

# VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA INFORMAČNÍCH TECHNOLOGIÍ  
ÚSTAV POČÍTAČOVÉ GRAFIKY A MULTIMÉDIÍ

FACULTY OF INFORMATION TECHNOLOGY  
DEPARTMENT OF COMPUTER GRAPHICS AND MULTIMEDIA

## NÁVRH SOUTĚŽNÍHO MODELU F5F

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

MARTIN FALTIČKO

BRNO 2010



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



**FAKULTA INFORMAČNÍCH TECHNOLOGIÍ**  
**ÚSTAV POČÍTAČOVÉ GRAFIKY A MULTIMÉDIÍ**

FACULTY OF INFORMATION TECHNOLOGY  
DEPARTMENT OF COMPUTER GRAPHICS AND MULTIMEDIA

## **NÁVRH SOUTĚŽNÍHO MODELU F5F**

DESIGN OF AN F5F RACE MODEL

**BAKALÁŘSKÁ PRÁCE**

BACHELOR'S THESIS

**AUTOR PRÁCE**

AUTHOR

**MARTIN FALTIČKO**

**VEDOUcí PRÁCE**

SUPERVISOR

**Ing. PETER CHUDÝ, Ph.D. MBA**

BRNO 2010

## **Abstrakt**

Tento dokument si dává za cíl prozkoumat možnosti optimalizace pro návrh koncepce letec-kého modelu ve specifické soutěžní kategorii. Na základě simulování teoreticky navrženého modelu, popsáno základními parametry, se provádí vyhodnocování výsledků. Dále podle vhodně zvoleného optimalizačního algoritmu probíhá zdokonalování návrhu. Při vyhodno-cování se zohledňuje několik kritérií, mezi něž patří např. aerodynamický odpor, stabilita a hmotnost s přihlédnutím k požadavkům dané kategorie.

## **Abstract**

This document aims to explore the possibilities for design optimizations of an aircraft model in a specific competition category. On the basis of simulation of the model described by the basic parameters the characteristics are evaluated. Then an appropriately chosen optimization algorithm refines the design. The evaluation takes into account several criteria including aerodynamics, stability and weight.

## **Klíčová slova**

Teoretický návrh modelu letadla, aerodynamika, rádiem řízené modely letadel, CIAM FAI kategorie F5F, optimalizace, optimální konfigurace modelu, CFD, evoluční algoritmy.

## **Keywords**

Theoretical model design, aerodynamics, radio-controlled aircraft models, CIAM FAI dis-cipline F5F, optimization, optimal configuration, CFD, evolutionary design.

## **Citace**

Martin Faltíčko: Návrh soutěžního modelu F5F, bakalářská práce, Brno, FIT VUT v Brně, 2010

# Návrh soutěžního modelu F5F

## Prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci vypracoval samostatně pod vedením Ing. Petera Chudého, Ph.D. MBA. Uvedl jsem všechny literární prameny a publikace, ze kterých jsem čerpal.

.....  
Martin Faltičko  
13. května 2010

## Poděkování

Rád bych poděkoval vedoucímu své bakalářské práce dr. Chudému za jeho trpělivost a hlavně cenné rady a připomínky k této práci.

© Martin Faltičko, 2010.

*Tato práce vznikla jako školní dílo na Vysokém učení technickém v Brně, Fakultě informačních technologií. Práce je chráněna autorským zákonem a její užití bez udělení oprávnění autorem je nezákonné, s výjimkou zákonem definovaných případů.*

# Obsah

<b>1</b>	<b>Úvod</b>	<b>3</b>
1.1	Historie modelování v aerodynamice	3
1.2	Optimalizace v současnosti	5
1.2.1	Lineární metody	5
1.2.2	Nelineární metody	5
<b>2</b>	<b>Rozbor</b>	<b>6</b>
2.1	Popis kategorie	6
2.2	Rozbor soutěžních úloh	7
2.2.1	Úloha A – Vzdálenost	7
2.2.2	Úloha B – Čas a přistání	8
2.3	Použité nástroje pro simulaci	8
2.3.1	AVL	9
2.3.2	XFLR5, QFLR5	9
2.3.3	Tornado	10
<b>3</b>	<b>Návrh</b>	<b>11</b>
3.1	Rozbor hmotnosti modelu Backfire F5F	11
3.2	Omezení úlohy	12
3.3	Optimalizační proces	12
3.3.1	Účelová funkce	12
3.3.2	Přímý let	14
3.3.3	Let v zatáčce	15
3.3.4	Nosník	16
3.3.5	Celková hmotnost	17
3.3.6	Stabilita	18
3.3.7	Výsledná hodnota účelové funkce	18
3.4	Použitý genetický algoritmus	19
3.4.1	Penalizační funkce	21
<b>4</b>	<b>Implementace</b>	<b>22</b>
4.1	Popis rozhraní programu Tornado	22
4.1.1	Vstupní proměnné	22
4.1.2	Výstupní proměnné	23
4.2	Kódování do chromozomu	23
4.3	Modul pro práci se sítí	25
4.4	Validace modelu	26
4.5	Výsledné konstrukce	27

4.6	Vyhodnocení výsledků . . . . .	32
4.6.1	Srovnání simulačního modelu Backfire F5F a jeho optimalizované verze	33
<b>5</b>	<b>Závěr</b>	<b>34</b>
<b>6</b>	<b>Budoucí práce</b>	<b>35</b>
<b>A</b>	<b>Oficiální pravidla kategorie F5F podle Fédération Aéronautique Internationale (FAI).</b>	<b>37</b>
A.1	KATEGORIE F5F - MOTOROVÉ VĚTRONĚ S ELEKTRICKÝM MOTOREM (PROZATÍMNÍ) . . . . .	37
<b>B</b>	<b>Nastavení vývojového prostředí a spuštění programu.</b>	<b>40</b>

# Kapitola 1

## Úvod

Počítače nacházejí uplatnění v mnoha různých vědních disciplínách a při návrhu skutečných letadel i modelů se uplatňují v čím dál větší míře. Jelikož výkon počítačů roste exponenciální řadou, je nyní možné projekty, jejichž výpočet dříve trval měsíce či roky, propočítat v řádu hodin až dnů.

Nejvíce výkonu a procesorového času bývá obvykle zapotřebí u různých fyzikálních simulací, kdy je nutné propočítávat tisíce různých vstupních údajů tak, aby výsledek odpovídal realitě. Vždy je ale nutné vybrat určitý kompromis mezi přesností abstraktního modelu vzhledem k realitě a mezi rychlostí samotného výpočtu simulace.

Výsledky počítačových simulací však bývají daleko výhodnější než průběžné konstrukce skutečných objektů a jejich testování ve skutečném prostředí. Vždy se ušetří na materiálu i času, ovšem ne vždy výsledek simulace odpovídá skutečnosti. Proto je rovněž vhodné v určitém bodě vytvořit zkušební konstrukci, jež počítačem vygenerovaná data potvrdí nebo vyvrátí.

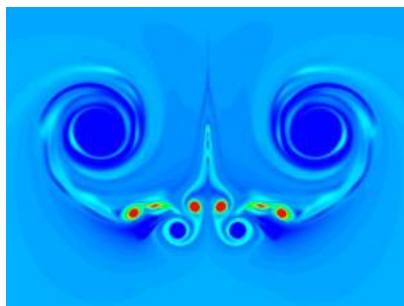
Tato práce se zabývá teoretickým návrhem leteckého modelu pro specifickou soutěžní kategorii, která má označení F5F. Ve stručnosti jde o rádiem řízené modely s elektrickým pohonem (prefix F5 podle oficiálního značení FAI [12]), které současně po vypnutí motoru mohou létat jako kluzáky.

### 1.1 Historie modelování v aerodynamice

Simulací tekutin se vědci začali zabývat již v raném stádiu vývoje počítačů, přibližně od padesátých let 20. století. Od té doby vznikla řada metod pro simulaci proudění, vždy různým způsobem implementující obecné Navier-Stokesovy rovnice. Jelikož ale jsou tyto rovnice velice výpočetně náročné (i pro dnešní počítače), řešení simulace probíhá vždy numericky na zjednodušeném modelu s přibližně odpovídající přesností. Metody musí umět vhodně řešit mezní vrstvu (rozhraní mezi pohybující se tekutinou a statickou pevnou plochou) a také turbulentní proudění. Všechny metody (převzato z [5]) pracují s diskrétními modely, pouze k nim jinak přistupují.

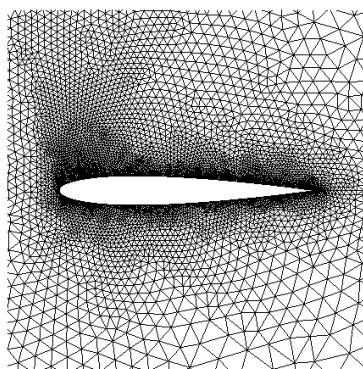
Přímá numerická simulace (**Direct numerical simulation**) řeší rovnice proudění přímo, bez jakéhokoli heuristického modelu. Musí pracovat s co možná nejmenšími měřítky, kde se vypočítává přenos kinetické energie. Takto rovněž probíhá výpočet turbulentního proudění. Bohužel je tato metoda velmi výpočetně náročná.

Metoda konečných objemů (**Finite volume method**) rozdělí daný prostor na mřížku s určitým počtem diskrétních bodů. V nich řeší soustavy parciálních diferenciálních rovnic



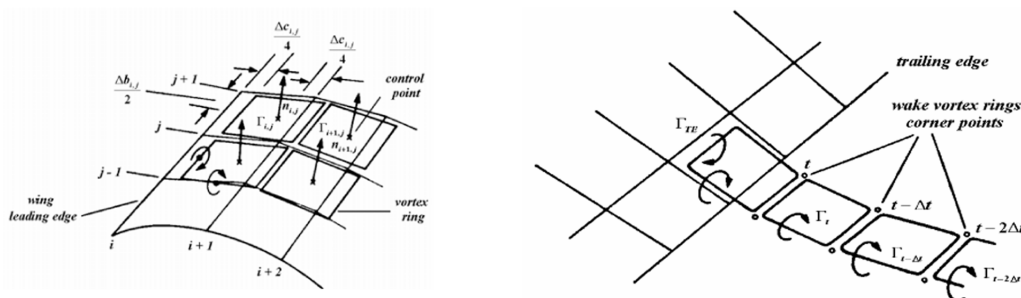
Obrázek 1.1: Přímá numerická simulace proudění u dopravního letadla.

popisujících toky tekutiny daným bodem a jeho nejbližším okolí. Tato mřížka může být trojúhelníková ve 2D nebo např. čtyřstěnová ve 3D, přičemž nemusí zachovávat pevnou strukturu.



Obrázek 1.2: FVM – generovaná 2D mřížka pro výpočet vlastností profilu, převzato z [5].

VLM (**Vortex lattice method**) nepracuje s prostorovou mřížkou, ale používá turbulentní proudy jako jednotky pro výpočty. Tyto proudy napodobují fyzickou strukturu turbulentního proudění a dohromady tvoří jeden celek. Metoda je to v praxi nejpoužívanější, neboť je rychlá, není třeba ji dodatečně kalibrovat nebo vytvářet bodovou mřížku a poskytuje stejně přesné výsledky pro malá i velká měřítka.



