$

Zadáva se příslušný součinitel vztlaku letounu  $c_{Llet}$  pro jednotlivé výchylky klapek. Koeficient  $k_j$  má hodnotu  $k_j=0,32$ , literatura [39], str.77, obr.66.

## 6.7 Grafické znázornění polár letounu



Obr. 31 Polár letounu pro různé konfigurace

## 7 Výpočet obálky zatížení

### 7.1 Obratová obálka

Znění předpisu CS-LSA [42] (dále jen „předpis“) udává požadavky na návrhovou cestovní rychlost  $v_C$ , návrhovou rychlost strmého sestupného letu  $v_D$  a návrhovou obratovou rychlost  $v_A$ . Dále v předpisu jsou stanoveny požadavky na nejvyšší přípustnou pádovou rychlost s vysunutými vztlakovým klapkami  $v_{S0}$ . Pro výpočet obálek zatížení jsou použity podklady z předchozí části práce.

#### a) Pádová rychlost s vysunutými klapkami $v_{S0}$ :

Pádová rychlost nesmí překročit 83 km/h. Pádová rychlost je ovlivněna velikostí příspěvku vztlaku od vztlakových klappek.

$$v_{S0} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{S \cdot \rho \cdot C_{LmaxKL}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9,81}{8,99 \cdot 1,225 \cdot 2,1}} = 22,56 \text{ m/s} = 81,22 \text{ km/h} = \mathbf{81 \text{ km/h}}$$

#### b) Návrhová cestovní rychlost $v_C$ :

Návrhová cestovní rychlost v m/s nesmí být nižší než:

$$v_C = 0,9 \cdot v_H = 0,9 \cdot 240 = \mathbf{216 \text{ km/h}}$$

Rychlost  $v_h$  byla odhadnuta z výkonů letounů kategorie LSA a výkonů motoru na základě diskuze s vedoucím práce. Dle předpisu se stanovuje  $v_C$  ještě z podmínky plošného zatížení. Výsledné rychlosti se porovnají a pro výpočet obálky zatížení se uvažuje rychlost vyšší.

$$v_C = 2,4 \cdot \sqrt{\frac{m \cdot g}{S}} = 2,4 \cdot \sqrt{\frac{600 \cdot 9,81}{8,99}} = 61,4 \text{ m/s} = 221,08 \text{ km/h} = \mathbf{222 \text{ km/h}}$$

#### c) Návrhová rychlost strmého sestupného letu $v_D$ :

Návrhová rychlost strmého sestupného letu nesmí být nižší než  $1,25 \cdot v_C$ . Je-li  $v_{Cmin}$  minimální požadovaná návrhová cestovní rychlost, nesmí být  $v_D$  nižší než  $1,40 \cdot v_{Cmin}$ .

$$V_{D1} = 1,25 \cdot v_C = 1,25 \cdot 222 = 277,5 \text{ km/h} = 278 \text{ km/h}$$

$$V_{D2} = 1,4 \cdot v_{Cmin} = 1,4 \cdot 216 = 302,4 \text{ km/h} = 303 \text{ km/h}$$

Rychlost  $v_D$  zvolena **305 km/h**.

**d) Návrhová obratová rychlost  $v_A$ :**

Pro návrhovou obratovou rychlost platí:

$$v_A \geq v_S \cdot \sqrt{n_+}$$

Kde  $v_S$  je pádová rychlost v čisté konfiguraci vypočtená ze vztahu:

$$v_S = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{S \cdot \rho \cdot C_{Lmax}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9,81}{8,99 \cdot 1,225 \cdot 1,5}} = 26,69 \text{ m/s} = 96,1 \text{ km/h} = \mathbf{96 \text{ km/h}}$$

Maximální kladný provozní násobek daný předpisem je  $n_+ = 3,8$ .

$$v_A \geq v_S \cdot \sqrt{n_+} = 96,1 \cdot \sqrt{3,8} = 187,14 \text{ km/h} = \mathbf{187 \text{ km/h}}$$

**e) Návrhová obratová rychlost na zádech  $v_G$ :**

Pro návrhovou obratovou rychlost platí:

$$v_G \geq v_{SG} \cdot \sqrt{n_-}$$

Pádová rychlost na zádech  $v_{SG}$ :

$$v_{SG} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{S \cdot \rho \cdot C_{Lmin}}} = 2,4 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9,81}{8,99 \cdot 1,225 \cdot |-0,898|}} = 34,50 \text{ m/s} = \mathbf{124,2 \text{ km/h}}$$
$$= 124 \text{ km/h}$$

Maximální záporný provozní násobek daný předpisem je  $n_- = -1,5$ .

$$v_G \geq v_{SG} \cdot \sqrt{n_-} = 124 \cdot \sqrt{|-1,5|} = 151,87 \text{ km/h} = \mathbf{152 \text{ km/h}}$$

## 7.2 Poryvová obálka

Hmotnostní poměr letounu

$$\mu_G = \frac{\frac{2 \cdot M}{S}}{\rho \cdot C_{SGT} \cdot a} = \frac{\frac{2 \cdot 600}{8,99}}{1,225 \cdot 1,082 \cdot 4,693} = 21,44$$

Zmírňující součinitel poryvu

$$K_G = \frac{0,88 \cdot \mu_G}{5,3 + \mu_G} = \frac{0,88 \cdot 21,44}{5,3 + 21,44} = 0,706$$

a) Násobek zatížení od poryvu při  $v_c$ 

$$n_{v_c} = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot v_c \cdot C_L^\alpha \cdot K_G \cdot U_{DVC}}{\frac{m \cdot g}{S}}$$

$$= 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot \left(\frac{222}{3,6}\right) \cdot 4,693 \cdot 0,706 \cdot 15,24}{\frac{600 \cdot 9,81}{8,99}} = 1 \pm 2,91$$

$$n_{v_{c+}} = 3,91$$

$$n_{v_{c-}} = -1,91$$

b) Násobek zatížení od poryvu při  $v_d$ 

$$n_{v_d} = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot v_d \cdot C_L^\alpha \cdot K_G \cdot U_{DVC}}{\frac{m \cdot g}{S}} = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot \left(\frac{305}{3,6}\right) \cdot 4,693 \cdot 0,706 \cdot 7,62}{\frac{600 \cdot 9,81}{8,99}}$$

$$= 1 \pm 2,08$$

$$n_{v_{d+}} = 3,08$$

$$n_{v_{d-}} = -1,08$$

## 7.3 Obratová obálka s klapkami

Pádová rychlost s klapkami  $v_{s0}$ :

$$v_{s0} = 81 \text{ km/h}$$

## a) Výpočet maximální rychlosti s klapkami

$$v_{F1} \geq 1,8 \cdot v_{s0} \geq 1,8 \cdot 81 \geq 145,8 \text{ km/h} = 146 \text{ km/h}$$

$$v_{F2} \geq 1,4 \cdot v_s \geq 1,4 \cdot 94 \geq 131,6 \text{ km/h} = 132 \text{ km/h}$$

Max. rychlost s klapkami volena  $v_F = 146 \text{ km/h}$ .

## 7.4 Poryvová obálka s klapkami

$$\mu_G = \frac{\frac{2 \cdot M}{S}}{\rho \cdot C_{SAT} \cdot a} = \frac{\frac{2 \cdot 600}{8,99}}{1,225 \cdot 1,081 \cdot 4,693} = 21,44$$

$$K_G = \frac{0,88 \cdot \mu_G}{5,3 + \mu_G} = \frac{0,88 \cdot 21,44}{5,3 + 21,44} = 0,706$$

Násobek s vysunutými vztlakovými klapkami při rychlosti  $v_F$ :

$$n_{v_F} = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot v_D \cdot C_L^\alpha \cdot K_G \cdot U_{DVC}}{\frac{m \cdot g}{S}} = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot \left(\frac{146}{3,6}\right) \cdot 4,693 \cdot 0,706 \cdot 7,62}{\frac{600 \cdot 9,81}{8,99}}$$

$$= 1 \pm 0,96$$

$$n_{v_{F+}} = 1,96$$

$$n_{v_{F-}} = 0,04$$

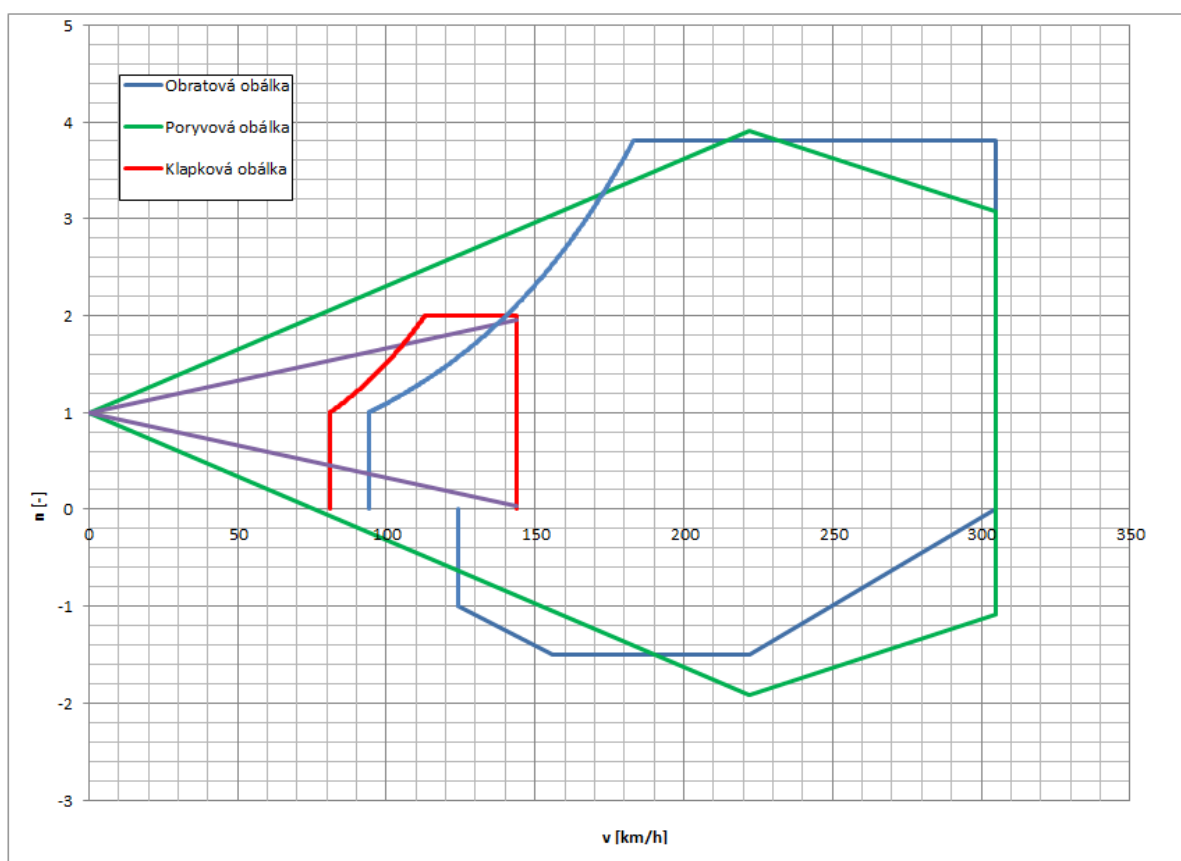
## 7.5 Přehled výsledků výpočtu obálky zatížení