Obrázek 1.3: VLM – diskretizace profilu křídla a turbulentního proudění za křídlem, viz [7].

Dále existují metody pro 2D a 3D simulace profilů, které jsou založené na panelových metodách. 2D metody počítají s nekonečným rozpětím křídla, které má ve všech místech



stejné vlastnosti. Je tedy např. možné vypočítat vlastnosti profilu pouze v jedné rovině, což je jednodušší než v 3D prostoru. Toto zjednodušení umožní návrh modelu rozdělit na dvě podúlohy: hledání optimální konfigurace celého letadla a paralelně výběr vhodného profilu pro danou aplikaci. Obě disciplíny mají samozřejmě nezanedbatelný vliv na dosažitelné výkony.

## 1.2 Optimalizace v současnosti

Počítačová optimalizace návrhu konstrukcí je relativně velmi mladý obor. První algoritmus pro optimalizaci křídla byl navržen v roce 1995 a od roku 1998 se používá v průmyslu. V dřívější době však nebyl dostatečně výkonný hardware, aby se dané výpočty stihly ve vhodném čase.

Při návrhu je možné různé komponenty optimalizovat odlišnými metodami. Tyto metody tvoří dohromady následující dvě skupiny (převzato z [10]).

### 1.2.1 Lineární metody

Lineárními metodami je možné optimalizovat pouze ty vlastnosti, které jsou zadány v několika málo proměnných. Například pokud navrhujeme nosnou plochu a ostatní parametry letounu nás nezajímají. V principu jde o iterativní proces, kdy je inženýry zadán základní tvar (např. křídla), ten se převede do simulačního modelu a nechá se ohodnotit ve virtuálním aerodynamickém tunelu. Tento tunel je představován v podobě programu pro výpočet dynamiky tekutin (computational fluid dynamics – **CFD**), jehož některé principy byly představeny výše. Na základě výsledků simulace se aktuální konfigurace vyhodnotí. Dále proběhne inkrementální úprava konstrukce a tvaru křídla, další simulace a vyhodnocení. Pokud bude křídlo v tomto kroku výkonnostně výhodnější než předešlé, změna se uloží. Jinak se nový návrh zahodí a pracuje se s jinými změnami. Celý proces je ukončen, až jsou změny mezi iteracemi minimální. Mezi používané lineární metody patří například vodoráková (gradientní) metoda, metoda nejmenších čtverců nebo Lagrangeova a Newtonova metoda pro řešení numerických rovnic.

### 1.2.2 Nelineární metody

Název těchto metod popisuje způsob jejich práce, který není založen na přírůstcích. Často jsou výhodnější při návrhu kompletních konfigurací, kdy přicházejí v úvahu desítky proměnných a lineární algoritmus by byl příliš nemotorný. Žádná z metod ale nedokáže zaručit, že nalezne globální maximum daného souboru parametrů, ani že se k němu alespoň přiblíží.

Nelineární metody jsou často stochastické (náhodně zkoušejí varianty v zadaném rozmezí) a převážnou roli mezi nimi získaly populačně orientované metody (genetické algoritmy) nebo i jiné, jako jsou simulované žíhání nebo náhodné prohledávání stavového prostoru.

Všechny metody se snaží najít nejlépe globální extrém zadané účelové funkce (objective function), která je však pro každou aplikaci jedinečná. Genetické algoritmy jsou založeny na principu nezávislých jedinců v omezené populaci, kteří mají účelovou funkcí přidělenou šanci na přežití. Každá populace iteruje v cyklech zvaných generace, a pokud je jedinec vybrán, jeho geny ovlivní další generaci potomků. Ti tedy dostanou šanci na přežití. V populaci probíhá křížení mezi jedinci, tzn. výměna částí informací, ale i náhodné mutace (ty mají vliv proti předčasnému nalezení lokálního optima nebo proti zdegenerování populace).

# Kapitola 2

## Rozbor

V této kapitole je rozebrán popis samotné soutěžní kategorie F5F s jejími podúlohami a je zde popsáno, které aspekty budou pro návrh nového modelu důležité. Rovněž je nutné se řídit soutěžními pravidly, která jsou popsána v dodatku A. Další informace je možné najít na [14].

### 2.1 Popis kategorie

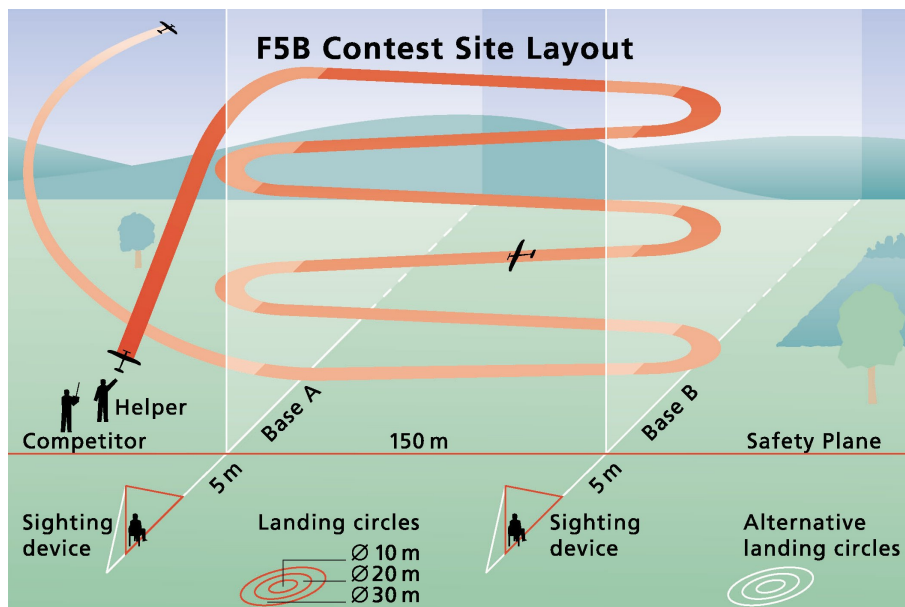
Mezinárodní modelářská kategorie F5F je určena, jak již bylo zmíněno, pro rádiem řízené větroně s pomocným elektrickým pohonem. Vznikla přibližně před dvaceti roky, když začaly být dostupné kvalitní NiCd akumulátory. Zpočátku se létalo pouze na deset článků NiCd nebo NiMh a se stejnosměrnými motory, s dobou a pokrokem technologií se však přešlo na moderní lithium-polymerové nabíjecí baterie a střídavé synchronní motory.

Umístění soutěžícího v žebříčku samozřejmě nezávisí pouze na kvalitě jeho modelu, vždy hraje roli také vyladěnost pohonné jednotky, zkušenosti pilota nebo i aktuální povětrnostní podmínky.

Samotný soutěžní let je rozdělen na dvě úlohy, které následují ihned za sebou. První úloha se nazývá „Vzdálenost“ nebo také „Rychlost“, což je vlastně let tam a zpět mezi dvěma rovnoběžnými rovinami. Zde má pilot k dispozici 200 sekund a během nich musí provést tolik průletů, kolik je možné. Jeden průlet je chápán jako jedno překonání vzdálenosti mezi bázemi (zmíněné rovnoběžné roviny), které jsou od sebe vzdáleny 150m. Při této úloze je možno až 10× použít motor k nastoupání do výšky, ovšem v prostoru mezi bázemi musí být motor vždy vypnutý. Za každý dokončený průlet pilot získá 10 bodů.

Okamžitě po uplynutí 200 s z první úlohy začíná druhá úloha. Ta spočívá v tom, že model nastoupá do výšky a pilot vyhledává stoupavé termické proudy tak, aby zaletěl přesný čas 10 minut. Současně se snaží co nejméně používat motor, neboť za každou sekundu motorového letu se odečítá bod. Jeden bod se odečítá také za každou přelétanou sekundu nad zmíněných 10 minut. To už je na umění pilota.

Přistání je rovněž bodově hodnoceno, ale už jen jako nepodstatné zakončení celého letu. Přistává se do kruhu a maximální prémii pilot získá, pokud se před modelem zastaví ve vzdálenosti max. 5 m od středu tohoto kruhu.



Obrázek 2.1: Rozvržení letového prostoru kategorií F5B a F5F [14].

## 2.2 Rozbor soutěžních úloh

### 2.2.1 Úloha A – Vzdálenost

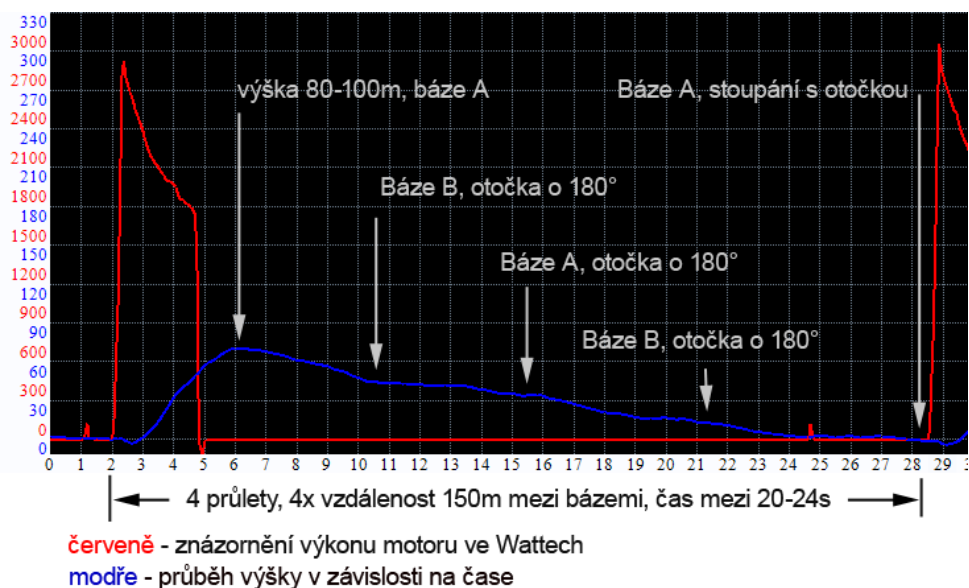
Nejdůležitější část letu. Cílem našeho snažení je, aby model zdolal během stanovených 200 s přesně 40 průletů. To znamená využití plných deseti stoupání a po každém stoupání absolvování čtyř průletů. Jelikož je spotřeba motoru limitována na  $1300 \text{ W} \cdot \text{min}$  a chceme si nechat 5 s motorového času jako rezervu pro druhou, termickou úlohu, je nutné vypočítat, jak dlouho je možné stoupat v každém kole. Jestliže elektronický omezovač odstavuje motor v 33. až 34. sekundě jeho běhu (statisticky), po odečtení 5 s nám zbývá 27 s pro deset stoupání, tedy 2,7 s pro jedno stoupání. To je asi  $106,4 \text{ W} \cdot \text{min}$  (6,38 kJ). Tato energie přeměněná na kinetickou a potenciální musí vystačit pro čtyři průlety.

Úlohu Vzdálenost je možno rozdělit na dva režimy, v nichž model musí vynikat. Jimi jsou přímý let a let v zatáčce. V přímém letu model stráví při jednom průletu přibližně 3,5 s a pak následuje velmi ostrá zatáčka o  $180^\circ$ , kdy model letí v náklonu často větším než  $90^\circ$ .