| Návrhové rychlosti                                 |          |                |
|----------------------------------------------------|----------|----------------|
| Popis                                              | Označení | Hodnota [km/h] |
| Pádová rychlost se zataženými vztlakovými klapkami | $v_S$    | 96             |
| Pádová rychlost s vysunutými vztlakovými klapkami  | $v_{S0}$ | 81             |
| Návrhová obratová rychlost manévru                 | $v_A$    | 187            |
| Návrhová cestovní rychlost                         | $v_C$    | 222            |
| Návrhová rychlost strmého letu                     | $v_D$    | 305            |
| Návrhová rychlost s vysunutými klapkami            | $v_F$    | 146            |

Tab. 10 Návrhové rychlosti obálky zatížení

| Násobky zatížení                   |            |             |
|------------------------------------|------------|-------------|
| Popis                              | Označení   | Hodnota [-] |
| Maximální kladný obratový násobek  | $n_+$      | 3,8         |
| Maximální záporný obratový násobek | $n_-$      | -1,5        |
| Kladný poryvový násobek při $v_C$  | $n_{v_C+}$ | 3,91        |
| Záporný poryvový násobek při $v_C$ | $n_{v_C-}$ | -1,91       |
| Kladný poryvový násobek při $v_D$  | $n_{v_D+}$ | 3,08        |
| Záporný poryvový násobek při $v_D$ | $n_{v_D-}$ | -1,08       |
| Kladný poryvový násobek při $v_F$  | $n_{v_F+}$ | 1,96        |
| Záporný poryvový násobek při $v_F$ | $n_{v_F-}$ | 0,04        |

Tab. 11 Násobky obálky zatížení



Obr. 32 Výsledná obálka zatížení

## 8 Návrh příhradové konstrukce trupu

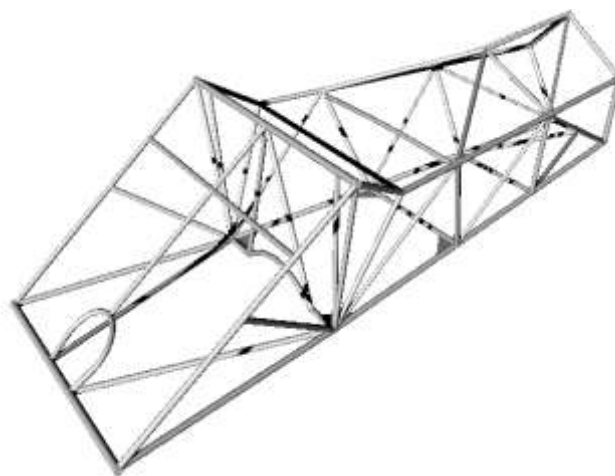
V této části je řešen návrh nosné příhradové konstrukce aeromobilu. Tato konstrukce je základním nosným a spojovacím prvkem celé konstrukce aeromobilu. Samotný pevnostní výpočet metodou MKP nebyl předmětem této práce a se souhlasem vedoucího diplomové práce byl proveden na počítači pana Ing. Jana Hlinky, jemuž byla poskytnuta data pro výpočet.

V přední části je na příhradové konstrukci zavešena řiditelná a hnaná náprava s poloosami, systémem tlumení a odpružení, diferenciálem a automobilovou převodovkou. Současně je k ní přichycena kompozitová konstrukce pilotního prostoru se sedačkami a uchycením bezpečnostních pásů, ovládacími prvky, aerodynamickým krytem pilotního prostoru a proskleným překrytem. Uvnitř konstrukce se za pilotním prostorem nachází pohonná jednotka Rotax 912S a motorové lože. V horní části příhradové konstrukce za pilotním prostorem je uchycen stavitelný centroplán se závěsy křídel a servomechanismy pro sklápění křídel a stavění úhlu náběhu. Na letounu je použit balistický záchranný systém, který je umístěn nad motorovým prostorem pod aerodynamickým krytem střední části trupu. Zadní část příhradové konstrukce představuje prvek pro uchycení kompozitové zadní části trupu s ocasními plochami a zadními koly opět se systémem tlumení a odpružení. Zadní část trupu je k příhradové konstrukci přišroubována. Vrtule je umístěna mezi ocasními plochami a její pohon prochází vnitřním prostorem trupového kornoutu do příhradové konstrukce až k rozváděcímu mechanismu na pohonné jednotce.

Příhradová konstrukce tedy přenáší jak zatížení vzdušné (aerodynamické a setrvačné), tak zatížení pozemní, a to při vzletu, pojíždění a přistání, ale i při jízdě po pozemních komunikacích, kromě pevnostních požadavků musí splňovat také požadavky tuhostní.

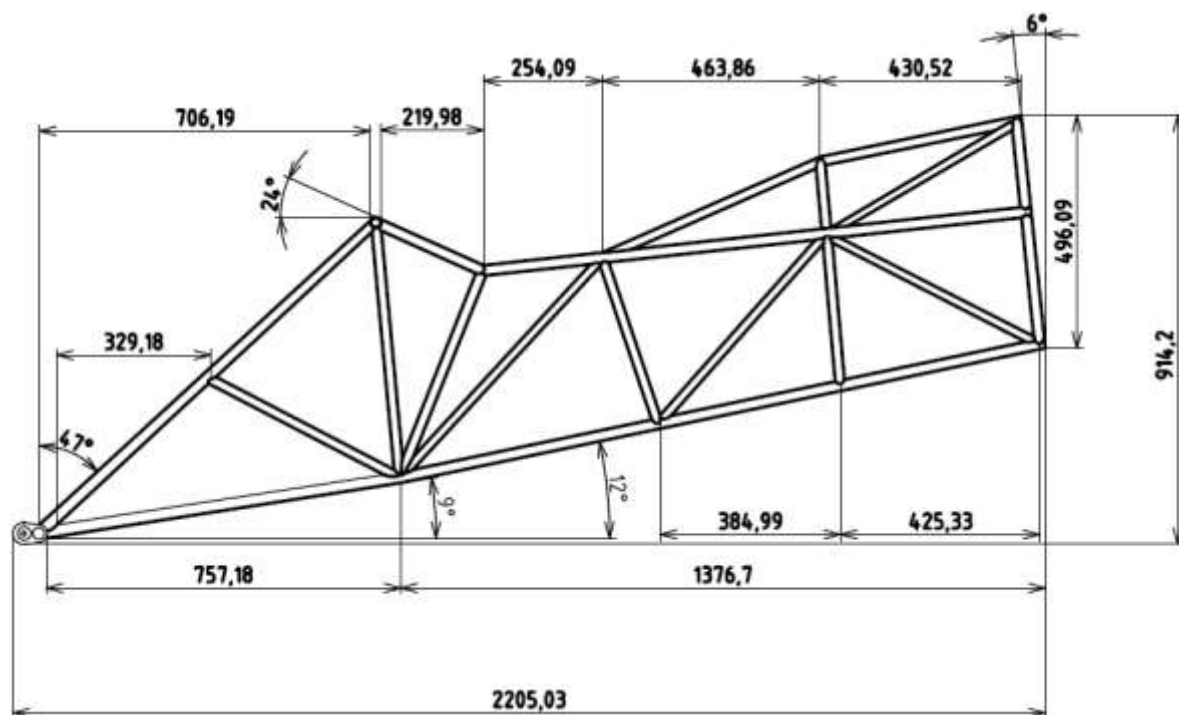
### 8.1 Definice geometrie příhradové konstrukce

Model příhradové konstrukce byl vytvořen v 3D CAD programu Rhinoceros 5. Geometrie byla volena s ohledem na jednoduchost výroby s maximálním využitím rovných trubek kruhového průřezu. Tento model současně posloužil pro pevnostní analýzu metodou konečných prvků. Na obr.33 je zobrazen model příhradové konstrukce.

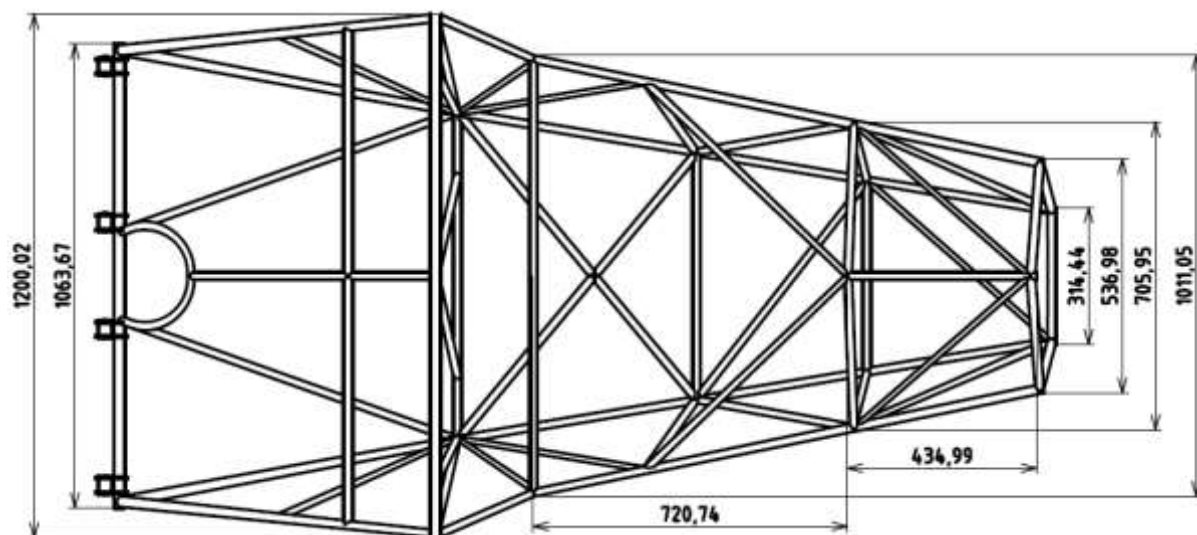


Obr. 33 Počítačový model příhradové konstrukce

Základní rozměry příhradové konstrukce jsou patrné z následujících obrázků. Konstrukce je kreslena v poloze, ve které se nachází, když aeromobil stojí na všech čtyřech kolech na vodorovné podložce.

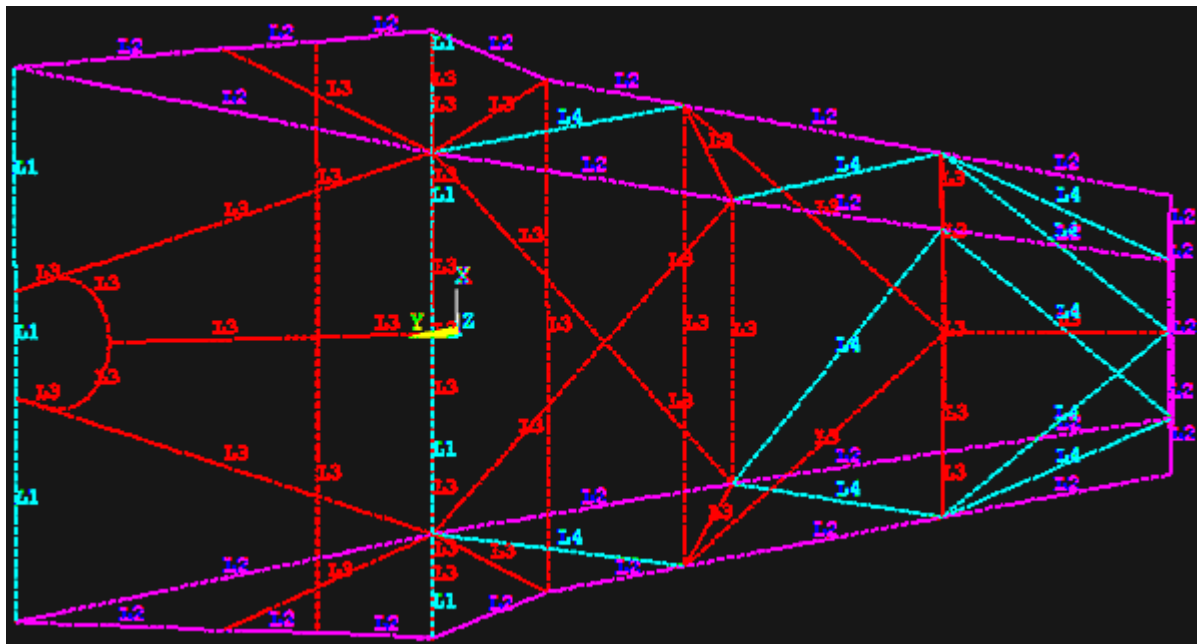


Obr. 34 Základní rozměry - bokorys



Obr. 35 Základní rozměry - půdorys

V příhradové konstrukci jsou použity čtyři rozměry průřezů trubek, tedy průměry 25 mm, 22 mm, 20 mm a 18 mm. Tloušťky stěn všech použitých průřezů jsou 1 mm. Definice použitých průřezů je patrna z obr. 36, který představuje průřezy trubek ze zadání výpočtu v programu Ansys.



Obr. 36 Definice použitých průřezů trubek

| Označení | Barva | Průměr [mm] | Tloušťka stěny [mm] |
|----------|-------|-------------|---------------------|
| L1       | ----- | 25          | 1                   |
| L2       | ----- | 22          | 1                   |
| L3       | ----- | 20          | 1                   |
| L4       | ----- | 18          | 1                   |

Tab. 12 Legenda k označení trubek

**Poznámka ke značení trubek:** Stejné barevné schéma značení se používá pro definici zatížení a okrajových podmínek dále v této kapitole.

## 8.2 Materiál příhradové konstrukce

Pro výrobu příhradové konstrukce jsou použity ocelové trubky z nízkolegované ušlechtilé chrom-molybdenové oceli s označením 25CrMo4 (1.7218, dříve dle ČSN 15 130, která je vhodná k dalšímu zušlechťování. Patří mezi oceli pro kalení v oleji nebo ve vodě s příznivými hodnotami vrubové houževnatosti i při vysoké pevnosti. Vhodné k používání i za zvýšených teplot do  $\sim 500^{\circ}\text{C}$ . Při zušlechťování na horní mez pevnosti jsou tyto oceli odolné protipotřebením. Používá se středně a vysoce namáhané díly, kde se při vysoké pevnosti požaduje i vyšší houževnatost. To mohou být například strojní součásti motorových vozidel, dopravních zařízení a dopravních prostředků. Ve stavu žíhaném je ocel velmi dobře obrobitelná. Svařitelnost oceli je zaručená podmíněná. Tabulka tab.13 obsahuje přehled vlastností použité oceli.

| Přehled vlastností oceli 25CrMo4 (25CrMoS4) |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                   |         |                     |                    |        |                 | 1.7218 (1.7213) |           |        |
|---------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------|---------------------|--------------------|--------|-----------------|-----------------|-----------|--------|
| Druh oceli                                  | Nízkolegovaná ušlechtilá chrom - molybdenová ocel k zušlechťování                                                                                                                                                                                                                                                 |         |                     |                    |        |                 |                 |           |        |
| TDP                                         | ČSN EN 10083-3: 2007                                                                                                                                                                                                                                                                                              |         |                     |                    |        |                 |                 |           |        |
| Dřívější označení                           | 25CrMo4 (25CrMoS4) podle ČSN EN 10083-1: 1991+A1: 1996; 25CrMo4 (25CrMoS4) podle DIN 17200; 15 130 podle ČSN                                                                                                                                                                                                      |         |                     |                    |        |                 |                 |           |        |
| Použití                                     | Ocel s nižší prokalitelností pro středně namáhané strojní díly. Je svařitelná a vhodná pro výrobu bezešvých trubek. Po zakalení dosahuje tvrdosti přibližně 48 HRC.V zušlechťeném stavu dosahuje středních hodnot pevnosti a meze kluzu při relativně vysoké houževnatosti. Není náchylná k popouštěcí křehkosti. |         |                     |                    |        |                 |                 |           |        |
| Chemické složení v hmot. % (rozbor tavby)   | C                                                                                                                                                                                                                                                                                                                 | Si max. | Mn                  | P max.             | S max. | Cr              | Mo              | Ni        | V      |
|                                             | 0,22-0,29                                                                                                                                                                                                                                                                                                         | 0,40    | 0,60-0,90           | 0,025              | 0,035  | 0,90-1,20       | 0,15-0,30       | -         | -      |
| Složení hotového výrobku                    | 0,20-0,31                                                                                                                                                                                                                                                                                                         | 0,43    | 0,56-0,94           | 0,030              | 0,040  | 0,85-1,25       | 0,12-0,33       | -         | -      |
| Mechanické vlastnosti v zušlecht'. stavu:   |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                   |         | R <sub>e</sub> min. | R <sub>m</sub> MPa |        | A min [%]       |                 | Z min [%] | KV [J] |
|                                             | d≤16                                                                                                                                                                                                                                                                                                              |         | 700                 | 900 – 1100         |        | 12              |                 | 50        | -      |
|                                             | 16<d≤40                                                                                                                                                                                                                                                                                                           |         | 600                 | 800 - 950          |        | 14              |                 | 55        | 50     |
|                                             | 40<d≤100                                                                                                                                                                                                                                                                                                          |         | 450                 | 700 - 850          |        | 15              |                 | 50        | 50     |
|                                             | 100<d≤160                                                                                                                                                                                                                                                                                                         |         | 400                 | 650 - 800          |        | 16              |                 | 60        | 45     |
| Maximální hodnoty tvrdosti pro stav:        | Zpracováno na stříhatelnost                                                                                                                                                                                                                                                                                       |         |                     |                    |        | Žíhaný na měkko |                 |           |        |
|                                             | HB max. 255                                                                                                                                                                                                                                                                                                       |         |                     |                    |        | HB max. 212     |                 |           |        |

Tab. 13 Přehled vlastností oceli 1.7218 [41]