Pro přímý let potřebuje model co největší klouzavost při dané rychlosti (průměrně 45 m/s) a v zatáčce je nutné mít co nejnižší indukovaný odpor při velkých úhlech náběhu. Klouzavost a indukovaný odpor jsou výrazně ovlivněny štíhlostí křídla (výpočet uveden v rovnici 2.1, kde  $b$  představuje rozpětí křídla a  $S$  je jeho plocha), neboť čím větší štíhlost křídla, tím model získá lepší aerodynamické vlastnosti.

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (2.1)$$

Zvětšování rozpětí a plochy křídla má kladný vliv na klouzavost, ale klesá plošné zatížení a tím i rychlost nutná pro přímý let. Proto má převážná většina současných konstrukcí minimální plošné rozměry, které ještě dovolují pravidla (celková minimální plocha v horizontální rovině musí být alespoň  $36 \text{ dm}^2$ ). Při motorovém stoupání má rovněž nezanedbatelný vliv hmotnost stroje, neboť ta rozhodne o výsledné výšce výstupu a rychlosti pohybu. Proto



Obrázek 2.2: Výškový průběh jednoho stoupání, změřeno čidlem Unilog.

je vhodné nalézt vhodný kompromis mezi klouzavostí v přímém letu, hmotností a indukovaným odporem při velkých úhlech náběhu. Zvětšení štíhlosti křídla má pozitivní vliv na letové vlastnosti, ale zvětší se tím celková hmotnost (potřeba většího rozpětí a mohutnějšího nosníku).

### 2.2.2 Úloha B – Čas a přistání

Tato úloha bývá většinou podřazena předešlé, bere se na ni menší zřetel. Většinou platí, že si piloti nechávají na tuto část přibližně 5 s motorového času (při zapnutí motoru zbývá 5 s, než jej elektronický omezovač odpojí). Musejí se spolehnout na to, že naleznou vhodný stoupavý proud, aby naletěli stanovených 10 minut. Jinak budou muset přistát předčasně a stanovený čas nedolétají.

Zde se uplatní co nejmenší opadání a rovněž vysoká klouzavost. Tomu napomůže zvětšené rozpětí. Také je nutné, aby byl model podélně stabilní, protože ve výškách okolo 300 m nad pilotem již nebývá poznat, jestli např. ztratil rychlost a je potřeba ovladačem kompenzovat výchylku kormidel.

Termického režimu je možné dosáhnout při použití vhodného profilu pouhým nastavením vztlakových klapek a přitazením výškového kormidla. Proto je tato část letu považována jako druhořadá a v této práci se jí nezabýváme.

## 2.3 Použití nástroje pro simulaci

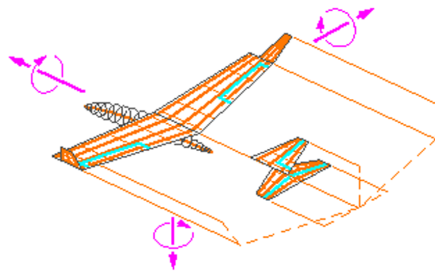
Pro úspěch aplikace jsou potřeba dvě základní komponenty:

1. CFD program, jenž provede virtuální let aerodynamickým tunelem a vrátí všechny potřebné fyzikální proměnné.
2. Vlastní optimalizátor, který vyhodnotí tyto proměnné podle definované účelové funkce a vhodným algoritmem bude provádět optimalizaci.

Různých simulátorů pro výpočty aerodynamických vlastností existuje mnoho a několik z nich je i volně dostupných jako open source. Vzhledem k implementační náročnosti samotného simulátoru bylo rozhodnuto použít některý z hotových řešení.

### 2.3.1 AVL

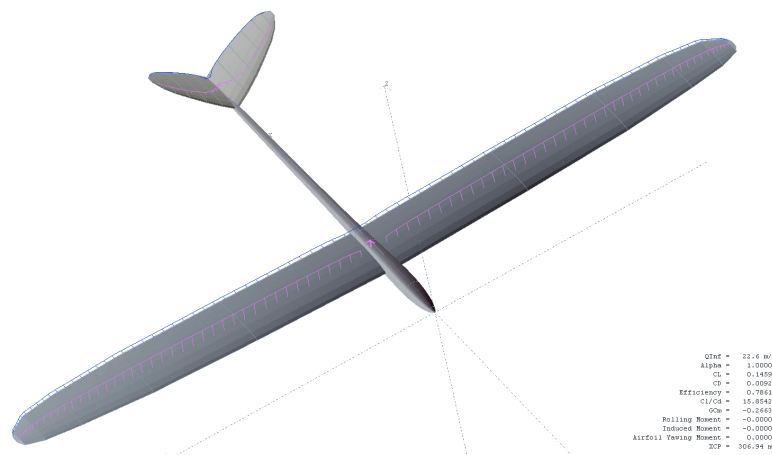
Jako první přišel v úvahu program amerického profesora Marka Drelly, který je možné získat na stránkách projektu [3]. Tento simulátor patří mezi nejstarší a je postaven na jádře psaném v jazyce Fortran 77. Je zde aplikována metoda VLM (Vortex lattice method). AVL nakonec nebylo použito pro projekt, neboť v jistých situacích nepodává přesvědčivé výsledky (zejména při nízkých Reynoldsových číslech, která jsou pro modely specifická).



Obrázek 2.3: Schematické znázornění modelu zadaného přes příkazovou řádku.

### 2.3.2 XFLR5, QFLR5

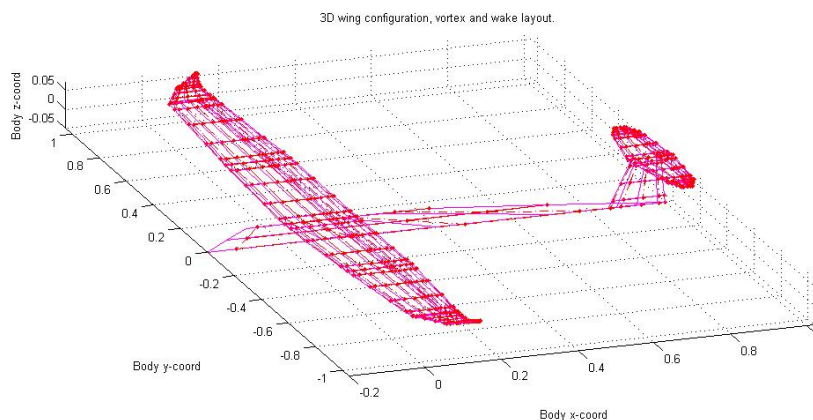
XFLR5 a jeho nástupce QFLR5 jsou programy francouzského autora Andrého Deperoise [2]. Tyto programy vycházejí z panelové metody použité pro simulaci 2D profilů v programu XFOIL, ta je ale upravena pro použití v 3D návrhu celého modelu. Program umí pracovat i s jinými simulačními metodami, tato je ale primární. QFLR5 má rovněž velmi povedený vizualizační výstup, propracované GUI a komunitu, která s autorem spolupracuje. Jedinou (a klíčovou) nevýhodou je skutečnost, že nepodporuje dávkové zpracování příkazů a úpravy zdrojového kódu by byly velmi náročné.



Obrázek 2.4: QFLR5 nabízí velmi propracovaný grafický výstup.

### 2.3.3 Tornado

Tento software [8], jenž byl nakonec použit pro účely projektu, pracuje stejně jako AVL metodou vortex lattice, ale v jistých okamžicích podává přesvědčivější výsledky. Tornado je vyvíjeno v prostředí Matlabu. Je možné dávkové zpracování, kdy se jednoduchým zadáváním číselných hodnot nastaví parametry konstrukce (počet křídel, jejich tvar) a simulační podmínky (rychlost, úhly náběhu). Výstupem je textový soubor se všemi vypočítanými výsledky. Rovněž je možné si svou konstrukci prohlédnout přes vestavěné matlabovské funkce.



Obrázek 2.5: Model diskretizovaný na jednotlivé panely v programu Tornado.



## Kapitola 3

# Návrh

Na počátku návrhu skutečného letounu i modelu se vychází vždy ze skutečných konstrukcí, které se již prosadily. Jako referenční konstrukce nám bude sloužit model Backfire F5F [6].



Obrázek 3.1: Backfire F5F.

Model má rozpětí 2,44 m, délku 1,23 m a celkovou plochu 36,2 dm<sup>2</sup>. Konstrukce je celouhliková skořepina vyrobená v negativní formě. Tloušťka uhlíkového potahu na křídlech je přibližně 0,25 mm, neboť jsou zde položeny dvě vrstvy tkaniny 93 g/m<sup>2</sup> důkladně prosycené epoxidovou pryskyřicí. Nosník je zhotoven z pásnic uhlíkového rovingu a jako stojina je použit box z herexu a uhlíku.

### 3.1 Rozbor hmotnosti modelu Backfire F5F

Z tabulky 3.1 můžeme vidět, že hmotnost prázdného modelu (samotných kompozitových dílů bez jakéhokoli vybavení) je rovna hodnotě 670 g. Tato hodnota bude různá u nově vytvářených konstrukcí a bude záviset vždy na délce trupu, celkové ploše křídél a vypočítaném nosníku.

Prvek	Hmotnost [g]
Trup prázdný	125
Ocasní plochy celkem	25
Prázdné křídlo	520
Vrtule s kuželem	40
Přijímač	60
Celek motoru s regulátorem otáček	375
Baterie přijímačová	55
Baterie pohonná	452
Řídicí serva 6ks	6×15

Tabulka 3.1: Rozbor hmotnosti modelu Backfire F5F.

Konstantní složka hmotnosti modelu je dotvářena vybavením a elektronikou, jež bývají mezi piloty většinou velmi podobné. Tato složka má hodnotu 1072 g.

## 3.2 Omezení úlohy

Již na počátku bylo nutné si vymezit oblasti návrhu, aby bylo možné práci dokončit v rozumném čase a také aby byl výsledek v oblasti, která bude alespoň minimálně vymezená. Předpokladem ke zjednodušení úlohy je dokonale tuhé těleso. Neřešíme tedy ohyby vlivem mechanického namáhání. Rovněž neřešíme optimalizaci profilu – to by byla samostatná úloha, výpočetně velmi náročná. Budeme vybírat z již existujících a osvědčených profilů. Na ocasních plochách bude vždy symetrický profil. Automatický návrh bude generovat exempláře pouze klasické konstrukce, kdy model obsahuje hlavní křídlo s nosným profilem, vodorovnou a svislou ocasní plochu (popř. motýlkovité ocasní plochy ve tvaru „V“). Trup je chápán pouze jako spojnice křídla a ocasních ploch, také ale nese motor s vrtulí.

Tato omezení by měla zabránit tvorbě kompletně nepredikovatelných konstrukcí, které se v reálném světě validují jen velmi obtížně. Také ušetří výpočetní čas, jenž bude možné využít k optimalizaci jen důležitých parametrů.

## 3.3 Optimalizační proces

Zjednodušený proces funkce programu je na následujícím obrázku 3.3. Program má velmi mnoho parametrů, které je možno editovat v konfiguračním souboru.