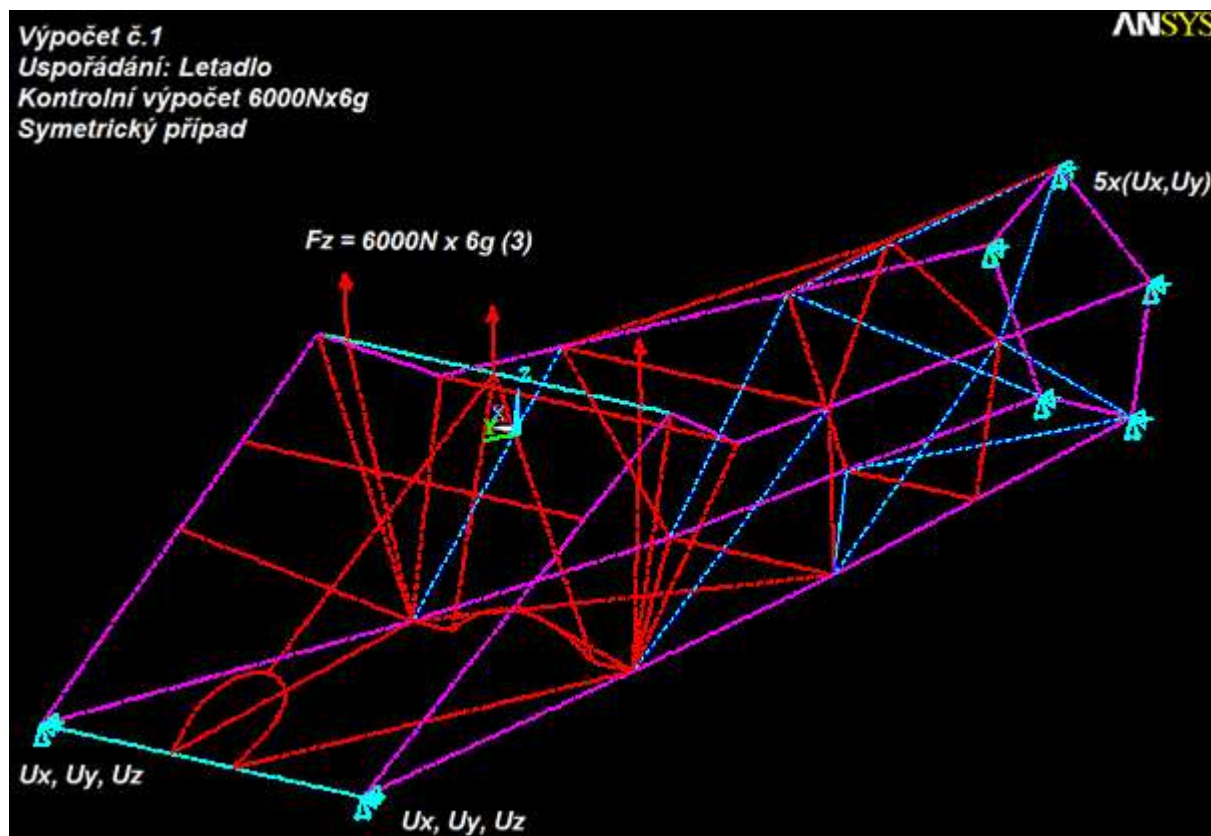
### 8.3 Definice zatížení a okrajových podmínek

Pro pevnostní výpočet příhradové konstrukce metodou konečných prvků je nutno stanovit zatížení konstrukce a dále okrajové podmínky. Program Ansys pracuje s okrajovými podmínkami jako se zatížením, tedy jej pro výpočet uvažuje jako zatížení deformační.

Byly uvažovány 3 případy zatížení, z nichž dva jsou letové – kontrolní výpočet s násobkem  $n_{zat}$  6 při hmotnosti letounu 600 kg a poté průlet poryvem při cestovní rychlosti. To je kritický případ, který vyplynul z výpočtu obálky zatížení v části 7. Třetí případ je najetí předního levého kola na překážku. Následující slouží pro definici zatížení a okrajových podmínek. Zatížení je značeno šipkami s hodnotou sil, okrajové podmínky trojúhelníky se značením souřadnic.

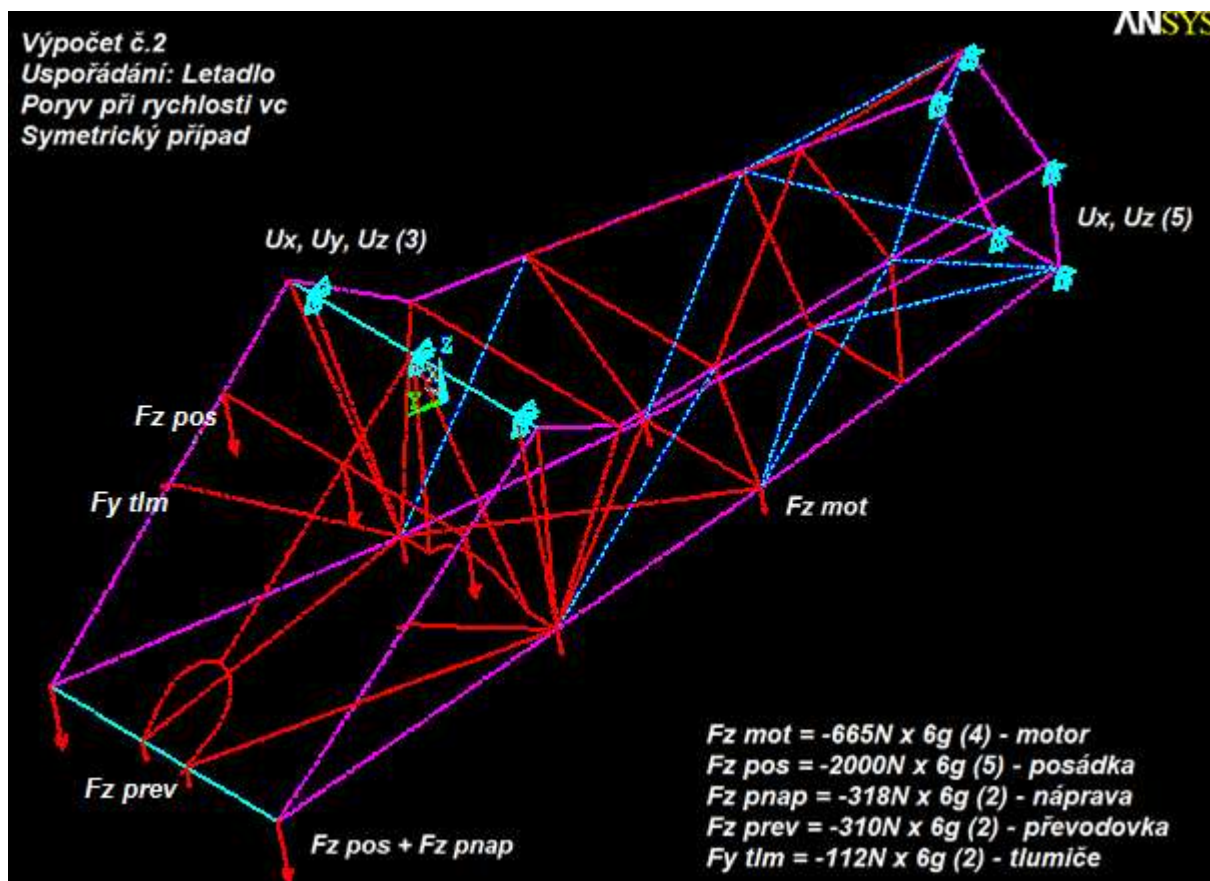
$$n_{zat} = n_{vC+} \cdot f = 3,91 \cdot 1,5 = 5,865 \cong 6$$

Obr.37 představuje kontrolní výpočet v letovém uspořádání. Okrajové podmínky jsou zavedeny v přední části, kde je zavěšena náprava, a v zadní části příhradové konstrukce v místech, kde se nachází šroubové spojení s kompozitovou zadní částí trupu. Zatížení se pak nachází v místech závěsů otočného centrolánu křídla.



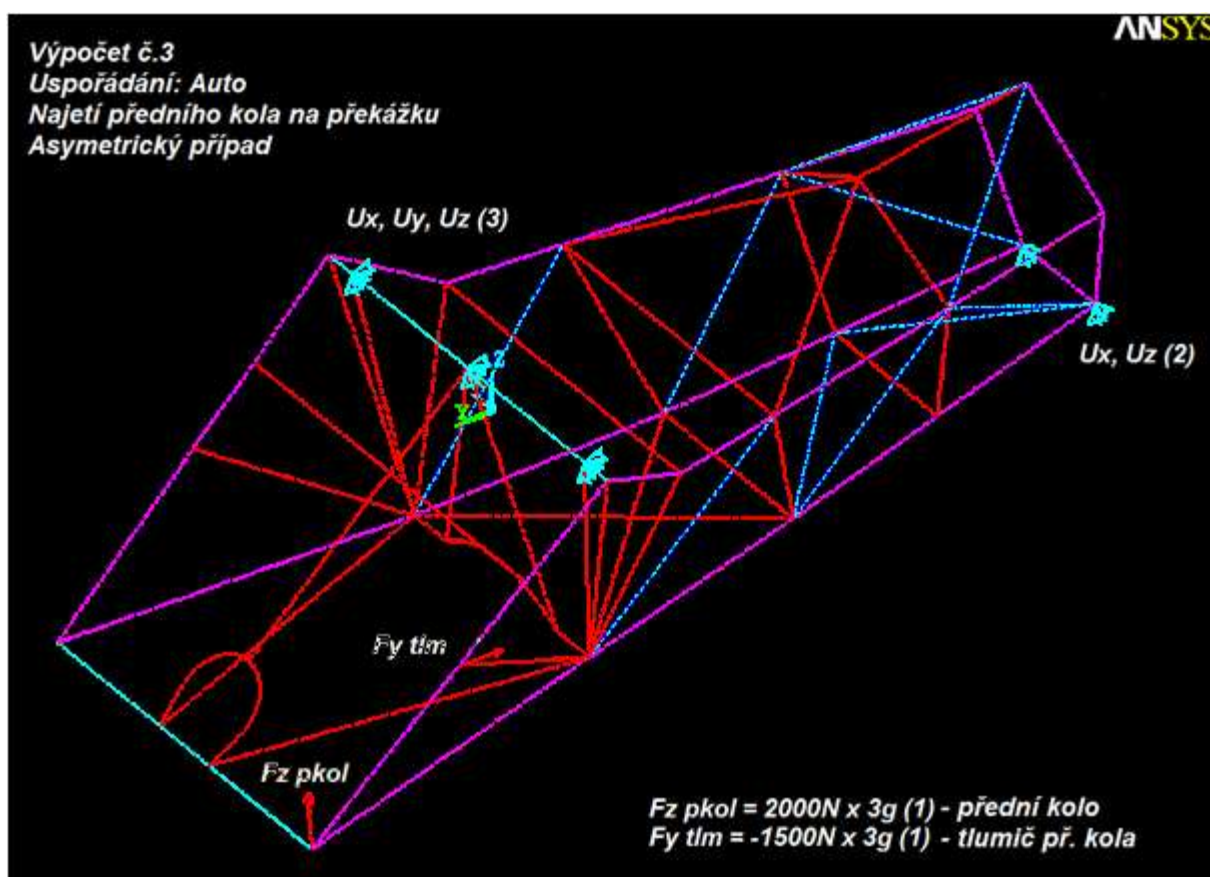
Obr. 37 Definice okrajových podmínek a zatížení – kontrolní výpočet letadlo

Obr.38 představuje případ průletu poryvem při rychlosti  $v_c$ , jejichž velikosti byly stanoveny ve výpočtu obálky zatížení v části 7. Okrajové podmínky uchycení jsou podobné opět v závěsech otočného centroplánu a v místě šroubového spojení se zadní částí trupu, zatížení se skládá z posádky, pohonné jednotky, převodovky a přední nápravy. Zatížení s označením „posádka“ počítá i s hmotností kompozitového opláštění pilotního prostoru a jeho aerodynamickým krytem.