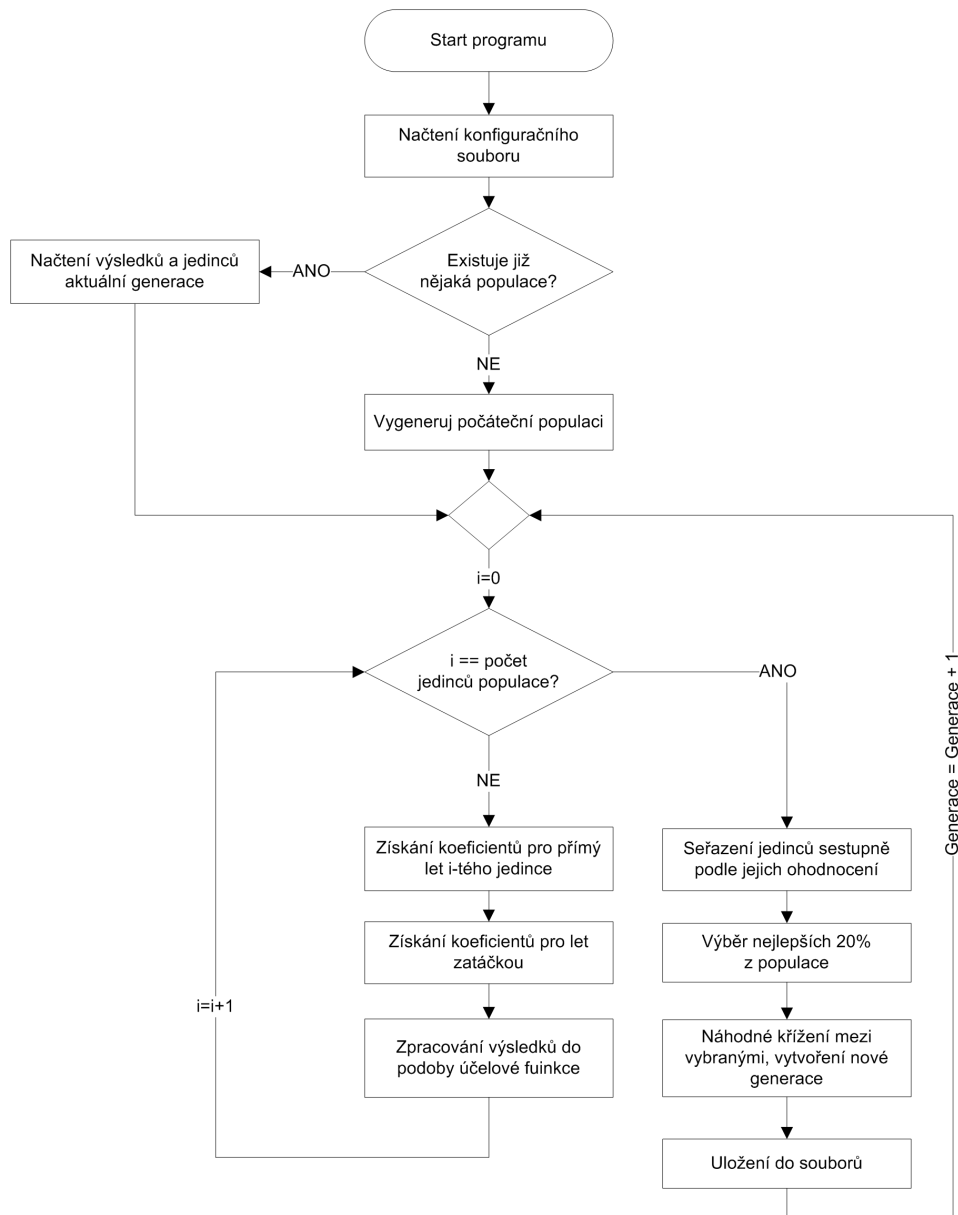
### 3.3.1 Účelová funkce

Účelová funkce je velmi důležitý parametr, který vede k úspěšné optimalizaci konstrukce. Tato funkce udává vhodnost daného jedince k danému účelu, přičemž v sobě může zahrnovat nejrůznější kritéria. Hledáme tedy její maximum za použití genetického algoritmu.

Při návrhu letadla nás budou zajímat parametry jako podélná stabilita, opadání, co nejvyšší klouzavost a poměr vztlaku k indukovanému odporu. Konkrétní podoba nákladové funkce je předmětem další diskuse.

V účelové funkci musí být zhodnoceny všechny dostupné kvality daného exempláře, aby jej bylo možné porovnat se zbytkem populace. Cílem je dosažení co největšího počtu nalétaných kol při omezené vstupní práci. Důležité je tedy zjistit, kolik energie potřebuje





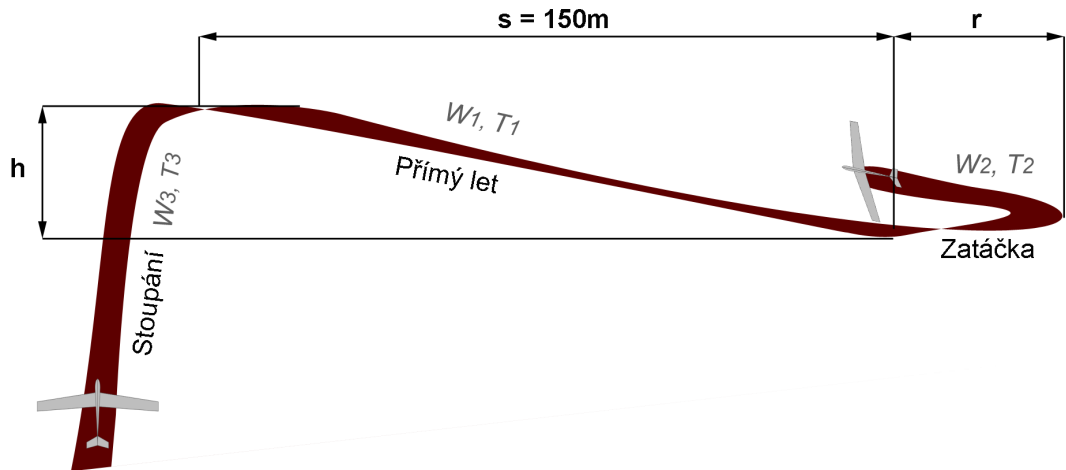
Obrázek 3.2: Průběh práce programu.

model pro absolvování jednoho kola. Při letu dochází k přeměnám mechanické energie mezi potenciální a kinetickou, ale také ke ztrátám ve tření.

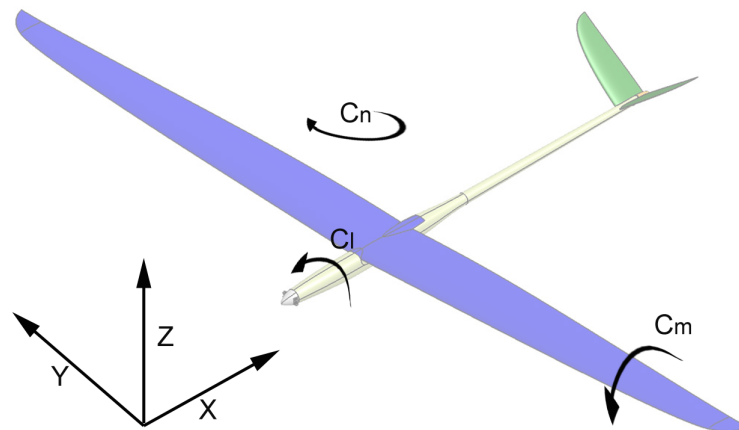
1. Při startu model vydá energii, aby byl uveden do letové rychlosti (teoreticky se předpokládá, že rychlost je dále po celou dobu letu konstantní).
2. Při motorovém stoupání do jakékoliv výšky dochází ke ztrátám při přeměně energie pohonné jednotky na potenciální a model též překonává odpor vzduchu.
3. Po dosažení dostatečné potenciální energie (určité výšky) motor vypíná a dosažená energie musí vystačit na zachování rychlosti pro čtyři průlety bázemi – přímý let následovaný zatáčkami o 180°.

Počet průletů je tedy možné spočítat z energie potřebné na jeden průlet, rychlosti letu a poloměru zatáčky. Dále je nutné jistou penalizační funkcí (která se může s časem měnit, viz [10]) zajistit dodržování konstrukčních a letových omezení. Podle pravidel nesmí být např. plocha modelu v horizontální rovině menší než  $36\text{dm}^2$ . Také je důležité vypočítat a zohlednit statickou stabilitu modelu.

I hmotnost modelu ovlivní jeho celkové výkony a je nutné ji vypočítat. Je to suma hmotností použitých komponent, tedy elektroinstalace (konstantní), trupu, uhlíkového potahu nosných a ocasních ploch a samotných nosníků.



Obrázek 3.3: Znázornění důležitých etap letu.



Obrázek 3.4: Souřadnicová soustava modelu.

### 3.3.2 Přímý let

V úloze Rychlost můžeme nalézt několik poloh, v nichž se model vyskytuje (obrázek 3.3), přičemž přímý let je jedna z nich. Pokud bychom jej chtěli definovat, tak je to stav, kdy se letoun pohybuje určitou rychlostí a vztlaková síla generovaná nosnými plochami je shodná

s tíhovou silou. Součet veškerých momentů, které působí na konstrukci, je nulový (tzn. momenty klonění, klopení a zatáčení jsou mizivé). V tomto stavu má model vypnutý motor, nemůže tedy udržovat konstantní výšku. Zákonnitě pak klesá, přičemž úhel klesání závisí pouze na aerodynamické čistotě modelu.

$$\tan(\varphi) = \frac{C_x}{C_y} \quad (3.1)$$

Rovnice 3.1 popisuje výpočet tohoto úhlu. Proměnná  $C_y$  znamená koeficient vztlaku a  $C_x$  je koeficient odporu letadla. Podrobnější informace jsou dostupné například v [1].

Algoritmus pro zjištění parametrů přímého letu je založen na Newtonově iterační numerické metodě. Předpokládáme, že z parametrů simulace se mění pouze úhel náběhu  $\alpha$ , ostatní jsou konstantní (rychlost letu, úhel vybočení  $\beta$  a úhlové rychlosti klonění a klopení – viz kapitola 4.1.1.). Pro Newtonovu metodu je potřeba znát vždy směrnici přímky v daném bodě. V tomto případě nás zajímá závislost koeficientu klopného momentu  $C_m$  na úhlu náběhu  $\alpha$ , přičemž hledáme jeho nulovou hodnotu. Pro získání počáteční derivace jsou zvoleny hodnoty  $C_m$  při  $\alpha_0 = 0^\circ$  a  $\alpha_1 = 1^\circ$ .

$$\delta C_{m_\alpha} = \frac{\alpha_i - \alpha_{i-1}}{C_{m_i} - C_{m_{i-1}}} \quad (3.2)$$

$$\alpha_{i+1} = \alpha_{i-1} - C_{m_{i-1}} \frac{\alpha_i - \alpha_{i-1}}{C_{m_i} - C_{m_{i-1}}} \quad (3.3)$$

Derivace  $\delta C_{m_\alpha}$  je pro podélně stabilní letadlo v rámci přípustných letových režimů vždy záporná. To znamená, že pokud zvětšíme úhel náběhu nad rovnovážný úhel, klopný moment bude záporný a bude se snažit letoun vrátit do rovnovážné polohy. Toto je základ podélné statické stability.