Obr. 38 Definice okr. podmínek a zatížení - průlet poryvem

Stejný postup byl aplikován v případě automobilové (pozemní) konfigurace. Tato nebyla přímo předmětem práce, ale pro srovnání byl vybrán případ najetí jednoho z kol (konkrétně levého) přední nápravy. Tento případ je asymetrický, čímž se liší od předchozího letového případu. Pro výpočet rázu od najetí na překážku byly použity okrajové podmínky a zatížení tak, jak je patrné z obr.39. Hodnota násobku volená pro tento případ je 3.

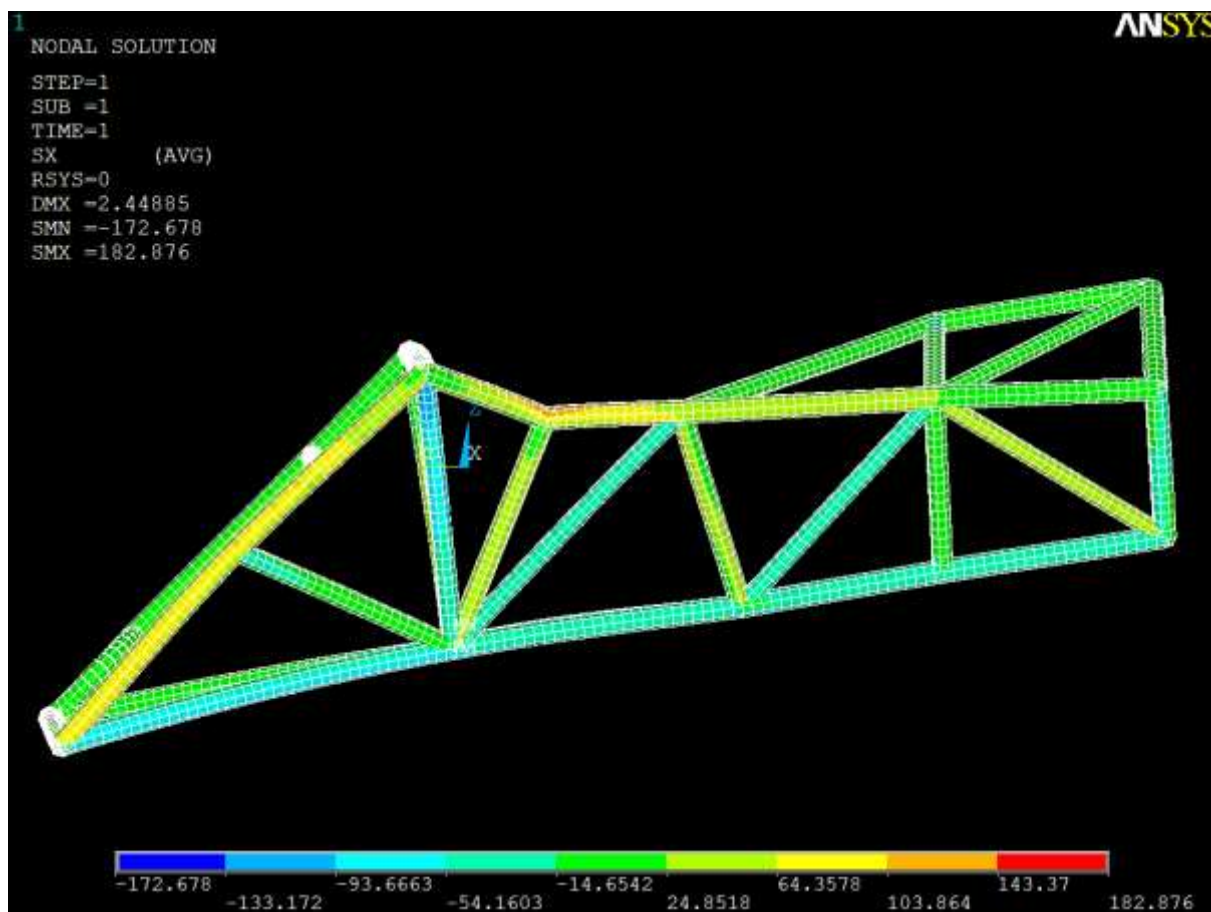


Obr. 39 Definice okr. podmínek a zatížení - najetí na překážku

## 8.4 Přehled výsledků MKP analýzy

Dané případy zatížení spolu s definovanými okrajovými podmínkami byly dále řešeny v programu Ansys. Bylo použito nodální řešení a výsledky ukazují maximální dosažené ekvivalentní napětí  $\sigma_{ekv}$ . Výsledky jsou prezentovány obrazovou formou a následně okomentovány.

### 8.4.1 Výsledek kontrolního výpočtu letového zatížení



Obr. 40 Letový případ kontrolní - ekvivalentní napětí

Dosažené ekvivalentní napětí v tahu:  $\sigma_{ekvtah} = 183 \text{ MPa}$

Mez pevnosti materiálu v tahu:  $R_m = 900 \text{ MPa}$

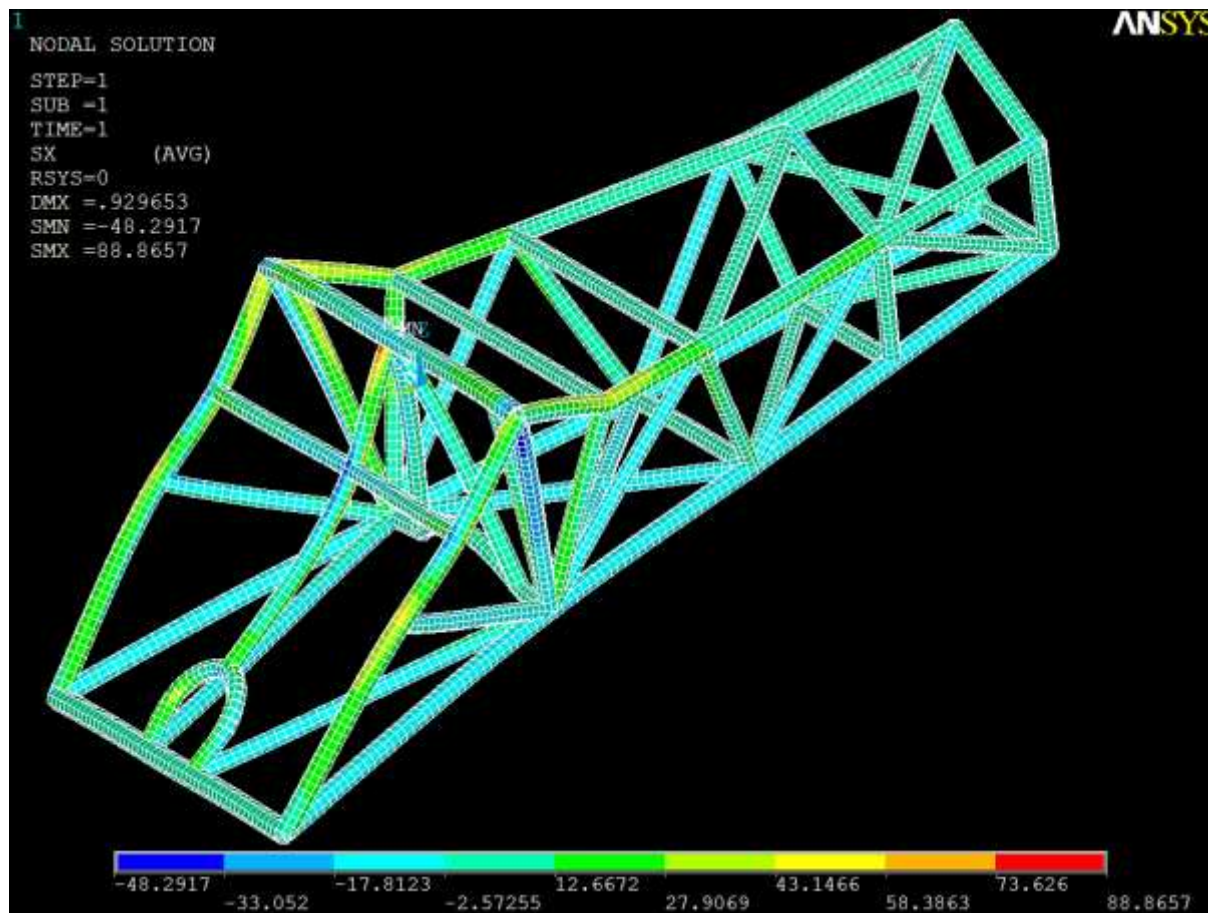
Součinitel rezervy v tahu:  $\eta = \frac{R_m}{\sigma_{ekvtah}} = \frac{900}{183} = 4,92$

Dosažené ekvivalentní napětí v tlaku:  $\sigma_{ekvtl} = 173 \text{ MPa}$

Dovolené napětí pro ztrátu stability (určeno z [43], tab. 2.4):  $\sigma_{KV} = 475 \text{ MPa}$

Součinitel rezervy na ztrátu stability:  $\eta_s = \frac{\sigma_{KV}}{\sigma_{ekvtl}} = \frac{475}{173} = 2,75$