V některých případech ale není možné rovnovážnou polohu vypočítat. Stává se tak převážně při nedodržení základních zásad při návrhu letadla nebo špatným umístěním těžiště. To by mělo být umístěno v ideálním případě těsně před aerodynamickým středem letadla. Pokud je umístěno až za tímto bodem, stává se model nestabilním. Naopak jestliže je těžiště velmi daleko před aerodynamickým středem, je nutné instalovat velké ocasní plochy, aby zvládaly překonávat klopný moment generovaný křídlem. Se zvětšením ocasních ploch se také zvětší celkový odpor modelu, což je však efekt nechtěný.

### 3.3.3 Let v zatáčce

Obraty o  $180^\circ$  jsou v úloze Rychlost stejně důležité jako přímý let. V této úloze musí být zatáčky velmi ostré a nebývá při nich ani použito výchylky směrového kormidla. Jedná se v podstatě o půlpřemet v horizontální rovině, při němž model dosahuje maximálních úhlů náběhu, které jsou ještě v rámci bezpečné zóny. Maximální úhel náběhu křídla vždy závisí na použitém profilu. Pro každý profil jsou specifické maximální koeficienty vztlaku  $C_{y_{max}}$ , které jsou závislé vždy na úhlu náběhu a aktuálnímu  $Re$  číslu. Jelikož důkladná analýza profilů není předmětem této práce, byla vygenerována tabulka, jež zachycuje maximální možné koeficienty vztlaku vybraných profilů při různých  $Re$  číslech.

Jestliže známe maximální koeficienty vztlaku použitých profilů, je možné nalézt i největší, tzv. kritický úhel náběhu. Po jeho dosažení totiž dochází k rapidnímu poklesu vztlaku a někdy i k nevyzpytatelnému chování (například přechod do vývrtky).

$Re$	100.000	200.000	300.000	400.000	500.000	600.000
$C_{y_{max}}$	0,925	0,945	0,96	0,96	0,98	1,02

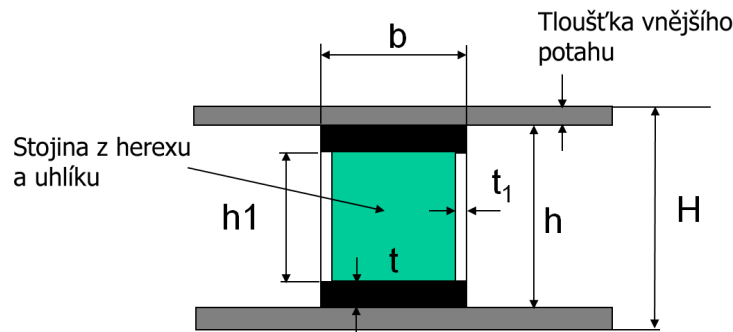
Tabulka 3.2: Příklad maximálních koeficientů  $C_{y_{max}}$  u profilu HD 46. Generováno programem QFLR5 [2].

Algoritmus pro nalezení kritického úhlu náběhu je obdobný jako u přímého letu, ale nyní hledáme bod, kdy  $C_{y_{max}} - C_y = 0$  (momenty nás v tuto chvíli nezajímají). Po nalezení takového bodu je výsledný úhel vynásoben bezpečnostní konstantou 0,8 [10]. Pro tento již bezpečný úhel je dále vyhledána výchylka výškového kormidla, která dokáže vzniklý klopný moment kompenzovat. Oba dva výpočty jsou založené, jak již bylo zmíněno, na Newtonově iterační metodě.

Pro dosažení řešení se zadanou přesností (výsledné úhly náběhu nebo výchylky kormidla se neliší např. o více než 0,01 stupňů) obvykle postačují tři iterace. Často se ale stává, že není nalezeno žádné řešení. Je tedy nutné povolený počet iterací omezit na rozumné číslo a po jeho překročení ohlásit chybu.

### 3.3.4 Nosník

Výpočet nosníku je nedělitelnou součástí návrhu letadla. Vždy je při jeho řešení nutné brát v potaz konstrukční technologii a použité materiály. U současných celokompozitových modelů je nosník postaven jako D-box z uhlíkového kompozitu, kdy mezi horní a spodní pásnicí je umístěna sendvičová stojina ze dvou vrstev uhlíku, mezi nimiž je herexová výplň. Bližší náhled podá obrázek 3.5.



Obrázek 3.5: Průřez nosníkem.

Známe ohybové momenty podél rozpětí křídla, neboť je CFD program dokáže vypočítat z rozložení vztahové síly. Známe i použitý profil a tedy i jeho tloušťku a hloubku. Nyní můžeme vypočítat parametry i hmotnost nosníku. Pro zjednodušení neřešíme torzní ani smykové namáhání, protože ta nejsou tak významná jako ohybové. Torznímu zkroucení navíc brání konstrukce v podobě duté pevné skříně vytvořené z uhlíkového vnějšího povrchu.

Obdobný výpočet nosníku byl proveden v [6], zde je jen mírně upraven. Známe totiž proměnné  $t$  a  $t_1$ , které jsou konstantně nastaveny na 1 mm. Dále známe maximální tloušťku profilu a chceme vypočítat délku  $b$ .

$$b = \frac{12J}{h^3 - h_1^3} \quad (3.4)$$

Rovnice 3.4 řeší celkovou hloubku nosníku, která je závislá na kvadratickém momentu nosníku  $J$  a konstantách  $h$ ,  $h_1$ , jež jsou odvozeny z parametrů profilu. Abychom získali kvadratický moment  $J$ , použijeme postup z rovnic 3.5, 3.6, 3.7.

$$J = \frac{W_0 h}{2} \quad (3.5)$$

$$W_0 = \frac{M_0}{\sigma_0} \quad (3.6)$$

$$J = \frac{M_0 h}{2\sigma_0} \quad (3.7)$$

Konstanta  $\sigma_0$  zde představuje napětí v ohybu. Její hodnota pro uhlík činí 800 MPa. Moment ohybu v daném místě je představován proměnnou  $M_0$ , z níž se dále vypočítá modul  $W_0$ .

Nyní známe fyzické rozměry nosníku v daném řezu křídla. Jelikož se momenty podél rozpětí mění, nosník se musí těmto změnám přizpůsobovat. Toho lze nejjednodušeji dosáhnout, pokud budeme počítat nosník vždy na začátku a na konci každého geometrického panelu. Tornado má totiž jako základní prvek geometrie soustavu lichoběžníkovitých panelů, které na sebe navazují a u nichž lze nastavit např. vzepětí nebo šípovitost. Výsledná hmotnost nosníku potom vychází jako součet dílčích hmotností pro jednotlivé panely.

$$m_1 = \sum_{i=1}^n \left( (c_{i_{root}} + c_{i_{tip}}) l_i t \rho + \frac{(h l_{i_{root}} + h l_{i_{tip}}) l_i t \rho}{\cos(\varepsilon_i)} \right) \quad (3.8)$$

V rovnici 3.8 se sčítají hmotnosti horních, spodních a bočních uhlíkových pásnic. Proměnné zde uvedené představují:

$c_{i_{root}}$ ,  $c_{i_{tip}}$  – hloubka profilu v počátečním a koncovém místě panelu.

$h l_{i_{root}}$ ,  $h l_{i_{tip}}$  – výška uhlíkové stojiny na počátku a konci panelu.

$l_i$  – rozpětí (nebo také délka) daného panelu.

$t$  – tloušťka uhlíkových pásnic, standardně 1 mm.

$\rho$  – hustota uhlíkového kompozitu, typicky 1800 kg/m<sup>3</sup>.

$\varepsilon_i$  – úhel šípovitosti daného panelu.

### 3.3.5 Celková hmotnost

Celková hmotnost modelu je součet několika dílčích součástí modelu. První součást již byla zmíněna a vypočtena - hmotnost nosníku  $m_1$ . Dále je potřeba brát v úvahu hmotnost vybavení s elektronikou, hmotnost trupu i kompletního uhlíkového potahu křídla.

Hmotnost vybavení  $m_0$  je možné označit jako konstantní dílčí složku, neboť výbava je mezi piloty většinou velmi podobná a váží mezi 0,9 až 1,1 kg.

Trup slouží jako spojnice ocasních ploch s hlavním křídlem a současný držák motoru. Je postaven ve tvaru dlouhé úzké trubky z oválného uhlíkového kompozitu. Jeho hmotnost můžeme spočítat lineárně podle délky:  $m_2 = l_f c_f$ , kde  $l_f$  je délka trupu a  $c_f$  představuje

koeficient hmotnosti trupu při délce 1 m. Trup bývá pevnostně velice předimenzován a namáhání při pohybu ve vzduchu je pro něj jen okrajové.

Poslední součást celkové hmotnosti je u předkládaných modelářských konstrukcí tvořena uhlíkovým povrchem křídel. Tento povrch zahrnuje horní a spodní stranu profilu nosných i ocasních ploch. Tloušťka potahu  $t_2$  je z praxe nastavena na 0,25 mm. Nejprve ze zadaného profilu vypočítáme koeficienty  $C_{up}$  a  $C_{bottom}$ , které představují poměr mezi délkou křivky vnějšího povrchu a střední tětivou profilu. Tyto koeficienty pak vynásobíme hloubkou profilu v aktuálním místě a vypočítáme obsah příslušného panelu. Jelikož je křídlo složeno z lichoběžníkovitých panelů, můžeme použít následující rovnice plošné hmotnosti křídla:

$$m_3 = \sum_{i=1}^n \left( (C_{up} + C_{bottom})(c_{i_{root}} + c_{i_{tip}}) \frac{l_i}{2} \rho t_2 \right) \quad (3.9)$$

Celková hmotnost je nakonec součet hodnot všech komponent.

$$m = m_0 + m_1 + m_2 + m_3 \quad (3.10)$$

### 3.3.6 Stabilita

Jelikož modely v kategorii F5F dosahují velkých výšek na hranici viditelnosti a nejsou ovládané žádnými automatickými systémy, stabilita je nutnou podmínkou. V této práci jsme se omezili na statickou stabilitu [1], která popisuje chování modelu v jednom časovém okamžiku. Neřešíme dynamickou stabilitu, protože ta by zahrnovala další desítky simulací navíc, aby mohla zobrazit chování objektu v závislosti na čase. Další výpočty by se staly téměř nereálné.

Pokud je model staticky stabilní, pak má vždy při vychýlení z rovnovážné polohy tendenci se do ní vracet. To např. znamená, že když zvětšíme úhel vybočení, model má tendenci generovat záporný moment zatačení a tak se snaží vrátit do původní pozice. Jako klíčové podmínky pro stabilitu byly označeny derivace závislosti momentu klopení na úhlu náběhu a derivace závislosti momentu zatačení na úhlu vybočení, pro něž musí platit:  $\delta C_{m\alpha} < 0$  a  $\delta C_{n\beta} < 0$ . Stabilita v klonění se určuje obtížněji, nicméně dostačující podmínkou pro její dosažení bude, když se výsledná střední aerodynamická tětiva hlavního křídla bude nacházet nad těžištěm modelu.

### 3.3.7 Výsledná hodnota účelové funkce

V úloze Rychlost chceme, aby model zaletěl co největší počet průletů. Tento požadavek musí být reflektován účelovou funkcí, a proto neexistuje nic přímočařejšího, než za účelovou funkci zvolit počet uskutečněných průletů. Musíme však mít na zřeteli dva aspekty (viz pravidla kategorie):

- Čas. Pilot má na úlohu omezený čas 200 sekund. Model se pohybuje určitou rychlostí a větší rychlost znamená více průletů.
- Energie. Celková spotřebovaná energie ze zdroje je limitována hodnotou 1300W.min. Při jejím překročení je motor elektronickým omezovačem odstaven a již nelze zapnout. Zde naopak platí, že čím vyšší má model rychlost, tím větší ztráty jsou vlivem třecích sil.

Pro model je nutné nalézt optimum mezi časovým a energetickým aspektem tak, aby se teoretické počty průletů u obou funkcí rovnaly. Toto je ale až úkol procesu evoluce.

Nejprve zjistíme, kolik z celkové energie  $E_0$  můžeme využít během letu po zohlednění účinnosti motorové jednotky  $\eta$  a odečtení prvotní energie nutné pro uvedení modelu do stálé rychlosti.

$$E_l = E_0\eta - \frac{1}{2}mv^2 \quad (3.11)$$

Pak vypočítáme, kolik práce a času spotřebuje model v přímém letu během jednoho průletu. Dráha  $s$  je známá délka 150 m.  $L$  a  $D$  jsou po řadě vztlková a odporová síla.

$$W_l = (D_{trimmed} + D_0)s \quad (3.12)$$

$$T_l = \frac{s}{v} \quad (3.13)$$

Nyní přistoupíme k režimu zatáčení. Zde navíc potřebujeme znát poloměr otáčky  $r$  a dostředivou sílu  $F_r$ .

$$F_r = \sqrt{L^2 - (mg)^2} \quad (3.14)$$

$$W_2 = \frac{(D_{stall} + D_0)mv^2\pi}{F_r} \quad (3.15)$$

$$T_2 = \frac{mv\pi}{F_r} \quad (3.16)$$

V poslední sekci, stoupání, vypočítáme výšku výstupu pro jeden průlet a zbylé hodnoty.

$$h = \frac{W_1 + W_2}{mg} \quad (3.17)$$

$$W_3 = h(D_{trimmed} + D_0) \quad (3.18)$$

$$T_3 = \frac{h}{v} \quad (3.19)$$

Dílčí časy a energie se posčítají, čímž dostaneme teoretickou spotřebovanou energii a čas pro jeden průlet.

$$W_{leg} = W_1 + W_2 + W_3 \quad (3.20)$$

$$T_{leg} = T_1 + T_2 + T_3 \quad (3.21)$$

Výsledek účelové funkce vybere nakonec ze dvou procedur tu menší hodnotu (která však není konečná a bude se nadále upravovat např. penalizací).  $T$  zde představuje celkový čas úlohy, stanovený na 200 s.

$$OUTPUT = MIN\left(\frac{E_1}{W_{leg}}, \frac{T}{T_{leg}}\right) \quad (3.22)$$

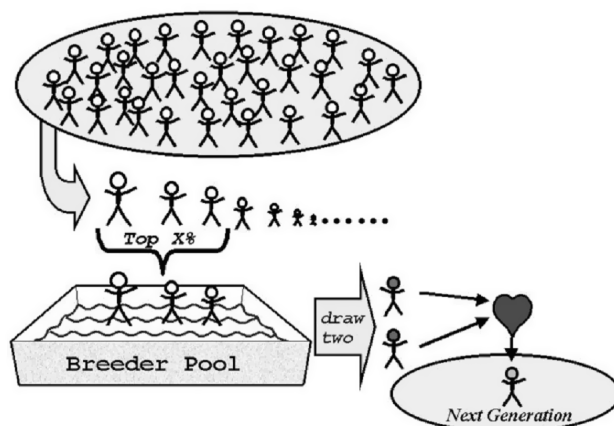
### 3.4 Použitý genetický algoritmus

Jako nástroj pro optimalizaci konstrukce byl zvolen algoritmus na bázi evoluce. Tyto typy stochastických algoritmů umožňují efektivně vyhledávat optimální řešení pro vstupy složené z mnoha proměnných.

V [10] autor porovnává různé podoby evolučních algoritmů a zjišťuje, že nejlepší řešení v relativně nejkratším čase poskytne mechanismus **Breeder Pool Algorithm** nebo jeho varianta **Killer Queen**.

Pro Breeder Pool Algorithm je typické seřazení všech exemplářů v generaci – to znamená, že se u každého určí hodnota účelové funkce. Z celé populace se pak vybere určitá část těch nejlepších, kteří budou mít to privilegium k rozmnožování a vytváření další generace. Tato část je velká zhruba 15-25% celkové populace a jedinci vybraní jako „chovní“ spolu již dále nesoupeří a množí se náhodně mezi sebou.

Pokud máme například populaci čítající 500 jedinců, pak z ní vybereme 100 nejlepších jedinců (20%) a označíme je jako „chovné“. Z nich pak vždy vybereme náhodně dva kusy, které se mezi sebou zkříží a dají tak vzniknout jedinci nové generace. Tato náhodná selekce se opakuje tak dlouho, dokud není sestavena znovu kompletní populace s pěti sty exempláři.



Obrázek 3.6: Ilustrace breeder pool selection. Převzato z [10]

Zvláštním případem Breeder Pool algoritmu je tzv. Killer Queen Algorithm, u něhož je z aktuální generace vybrán pouze jeden nejlepší jedinec, který se může reprodukovat. Jeho genetický kód se následně klonuje do další generace. Zde je vidět analogie ze světa biologie, kdy např. z celého úlu se může reprodukovat pouze královna. U tohoto mechanismu hraje důležitou roli převážně mutace, neboť ta jediná přináší novou genetickou informaci do populace.

V této práci je použit algoritmus Breeder Pool, u něhož je ale možné nastavit chování podobné algoritmu Killer Queen. Metoda křížení, která je zde aplikována, se nazývá uniformní křížení. Tato metoda má celou řadu výhod oproti např. jednobodové nebo dvoubodové variantě [10]. U uniformního křížení se postupuje vždy po nejmenších jednotkách informace, kdy se k sobě přiřadí vždy dva ekvivalentní rodičovské bity, od každého rodiče jeden. Jestliže jsou oba bity shodné, výsledný bit potomka je roven rodičovskému. V opačném případě rozhodne náhoda a potomkovi se zapíše jedna ze dvou hodnot, binární „1“ nebo „0“.

Důležitým prvkem evolučního návrhu je mutace. Tento jev je výhodný proti předčasnému nalezení lokálního optima a přináší novou informaci do genetického kódu populace. Rozhodování o provedení mutace je rovněž aplikováno na každý bit v chromozomu jedince. Pokud bude rozhodnuto, že k mutaci na daném bitu dojde (např. příslušným rozdělením pravděpodobnosti), pak je tento bit jednoduše invertován.

V této práci je rovněž implementována funkce elitismu, kdy je několik nejlepších jedinců



vybráno a beze změny přeneseno do následující generace. Tito vybraní jedinci neprocházejí žádnými mutacemi. Tímto je zaručeno, že následující generace bude alespoň tak dobrá jako ta současná. Degenerace je vyloučena.

### 3.4.1 Penalizační funkce

Jestliže je některý návrh označen hodnoticí funkcí za „dobrý“, ale nesplňuje některá kritéria, která jsou zadána např. v pravidlech, pak je nutné tuto funkci přehodnotit. Jiným řešením je použití penalizační funkce, která může určitým způsobem snížit ohodnocení konkrétního exempláře. Penalizaci je nejjednodušší provést tak, že prostě vynásobíme hodnotu jedince číslem v rozmezí  $(0, 1)$  za každé pravidlo, které je porušeno. Tento koeficient se v každé generaci může rovněž lišit. Zpočátku může být roven např. číslu 0,98 a na zvolená omezení nebude příliš brán zřetel. Tím pádem je možné v populaci zachovat co nejrozmanitější genetický kód, neboť jedinci porušující některá omezení nejsou rovnou „zabiti“. V dalších generacích se penalizace zpřísňuje a povoluje už jen použitelná řešení.

Nejdůležitějšími omezeními, která je nutno ve finální konstrukci dodržet, jsou následující:

- Vztlak nesmí být menší než hmotnost modelu.
- Maximální plošné zatížení je povoleno dle pravidel do  $75 \text{ g/dm}^2$ .
- Minimální plocha ve vodorovné rovině musí být alespoň  $36 \text{ dm}^2$ . Toto je součet promítnuté plochy křídla a ocasních ploch do horizontální roviny.
- Minimální letová hmotnost je alespoň 1,5 kg.
- Musí být dodržena statická stabilita.
- Výškové kormidlo musí být schopno svou výchylkou kompenzovat klopný moment způsobený vysokým úhlem náběhu při otočce.
- Hloubka nosníku nesmí být větší než  $1/5$  hloubky profilu - taková je oblast s dostatečnou tloušťkou u zvolených profilů.
- Střední aerodynamická tětíva křídla se musí nacházet nad těžištěm, aby bylo možné zaručit stabilitu v ose klonění.

$$FINAL = OUTPUT \cdot \left( P_0 \cdot P^{Generation\_Number} \right)^{Failure\_Count} \quad (3.23)$$

Rovnice 3.23 představuje použitou penalizační funkci. Konstanty  $P_0$  a  $P$  představují parametry geometrické řady.  $P_0$  udává hodnotu penalizace prvního prvku v řadě (typicky 0,99);  $P$  představuje koeficient degradace v průběhu zvětšujícího se čísla generace.

## Kapitola 4

# Impementace

Kód programu byl vytvořen v jazyce C++ s použitím standardní knihovny. Jelikož je ale CFD aplikace Tornado psána v Matlabu, bylo nutné vyřešit problém předávání parametrů a spouštění simulačních funkcí. Naštěstí existuje několik způsobů, jak spouštět kód psaný v Matlabu externími programy [13], z nichž byla použita knihovna **Matlab Engine**. Výsledkem práce byla tedy konzolová aplikace, která veškerá svá data načítá z konfiguračních souborů a zpátky do nich ukládá.

### 4.1 Popis rozhraní programu Tornado

Tornado je open-source projekt vyvíjený Tomasem Melinem pod záštitou několika švédských univerzit. Tento program dokáže ze zadaného popisu konstrukce a ze stavových podmínek vypočítat aerodynamické síly, jakými jsou například vztlaková síla, indukovaný odpor nebo stabilitní momenty.

Největší výhodou Tornado je skutečnost, že je volně ke stažení a k jeho používání není potřeba zvláštních znalostí. Tornado má však i svá omezení. Například nedokáže pracovat s kompletními profily, ale jen s jejich středním prohnutím. Výsledek tedy není tak přesný. Ani trup není možné přímo simulovat, lze však využít vestavěné funkce, které dokážou predikovat jeho odpor. Tyto funkce vycházejí ze zadané délky trupu a jeho průměru, ale nepočítají se změnou odporu trupu vlivem měnících se úhlů náběhu.