#### 8.4.2 Výsledek výpočtu případu průletu poryvem při cestovní rychlosti



Obr. 41 Letový případ poryvový - ekvivalentní napětí

Dosažené ekvivalentní napětí v tahu:  $\sigma_{ekvtah} = 89 \text{ MPa}$

Mez pevnosti materiálu v tahu:  $R_m = 900 \text{ MPa}$

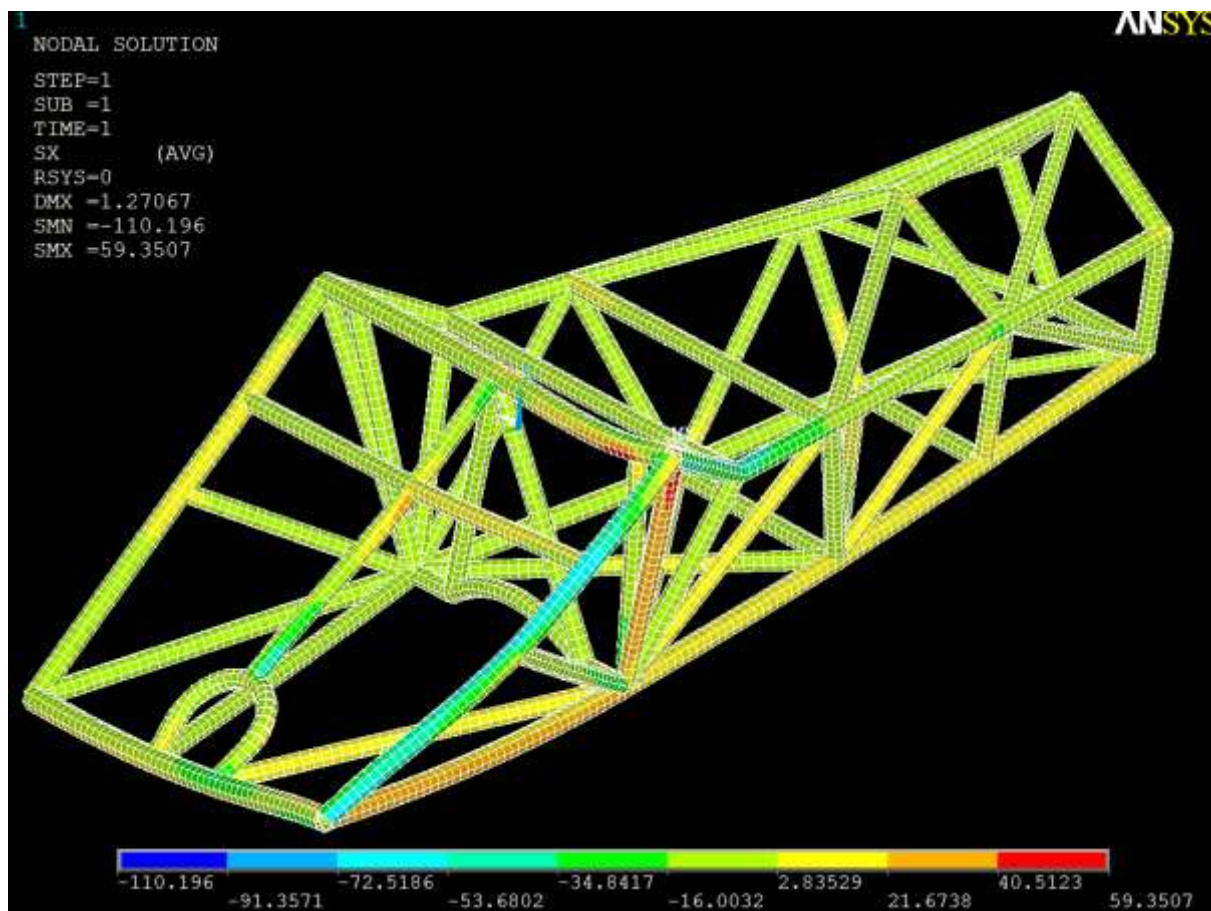
Součinitel rezervy v tahu:  $\eta = \frac{R_m}{\sigma_{ekvtah}} = \frac{900}{89} = 10,11$

Dosažené ekvivalentní napětí v tlaku:  $\sigma_{ekvtl} = 48,3 \text{ MPa}$

Dovolené napětí pro ztrátu stability (určeno z [43], tab. 2.4):  $\sigma_{KV} = 475 \text{ MPa}$

Součinitel rezervy na ztrátu stability:  $\eta_s = \frac{\sigma_{KV}}{\sigma_{ekvtl}} = \frac{475}{48,3} = 9,83$

## 8.4.3 Výsledek výpočtu případu najetí předního levého kola na překážku



Obr. 42 Pozemní případ - ekvivalentní napětí

Dosažené ekvivalentní napětí v tahu:  $\sigma_{ekvtah} = 59,4 \text{ MPa}$

Mez pevnosti materiálu v tahu:  $R_m = 900 \text{ MPa}$

Součinitel rezervy v tahu:  $\eta = \frac{R_m}{\sigma_{ekvtah}} = \frac{900}{59,4} = 15,15$

Dosažené ekvivalentní napětí v tlaku:  $\sigma_{ekvtl} = 110,2 \text{ MPa}$

Dovolené napětí pro ztrátu stability (určeno z [43], tab. 2.4):  $\sigma_{KV} = 158 \text{ MPa}$

Součinitel rezervy na ztrátu stability:  $\eta_s = \frac{\sigma_{KV}}{\sigma_{ekvtl}} = \frac{158}{110,2} = 1,44$

## 8.5 Zhodnocení návrhu příhradové konstrukce

Jak ukázaly výsledky výpočtu provedeného metodou konečných prvků, navržená příhradová konstrukce trupu řešeného létajícího automobilu vyhovuje z bezpečnostního hlediska požadavkům předpisu CS-LSA, případně ELSA-K. Výsledky dále potvrzují, že z hlediska návrhu této konstrukce pro letovou konfiguraci aeromobilu je konstrukce předimenzovaná na pevnost. V návrhu konstrukce ovšem nejsou klíčové pouze pevnostní požadavky, ale také tuhostní. Dle zadání práce a diskuze s vedoucím práce bylo ověřováno pouze vyhovění požadavkům pevnostním.

Dalším faktorem ovlivňujícím návrh příhradové konstrukce trupu je její použití v režimu pozemního provozu. Výsledný součinitel rezervy pro případ ztráty stability je  $\eta_s=1,44$ . Jelikož tato část výpočtu není pro použití v letovém režimu klíčová, byla řešena pouze okrajově jako další ověření použité příhradové konstrukce. Vstupy pro výpočet pozemních případů zatížení se liší zejména charakterem zatěžování a použitým násobkem. Otázkou pro další vývoj této konstrukce zůstává velikost tohoto násobku.

## 9 Závěr

Cílem diplomové práce bylo vypočítat základní hmotové a aerodynamické charakteristiky, navrhnout předpisovou bázi a pevnostně zkontrolovat některý z prvků konstrukce létajícího automobilu v koncepci doc. Kleina. Tento je prozatím ve fázi funkčního prototypu ve verzi 2.5 Tato práce se zabývá verzí 3, která se v současné době nachází ve fázi kompletace. V úvodní části práce je definován souřadnicový systém a předpisová báze, kterou je CS-LSA (lehká sportovní letadla), alternativně též může být použit i evropský předpis ELSA-K (lehká sportovní letadla amatérské stavby). Další část práce se zabývá historickým vývojem létajících automobilů a také jejich rozdělením podle použitých koncepcí, včetně srovnání základních charakteristik těchto vozidel jak v režimu letu, tak režimu pozemním. Z rozboru vývoje létajících automobilů vyplývá poznatek, že létající automobil je oblastí, kterou se letečtí konstruktéři zabývají již od samotných počátků letectví, resp. 20.století. Současně je však patrné, že ačkoli pokusů o sestrojení komerčně životaschopného létajícího automobilu bylo zaznamenáno více než pět desítek, prozatím se žádný z těchto konceptů nedočkal masového rozšíření a použití, většinou vlivem nevhodného technického řešení, které vedly ke značným kompromisům buď ve výkonech v obou režimech nebo nepohodlné a nepraktické obluze. Je nutné dodat, že již ze samotného principu funkce létajícího automobilu je velmi náročné kombinovat vlastnosti obou druhů vozidel. Následující částí je technický popis navrhovaného řešení. Použito je křídlo z UL letounu Aerospool WT9 Dynamic z kompozitu, příhradová nosná konstrukce trupu, na níž je zavešen otočný centropoplán křídla. V přední části této konstrukce je uchycena přední řiditelná a hnaná náprava s převodovkou a diferenciálem a systémem tlumení a odpružení, mezi ní a rovinou hlavního nosníku křídla se nachází pilotní prostor se dvěma sedadly a kompozitovým aerodynamickým krytem, kompozitovým opláštěním vnitřního prostoru a průhledným překrytem. Za pilotním prostorem je umístěna pohonná jednotka Rotax 912S s rozváděcím mechanismem a mechanismem volby režimu pohonu. Palivové nádrže jsou v křídlech. Za motorovým prostorem je také umístěn balistický záchranný systém. Zadní část trupu s vrtulí, ocasionální plochami a zadními koly je přišroubována ke konstrukci trupu. Systém skládání křídla je podrobně popsán v části 4. Byl proveden hmotový rozbor letounu, který potvrdil, že navrhované řešení vyhovuje certifikační bázi z hlediska maximální vzletové hmotnosti. Výstupem hmotového rozboru je obálka centráží. Důležitou částí práce jsou aerodynamické výpočty, které dále slouží jako podklady pro výpočet obálky zatížení. Byly stanoveny vztahové čáry křídla při výchylkách vztahových klapek  $0^\circ$ ,  $15^\circ$  a  $35^\circ$ . Pro tytéž případy byly stanoveny vztahové čáry celého letounu. Dále byla vypočtena polára letounu, pro její výpočet byly stanoveny hodnoty aerodynamických odporů jednotlivých částí. Z aerostatických podkladů a požadavků předpisu byla vypočtena obálka zatížení letounu, která obsahuje obálky poryvovou, obálku klapkovou a klapkovou poryvovou. Jako kritický pro výpočet zatížení příhradové konstrukce trupu byl vyhodnocen průlet poryvem při cestovní rychlosti  $v_c$ . Poslední částí diplomové práce je návrh příhradové konstrukce, která slouží jako hlavní nosný prvek trupu vozidla. Účel jejího použití již byl popsán výše a také se nachází v úvodu části 8. Byla navržena geometrie příhradové konstrukce, definovány průřezy použitých trubek, uveden je také použitý materiál a jeho charakteristiky. Dále byly definovány případy zatížení, způsob zavedení zatížení a okrajových podmínek. Výpočet metodou konečných prvků byl proveden na počítači Ing. Jana Hlinky pro zadaná data. Výstupem z výpočtu jsou kritické hodnoty napětí v konstrukci, z těchto byly vypočteny součinitele rezervy. Navržená příhradová konstrukce vyhovuje požadavkům použité předpisové báze.