Výpočetní přesnost Tornado závisí na počtu panelů, na něž jsou křídla rozdělena (diskretizace spojitého oblaku, která je nutná pro práci VLM metody). Problém je ale ten, že čím více panelů zvolíme, tím bude výpočet náročnější. Je proto nutné zvolit vhodný kompromis mezi rychlostí simulace a její přesností.

#### 4.1.1 Vstupní proměnné

Aplikace Tornado potřebuje pro svou funkci tři hlavní struktury state, geo a body, což jsou proměnné definované v Matlabu. Tyto struktury obsahují veškeré údaje potřebné pro výpočty a jejich detailní popis je možno nalézt v [8].

Proměnná **state** definuje stavové podmínky simulace letu. Dostupné údaje, které je možno nastavovat, znázorňuje tabulka 4.1.

Z těchto parametrů nás pro výpočty zajímají pouze rychlost, úhel náběhu a úhel vybočení. Ostatní byly ponechány jako konstantní, létá se většinou ve výšce 200-500 m n. m., kde bývá hustota vzduchu typicky  $1,225 \text{ kg/m}^3$ .

AS	Reálná rychlost letu v jednotkách m/s
$\alpha$	Úhel náběhu v radiánech
$\beta$	Úhel vybočení v radiánech
P	Úhlová rychlost klonění v jednotkách rad/s
Q	Úhlová rychlost klopení v jednotkách rad/s
R	Úhlová rychlost zatáčení v jednotkách rad/s
$\rho$	Hustota vzduchu, kg/m <sup>3</sup>
ALT	Výška v metrech nad mořskou hladinou.

Tabulka 4.1: Vstupní proměnná popisující letové podmínky.

Proměnná **geo** (viz tabulka 4.2) popisuje geometrický tvar letadla. Jestliže je každé křídlo podél rozpětí rozděleno na maximálně  $m$  panelů a model má  $n$  křídel, pak je možné tuto proměnnou zapsat jako soustavu matic.

Posledním vstupním údajem, jenž je však už jen doplňkovým, je proměnná **body** (zobrazeno v tabulce 4.3). V ní je definován např. trup nebo i motorové gondoly. V této práci je použit jen údaj pro definici trupu, ten totiž slouží jako spojnice křídla s ocasními plochami. Jiné útvary než trup nejsou použity.

#### 4.1.2 Výstupní proměnné

Tornado ve svém výstupu nabízí velké množství dat. Z nich potřebujeme vybrat pouze ty nejdůležitější hodnoty, se kterými dále program pracuje (tabulka 4.4). Detailní popis výstupu (proměnná **results**) je na stránkách projektu [8], zde jsou uvedeny jen některé údaje.

Proměnná **results** je vytvářena postupným voláním funkcí `fLattice_setup2(3)`, `solver9(5)` a `coeff_create3(5)`. Následně je vypočtena predikce odporu povrchu křídel metodou `zeroliftdragpred(4)` a nakonec je zjištěn aerodynamický odpor trupu zavoláním `zldpblunt(4)`.

## 4.2 Kódování do chromozomu

Každý jedinec má sérii vlastností, které by měly být uloženy ve vhodném formátu tak, aby bylo možné úspěšně provádět operace spojené s evolucí (křížení a mutace).

Všechny hodnoty jsou zakódované do podoby osmibitových genů. Osm bitů poskytuje dostatečnou přesnost i prevenci proti nepatrným změnám v geometrii modelu, které nejsou postřehnutelné. Každá vlastnost má své konstrukční minimum i maximum. Mezi těmito limity je pak dostupných 256 hodnot. Vlastnosti modelu je možné rozdělit do několika kategorií, které jsou dále popsány.

Reálná rychlost pohybu, pozice těžiště a typ ocasních ploch (klasické nebo motýlkovité) jsou vlastnosti příslušející celému modelu. Pozice těžiště je nastavována pouze v ose X (podélná osa modelu) a může se pohybovat v rozmezí  $\pm 10\%$  střední hloubky křídla od jeho aerodynamického středu.

Další geny chromozomu popisují jednotlivé nosné a ocasní plochy. Jedná se o hloubku kořene křídla, profil na křídle a zkroucení kořene křídla. Počátek hlavního křídla je vždy v souřadnicové soustavě na pozici  $[0,0,0]$ , umístění výškového a směrového kormidla je variabilní a je zakódováno do podoby genu.

<code>nwing</code>	(1x1)	Počet křídel návrhu.
<code>nelem</code>	(1xn)	Počet panelů na každém křídle.
<code>ref_point</code>	(1x3)	Pozice referenčního bodu, od kterého jsou odvozeny momenty síly.
<code>symetric</code>	(1xn)	Označuje, zda je křídlo symetrické v ose xz.
<code>startx</code>	(1xn)	Pozice počátku každého křídla v ose x v geometrické soustavě konstrukce.
<code>starty</code>	(1xn)	Pozice počátku každého křídla v ose y.
<code>startz</code>	(1xn)	Pozice počátku každého křídla v ose z.
<code>c</code>	(1xn)	Hloubky profilů v kořenech křídel.
<code>foil</code>	(mxnx2)	Matice názvů profilů pro panely všech křídel. Obsahuje vnitřní i vnější profily.
<code>nx</code>	(mxn)	Počet částí, na které je křídlo rozděleno podél jeho hloubky.
<code>TW</code>	(mxnx2)	Matice zkroucení panelů (vnitřní/vnější strana).
<code>dihed</code>	(mxn)	Matice vzepětí každého panelu.
<code>ny</code>	(mxn)	Počet částí, na které je každý panel rozdělen podél jeho rozpětí.
<code>b</code>	(mxn)	Matice rozpětí pro každý panel.
<code>T</code>	(mxn)	Matice popisující zúžení každého panelu od kořene k jeho konci.
<code>SW</code>	(mxn)	Matice úhlů šípovitosti každého panelu v radiánech.
<code>meshtype</code>	(mxn)	typ použité mřížky, která je následně aplikována na panely. Je doporučeno používat sinusové rozdělení podél hloubky profilu a kosinusové rozdělení podél rozpětí panelu.
<code>flapped</code>	(mxn)	Binární hodnoty označující, jestli je daný panel opatřen klapkou.
<code>fc</code>	(mxn)	Procentuální velikosti klapky vzhledem ke hloubce profilu.
<code>fnx</code>	(mxn)	Počet částí, na něž bude aplikována mřížka v místě klapky.
<code>fsym</code>	(mxn)	Binární hodnoty udávající, zda se příslušné klapky vychylují symetricky.
<code>flap_vector</code>	(mxn)	Míra vychýlení klapek v radiánech.
<code>cg</code>	(1x3)	Centrum těžiště modelu.

Tabulka 4.2: Struktura proměnné popisující geometrii modelu.

<code>length</code>	[L]	Délka trupu v metrech.
<code>aftfuse</code>	[ <0, 1 > ]	Zadní část trupu, která je zúžená ve tvaru kužele.
<code>diam</code>	[d]	Vnější průměr trupu.
<code>inter</code>	[1]	Interferenční faktor trupu. Standardně nastaveno na hodnotu 1.
<code>start</code>	[x y z]	Pozice počátku trupu.

Tabulka 4.3: Popis proměnné **body**.

Posledním typem vlastností modelu jsou parametry jednotlivých panelů každého křídla. Počet panelů je možné nastavit v konfiguračním souboru `a`, zjednodušeně řečeno, čím více panelů křídlo obsahuje, tím jemnějšího návrhu je možno dosáhnout. Počet panelů je ale u všech jedinců z populace stejný, takže není nutné upravovat evoluční algoritmus, aby pracoval s chromozomy proměnlivé délky. Vlastnostmi každého panelu, jež jsou zakódovány

<code>dwcond</code>	Věrohodnost vypočteného řešení. Čím menší hodnota, tím spolehlivější výsledek.
<code>Re</code>	Aktuální hodnota Reynoldsova čísla.
<code>MOMENTS (3x1)</code>	Celkové momenty působící na letadlo (klonění, klopení a zatáčení).
<code>L</code>	Celková vztlaková síla generovaná nosnými plochami.
<code>D</code>	Celkový indukovaný odpor letadla.
<code>C</code>	Boční síla.
<code>CL, CD, CC</code>	Koeficienty vztlakové, odporové a boční síly (bezrozměrné jednotky).
<code>CD0</code>	Predikce odporu modelu při nulovém vztlaku.
<code>Cl</code>	Koeficient momentu klonění.
<code>Cm</code>	Koeficient klopení v podélné ose letadla.
<code>Cn</code>	Koeficient momentu zatáčení.
<code>ystation</code>	Pole bodů podél rozpětí křídla, v nichž jsou vypočítávány momenty namáhání.
<code>CL_local</code>	Průběh lokálních koeficientů vztlaku podél rozpětí křídla.
<code>bendingMoment</code>	Průběh ohybových momentů podél rozpětí křídla.

Tabulka 4.4: Významné výstupní proměnné programu Tornado.

do podoby dědičné informace, jsou následující: Vzepětí panelu, jeho rozpětí, zúžení (podíl koncové a počáteční hloubky panelu), úhel šípu. Minimální délka chromozomu je 224 bitů (závisí na počtu panelů křídel) a jako ideální velikost populace se podle [10] jeví počet 500 jedinců. Pravděpodobnost mutace v jednom bitu by se měla v tomto případě pohybovat u hodnoty 0,1 %. Mechanismus křížení pro libovolný celočíselný typ je popsán pomocí binárních operátorů v rovnici 4.1.

$$C = ((A \oplus B) \wedge RAND()) \vee (A \wedge B) \quad (4.1)$$

### 4.3 Modul pro práci se sítí

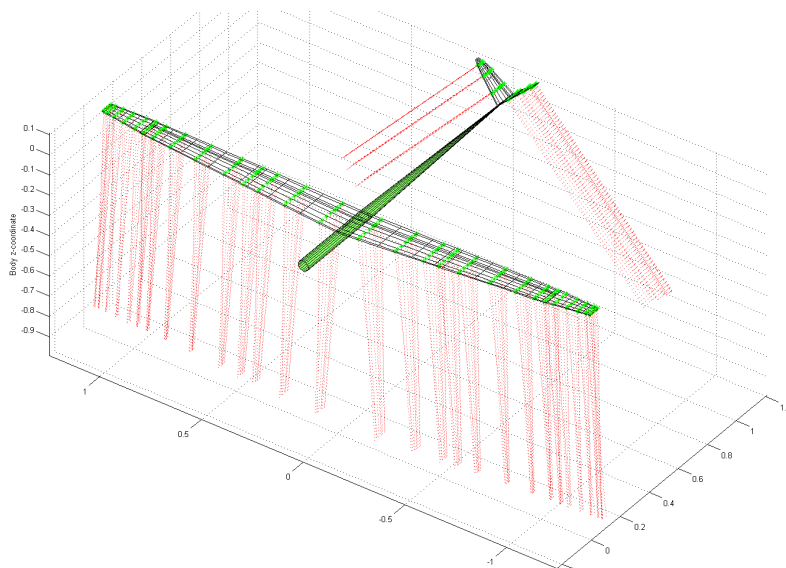
Do projektu bylo nutné tento modul doprogramovat, neboť samotnému jednomu počítači by trvaly výpočty neúměrně dlouho. Toto je určitý způsob, jak využít paralelizace s využitím výkonu několika (i desítek) počítačů.