## 10 Přílohy

### 10.1 Příloha 1 – tabulka výpočtu poláry

| $c_L \delta_{kl}=0^\circ$ | $c_D \delta_{kl}=0^\circ$ | $c_L \delta_{kl}=15^\circ$ | $c_D \delta_{kl}=15^\circ$ | $c_L \delta_{kl}=35^\circ$ | $c_D \delta_{kl}=35^\circ$ |
|---------------------------|---------------------------|----------------------------|----------------------------|----------------------------|----------------------------|
| [-]                       | [-]                       | [-]                        | [-]                        | [-]                        | [-]                        |
| -0,8022                   | 0,23863                   | -0,6469                    | 0,228087                   | -0,3456                    | 0,249857                   |
| -0,78235                  | 0,13372                   | -0,62705                   | 0,123752                   | -0,3245                    | 0,145566                   |
| -0,7625                   | 0,125759                  | -0,6072                    | 0,116357                   | -0,3034                    | 0,138242                   |
| -0,74265                  | 0,119464                  | -0,58735                   | 0,11062                    | -0,2823                    | 0,132604                   |
| -0,7228                   | 0,114386                  | -0,5675                    | 0,106092                   | -0,2612                    | 0,128203                   |
| -0,70295                  | 0,110471                  | -0,54765                   | 0,102717                   | -0,2401                    | 0,124985                   |
| -0,6831                   | 0,107278                  | -0,5278                    | 0,100057                   | -0,219                     | 0,122507                   |
| -0,66325                  | 0,10485                   | -0,50795                   | 0,098152                   | -0,1979                    | 0,120815                   |
| -0,6434                   | 0,101351                  | -0,4881                    | 0,095168                   | -0,1768                    | 0,11807                    |
| -0,62355                  | 0,096546                  | -0,46825                   | 0,09087                    | -0,1557                    | 0,11404                    |
| -0,6037                   | 0,092457                  | -0,4484                    | 0,087279                   | -0,1346                    | 0,110745                   |
| -0,58385                  | 0,088415                  | -0,42855                   | 0,083727                   | -0,1135                    | 0,107517                   |
| -0,564                    | 0,084647                  | -0,4087                    | 0,08044                    | -0,0924                    | 0,104582                   |
| -0,54415                  | 0,081535                  | -0,38885                   | 0,077801                   | -0,0713                    | 0,102323                   |
| -0,50445                  | 0,075847                  | -0,34915                   | 0,073034                   | -0,0291                    | 0,0984                     |
| -0,4846                   | 0,073175                  | -0,3293                    | 0,070809                   | -0,008                     | 0,09664                    |
| -0,46475                  | 0,070626                  | -0,30945                   | 0,068699                   | 0,0131                     | 0,095022                   |
| -0,4449                   | 0,068126                  | -0,2896                    | 0,066629                   | 0,0342                     | 0,093473                   |
| -0,42505                  | 0,066071                  | -0,26975                   | 0,064996                   | 0,0553                     | 0,092388                   |
| -0,4052                   | 0,064061                  | -0,2499                    | 0,0634                     | 0,0764                     | 0,091368                   |
| -0,38535                  | 0,062256                  | -0,23005                   | 0,061999                   | 0,0975                     | 0,090572                   |
| -0,3655                   | 0,060252                  | -0,2102                    | 0,060391                   | 0,1186                     | 0,089597                   |
| -0,34565                  | 0,05858                   | -0,19035                   | 0,059108                   | 0,1397                     | 0,088974                   |
| -0,3258                   | 0,057069                  | -0,1705                    | 0,057977                   | 0,1608                     | 0,088532                   |
| -0,30595                  | 0,055696                  | -0,15065                   | 0,056974                   | 0,1819                     | 0,088246                   |
| -0,2861                   | 0,054039                  | -0,1308                    | 0,055679                   | 0,203                      | 0,087696                   |
| -0,26625                  | 0,052744                  | -0,11095                   | 0,054739                   | 0,2241                     | 0,087529                   |
| -0,2464                   | 0,051452                  | -0,0911                    | 0,053792                   | 0,2452                     | 0,087383                   |
| -0,22655                  | 0,050307                  | -0,07125                   | 0,052984                   | 0,2663                     | 0,087404                   |
| -0,2067                   | 0,049219                  | -0,0514                    | 0,052224                   | 0,2874                     | 0,087502                   |
| -0,18685                  | 0,048244                  | -0,03155                   | 0,051569                   | 0,3085                     | 0,087732                   |
| -0,167                    | 0,047304                  | -0,0117                    | 0,050941                   | 0,3296                     | 0,088017                   |
| -0,14715                  | 0,046465                  | 0,00815                    | 0,050406                   | 0,3507                     | 0,088423                   |
| -0,1273                   | 0,045602                  | 0,028                      | 0,049837                   | 0,3718                     | 0,088823                   |
| -0,10745                  | 0,044609                  | 0,04785                    | 0,049131                   | 0,3929                     | 0,089114                   |
| -0,0876                   | 0,043562                  | 0,0677                     | 0,048361                   | 0,414                      | 0,08937                    |
| -0,06775                  | 0,042614                  | 0,08755                    | 0,047682                   | 0,4351                     | 0,089745                   |
| -0,0479                   | 0,042321                  | 0,1074                     | 0,04765                    | 0,4562                     | 0,090794                   |
| -0,02805                  | 0,042224                  | 0,12725                    | 0,047805                   | 0,4773                     | 0,092059                   |
| -0,0082                   | 0,042248                  | 0,1471                     | 0,048073                   | 0,4984                     | 0,093465                   |
| 0,01165                   | 0,042367                  | 0,16695                    | 0,048427                   | 0,5195                     | 0,094985                   |
| 0,0315                    | 0,042581                  | 0,1868                     | 0,048868                   | 0,5406                     | 0,09662                    |
| 0,05135                   | 0,042892                  | 0,20665                    | 0,049397                   | 0,5617                     | 0,098371                   |
| 0,0712                    | 0,043298                  | 0,2265                     | 0,050013                   | 0,5828                     | 0,100236                   |
| 0,09105                   | 0,043779                  | 0,24635                    | 0,050696                   | 0,6039                     | 0,102197                   |
| 0,1109                    | 0,044268                  | 0,2662                     | 0,051377                   | 0,625                      | 0,104185                   |
| 0,13075                   | 0,044736                  | 0,28605                    | 0,052029                   | 0,6461                     | 0,106171                   |
| 0,1506                    | 0,045313                  | 0,3059                     | 0,052783                   | 0,6672                     | 0,108287                   |

|         |          |         |          |        |          |
|---------|----------|---------|----------|--------|----------|
| 0,17045 | 0,046002 | 0,32575 | 0,053639 | 0,6883 | 0,110533 |
| 0,1903  | 0,046775 | 0,3456  | 0,05457  | 0,7094 | 0,112883 |
| 0,21015 | 0,047637 | 0,36545 | 0,055583 | 0,7305 | 0,115342 |
| 0,23    | 0,048563 | 0,3853  | 0,056651 | 0,7516 | 0,117885 |
| 0,24985 | 0,049543 | 0,40515 | 0,057765 | 0,7727 | 0,120501 |
| 0,2697  | 0,050614 | 0,425   | 0,058961 | 0,7938 | 0,123227 |
| 0,28955 | 0,051785 | 0,44485 | 0,060248 | 0,8149 | 0,126073 |
| 0,3094  | 0,053045 | 0,4647  | 0,061615 | 0,836  | 0,129027 |
| 0,32925 | 0,054387 | 0,48455 | 0,063058 | 0,8571 | 0,132084 |
| 0,3491  | 0,055767 | 0,5044  | 0,064528 | 0,8782 | 0,135198 |
| 0,36895 | 0,057247 | 0,52425 | 0,06609  | 0,8993 | 0,138431 |
| 0,3888  | 0,058842 | 0,5441  | 0,06776  | 0,9204 | 0,141799 |
| 0,40865 | 0,06063  | 0,56395 | 0,069613 | 0,9415 | 0,14538  |
| 0,4285  | 0,062762 | 0,5838  | 0,071802 | 0,9626 | 0,149324 |
| 0,44835 | 0,064931 | 0,60365 | 0,07402  | 0,9837 | 0,153325 |
| 0,4682  | 0,067103 | 0,6235  | 0,076233 | 1,0048 | 0,157348 |
| 0,48805 | 0,069294 | 0,64335 | 0,078455 | 1,0259 | 0,16141  |
| 0,5079  | 0,071522 | 0,6632  | 0,080706 | 1,047  | 0,165528 |
| 0,52775 | 0,073799 | 0,68305 | 0,082998 | 1,0681 | 0,169716 |
| 0,5476  | 0,076064 | 0,7029  | 0,085269 | 1,0892 | 0,17391  |
| 0,56745 | 0,078393 | 0,72275 | 0,087595 | 1,1103 | 0,178188 |
| 0,5873  | 0,080777 | 0,7426  | 0,089969 | 1,1314 | 0,182541 |
| 0,60715 | 0,083277 | 0,76245 | 0,092449 | 1,1525 | 0,187029 |
| 0,627   | 0,085822 | 0,7823  | 0,094966 | 1,1736 | 0,191582 |
| 0,64685 | 0,088423 | 0,80215 | 0,097532 | 1,1947 | 0,196211 |
| 0,6667  | 0,091032 | 0,822   | 0,100095 | 1,2158 | 0,200867 |
| 0,68655 | 0,093736 | 0,84185 | 0,102746 | 1,2369 | 0,205638 |
| 0,7064  | 0,096567 | 0,8617  | 0,105515 | 1,258  | 0,210555 |
| 0,72625 | 0,099468 | 0,88155 | 0,108347 | 1,2791 | 0,215562 |
| 0,7461  | 0,102318 | 0,9014  | 0,111118 | 1,3002 | 0,220537 |
| 0,76595 | 0,105261 | 0,92125 | 0,113973 | 1,3213 | 0,225625 |
| 0,7858  | 0,108306 | 0,9411  | 0,116923 | 1,3424 | 0,230835 |
| 0,80565 | 0,111403 | 0,96095 | 0,119915 | 1,3635 | 0,236115 |
| 0,8255  | 0,114582 | 0,9808  | 0,122982 | 1,3846 | 0,241498 |
| 0,84535 | 0,117852 | 1,00065 | 0,126131 | 1,4057 | 0,246992 |
| 0,8652  | 0,121119 | 1,0205  | 0,129268 | 1,4268 | 0,252501 |
| 0,88505 | 0,124328 | 1,04035 | 0,132339 | 1,4479 | 0,257973 |
| 0,9049  | 0,127646 | 1,0602  | 0,135511 | 1,469  | 0,263573 |
| 0,92475 | 0,131039 | 1,08005 | 0,138749 | 1,4901 | 0,269267 |
| 0,9446  | 0,134431 | 1,0999  | 0,141977 | 1,5112 | 0,274981 |
| 0,96445 | 0,138084 | 1,11975 | 0,145458 | 1,5323 | 0,280974 |
| 0,9843  | 0,141566 | 1,1396  | 0,14876  | 1,5534 | 0,286817 |
| 1,00415 | 0,144975 | 1,15945 | 0,15198  | 1,5745 | 0,292606 |
| 1,024   | 0,148364 | 1,1793  | 0,155171 | 1,5956 | 0,298394 |
| 1,04385 | 0,151676 | 1,19915 | 0,158278 | 1,6167 | 0,304125 |
| 1,0637  | 0,155008 | 1,219   | 0,161395 | 1,6378 | 0,309895 |
| 1,08355 | 0,158042 | 1,23885 | 0,164206 | 1,6589 | 0,315388 |
| 1,1034  | 0,161954 | 1,2587  | 0,167887 | 1,68   | 0,321778 |
| 1,12325 | 0,166063 | 1,27855 | 0,171755 | 1,7011 | 0,328384 |
| 1,1431  | 0,169946 | 1,2984  | 0,175391 | 1,7222 | 0,334784 |
| 1,16295 | 0,173906 | 1,31825 | 0,179094 | 1,7433 | 0,341281 |
| 1,1828  | 0,177892 | 1,3381  | 0,182815 | 1,7644 | 0,347823 |
| 1,20265 | 0,181909 | 1,35795 | 0,186558 | 1,7855 | 0,354415 |

## 11 Seznam použité literatury

- [1] Trajan Vuia. *Hargrave: the Pioneers* [online]. 2002 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/vuia.html>
- [2] SALISBURY, Lioner. Trajan Vuia Flying Car. *Roadable Times* [online]. 2007, 20.11.2007 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: [http://www.roadabletimes.com/roadables-modular\\_vuia.html](http://www.roadabletimes.com/roadables-modular_vuia.html)
- [3] BOWERS, Peter M. *Curtiss aircraft, 1907-1947*. London: Putnam, 1979, 636 p. ISBN 03-701-0029-8.
- [4] SALISBURY, Lionel. Tampier Roadable. *Roadable Times* [online]. 2007 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: [http://www.roadabletimes.com/roadables-integ\\_tampier.html](http://www.roadabletimes.com/roadables-integ_tampier.html)
- [5] Rene Tampier. *All the world's rotorcraft* [online]. 2012 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://www.aviastar.org/manufacturers/2086.html>
- [6] SEVERIN, Paolo. Waterman Arrowbile. *Paolo Severin* [online]. 2009 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://www.paoloseverin.it/download/files/ArrowbileEng.pdf>
- [7] TAYLOR, Jake Schultz in cooperation with Aerocar pioneer Molt. *A drive in the clouds: the story of the Aerocar*. New Brighton, MN: Flying Books International, 2006. ISBN 978-097-2524-926.
- [8] JANE, Frederick Thomas. *Janes's All the World's Aircraft, 1961-62*. Columbus (Ohio): McGraw-Hill Book Company, 1961.
- [9] WINCHESTER, Jim. *The world's worst aircraft: from pioneering failures to multimillion dollar disasters*. ed. London: Amber Books, 2005. ISBN 19-046-8734-2.
- [10] Fulton Airphibian FA-3-101. *Smithsonian's National Air and Space Museum* [online]. 2012 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://airandspace.si.edu/collections/artifact.cfm?id=A19600127000>
- [11] Airport Data. *Aircraft N102D Data* [online]. 2014 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://www.airport-data.com/aircraft/N102D.html>
- [12] GILMORE, Susan. Tired of the commute? All you need is \$3.5 million. In: *The Seattle Times* [online]. 2006 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: [http://seattletimes.com/html/localnews/2003243681\\_aerocar05m.html](http://seattletimes.com/html/localnews/2003243681_aerocar05m.html)
- [13] *Popular Science*. New York: Time4 Media, 1946, roč. 1946, č. 4. ISSN 0161-7370.
- [14] Johan Visschedijk Collection: No. 2722. Convair 118 ConvairCar (NX90850). *1000aircraftphotos.com* [online]. 2003 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://1000aircraftphotos.com/Contributions/Visschedijk/2722.htm>
- [15] WEGG, John. *General dynamics aircraft and their predecessors*. London: Putnam, 1990. ISBN 08-517-7833-X.
- [16] *Popular Mechanics*. New York: Hearst Magazines, 1973. ISSN 0032-4558.
- [17] GREEN, George W. *Special use vehicles: an illustrated history of unconventional cars and trucks worldwide*. Jefferson, NC: McFarland, 2007. ISBN 978-078-6429-110.
- [18] National Transportation Safety Board -- Sep 1973 Aviation Accidents: NTSB Identification: LAX74FUQ18. *National Transportation Safety Board* [online]. 2012 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: [http://www.nts.gov/aviationquery/brief.aspx?ev\\_id=84720&key=0](http://www.nts.gov/aviationquery/brief.aspx?ev_id=84720&key=0)
- [19] *Flying (magazín)*. Winter Park (Florida): Bonnier AB, 1993. ISSN 0015-4806.
- [20] The Transition. *Terrafugia* [online]. 2013 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://www.terrafugia.com/aircraft/transition>

- [21] First roadable airplane takes flight. *Aircraft Owners and Pilots Association Online* [online]. 2009 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://www.aopa.org/News-and-Video/All-News/2009/March/19/First-roadable-airplane-takes-flight>
- [22] The Terrafugia Transition Specs. *Terrafugia* [online]. 2009 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://www.terrafugia.com/sites/default/files/TransitionSpecSheet-July2013.pdf>
- [23] *Aeromobil* [online]. 2013 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://aeromobil.com/>
- [24] Autogiro Company of America AC-35. *Smithsonian's National Air and Space Museum* [online]. 2013 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: [http://airandspace.si.edu/collections/artifact.cfm?object=nasm\\_A19500086000](http://airandspace.si.edu/collections/artifact.cfm?object=nasm_A19500086000)
- [25] Ray Watkins Collection: No. 8900. Autogiro AC-35 (NX70 c/n J-91). *1000aircraftphotos.com* [online]. 2009 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://1000aircraftphotos.com/Contributions/WatkinsRay/8900.htm>
- [26] Wagner Rotocar III. *All the world's rotorcraft* [online]. 1998 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: [http://www.aviastar.org/helicopters\\_eng/wagner\\_rotocar.php](http://www.aviastar.org/helicopters_eng/wagner_rotocar.php)
- [27] PAL-V One technical specification. *PAL-V One* [online]. 2013 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://pal-v.com/the-pal-v-one/specifications/>
- [28] The Volante Flying Car. *Roadable Times* [online]. 2008 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: [http://www.roadabletimes.com/roadables-vtol\\_volanteFord.html](http://www.roadabletimes.com/roadables-vtol_volanteFord.html)
- [29] TF-X. *Terrafugia* [online]. 2013 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://www.terrafugia.com/tf-x>
- [30] Fly Parajet Sky--runner. *Skyrunner* [online]. 2013 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://www.fly-skyrunner.com/>
- [31] Parajet Skycar: Advanced Adventuring PT Barnum Style. *Future cars* [online]. 2013 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://www.futurecars.com/futurecarscom/future-cars/future-car-of-the-week/parajet-skycar-advanced-adventuring-pt-barnum-style>
- [32] FAA REGISTRY N-Number Inquiry Results. *Federal Aviation Administration* [online]. 2012 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: [http://registry.faa.gov/aircraftinquiry/NNum\\_Results.aspx?NNumbertxt=356MV](http://registry.faa.gov/aircraftinquiry/NNum_Results.aspx?NNumbertxt=356MV)
- [33] Maverick LSA Specification. *Maverick The Flying Car* [online]. 2012 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://mavericklsa.com/specifications.html>
- [34] (WO2013032409) TRANSFORMATION METHOD OF HYBRID TRANSPORTATION VEHICLE FOR GROUND AND AIR, AND HYBRID TRANSPORTATION VEHICLE ITSELF. *World Intellectual Property Organization* [online]. 2013 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://patentscope.wipo.int/search/en/detail.jsf?docId=WO2013032409&recNum=204&docAn=SK2012000010&queryString=airship%20OR%20lighter-than-air&maxRec=22889>
- [35] NASA/LANGLEY MS(1)-0313 AIRFOIL. *Airfoil Tools* [online]. 2013 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=ms313-il>
- [36] DANĚK, Vladimír. *Projektování letadel: určeno pro stud. fak. strojní*. 1. vyd. Brno: VUT, 1991, 148 s. Učební texty vysokých škol. ISBN 80-214-0373-X.
- [37] ROSKAM, Jan. *Airplane Design, part VI - Preliminary Calculation of Aerodynamic, thrust and power characteristics*. Lawrence: University of Kansas, 1987.
- [38] ROSKAM, Jan a E.L. CHUAN-TAU. *Airplane Aerodynamics and Performance*. Lawrence: University of Kansas, 1997.
- [39] FLORIAN, Josef. *Aerodynamické charakteristiky letounu I*. Brno: VAAZ, 1963.
- [40] NACA 0012 AIRFOIL. *Airfoil Tools* [online]. 2013 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0012-il>

- [41] Přehled vlastností oceli 25CrMo4. PŘIBIL, Erich. *B.Bolzano - Technická příručka* [online]. 2004 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: [http://prirucka.bolzano.cz/cz/technicka-podpora/techprir/tycovaocel/EN10083/Prehled\\_vlast\\_25CrMo4](http://prirucka.bolzano.cz/cz/technicka-podpora/techprir/tycovaocel/EN10083/Prehled_vlast_25CrMo4)
- [42] CS-LSA. *European Aviation Safety Agency* [online]. 2011 [cit. 2014-05-26]. Dostupné z: <http://easa.europa.eu/document-library/certification-specifications/cs-lsa-initial-issue>
- [43] ČTVERÁK, J., V. MERTL a A. PÍŠTĚK. *Soubor podkladů pro pevnostní výpočty leteckých konstrukcí*. Brno: Letecký Ústav VUT v Brně, 1997.