V podstatě zde existuje jeden centrální proces, na kterém běží řízení evoluce. Tento proces potom volá vzdálené počítače na síti, kde běží jiný proces jako server. Zmíněný vzdálený proces pak obdrží popis modelu ve formátu textového řetězce, spustí výpočet hodnotící funkce a její výsledek nakonec vrátí. Centrální proces výsledek zařadí a pokračuje odesláním požadavku na ohodnocení dalšího modelu ve frontě.

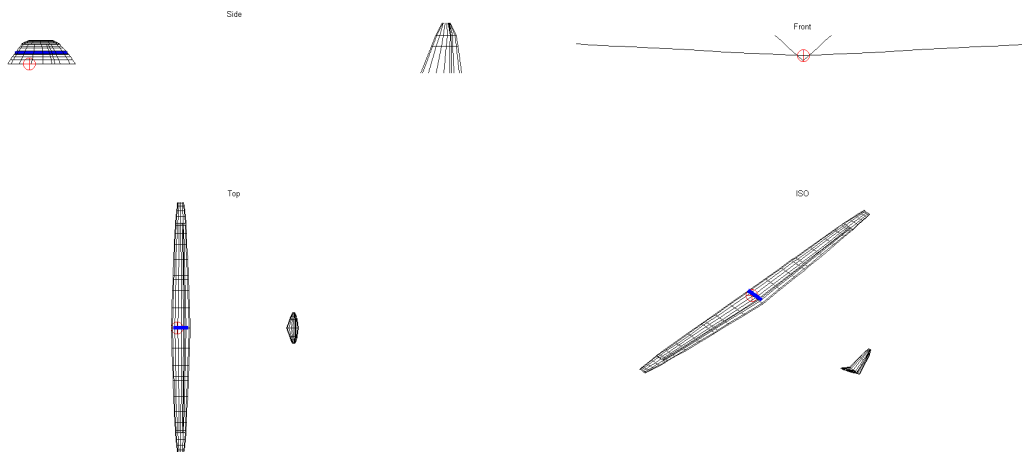
V aplikaci je použit mechanismus Sliding-Window, kdy centrální počítač má seznam všech vzdálených stanic a průběžně se stará o jejich vytížení. Veškerá nastavení je možné změnit v konfiguračním souboru. Jsou to např. seznam stanic nebo časový limit, po němž je spojení ukončeno.

## 4.4 Validace modelu

Jako referenční byl zvolen model Backfire F5F (viz kapitola 3). Tento model má typickou letovou hmotnost 1700 g a na závodech dosahuje průměrně celkového počtu 36 průletů (toto by měl být výstup naší hodnotící funkce).



Obrázek 4.1: Simulační model Backfire F5F.



Obrázek 4.2: Backfire F5F ve čtyřpohledovém nákresu.

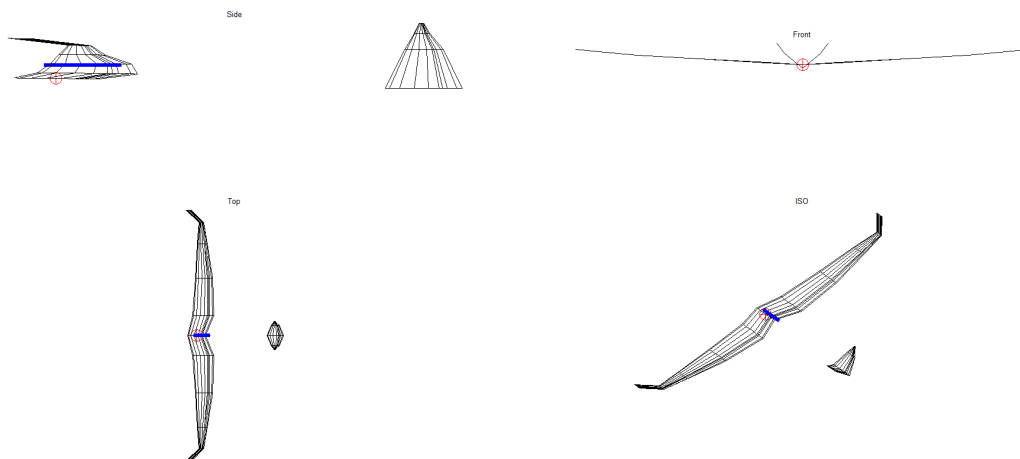
Výstupem ohodnocovací funkce tohoto modelu byl teoretický počet 35,8 průletů v průběhu stanovených 200 sekund. Celková hmotnost byla předpovězena na 1776 g (1070g konstantní hmotnost vybavení, 126 g hmotnost trupu, 420 g připadlo na uhlíkový povrch křídel a ocasních ploch, 160 g na nosník). Zatížení křídla pak vychází přibližně  $48\text{g}/\text{dm}^2$ , dále model dosahuje v simulaci maximálního úhlu náběhu  $7,4^\circ$  při vychýlení výškového kormidla

o  $-8,5^\circ$ , tzn. směrem nahoru. Uvedená výchylka výškového kormidla odpovídá realitě, kdy na kormidle hlubokém typicky 25 mm bývá rozsah výchylek přibližně 4 mm.

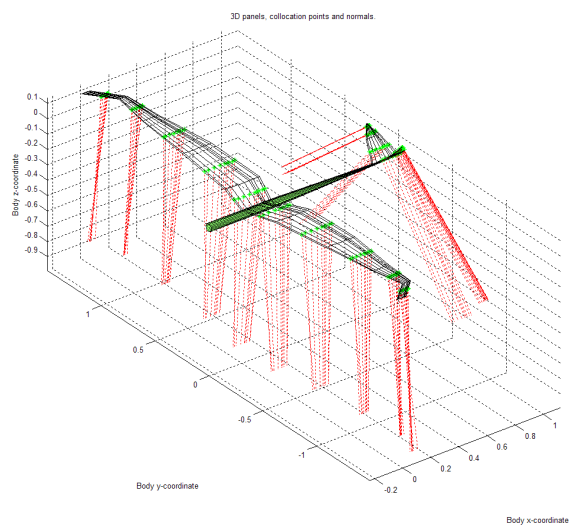
U tohoto modelu bylo na počítači experimentováno s několika profily. Výsledek však odpovídal pesimistickému očekávání, neboť dosažené počty průletů se vzájemně nelišily o více než 1 %.

## 4.5 Výsledné konstrukce.

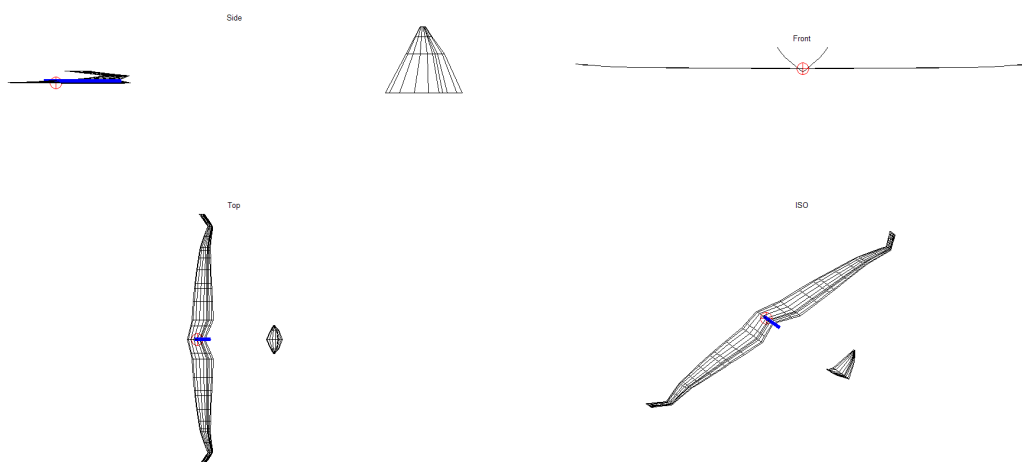
Následující snímky byly vytvořeny na populaci čítající 20 jedinců, přičemž evoluce byla ukončena po 58. generaci. Projevuje se tendence zvětšování rozpětí a štíhlosti křídla. Výslednou konstrukci však bohužel není možné připodobnit k ničemu, co by bylo možné vidět v praxi. Není ji ani možno považovat jako optimální, neboť evoluce probíhala na příliš malé populaci a příliš krátký čas.



Obrázek 4.3: Nejlepší jedinec v 18. generaci. Předpokládaný počet průletů 34.

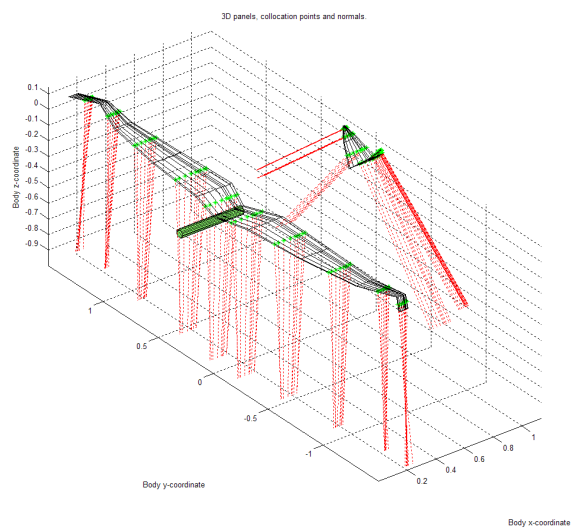


Obrázek 4.4: Tentýž jedinec v 18. generaci zobrazený ve 3D pohledu.

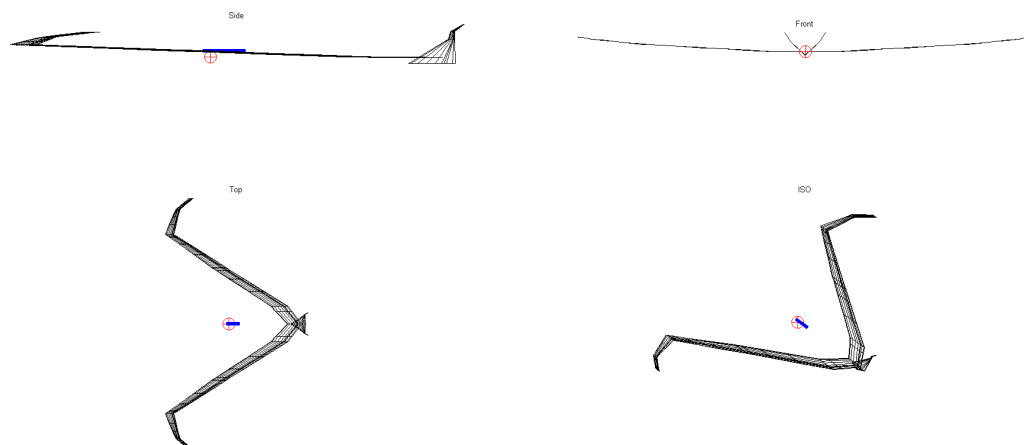


Obrázek 4.5: Nejlepší jedinec v 26. generaci. Předpokládaný počet průletů 34,5. Můžeme sledovat posunutí konce křídel k zadní části letadla.

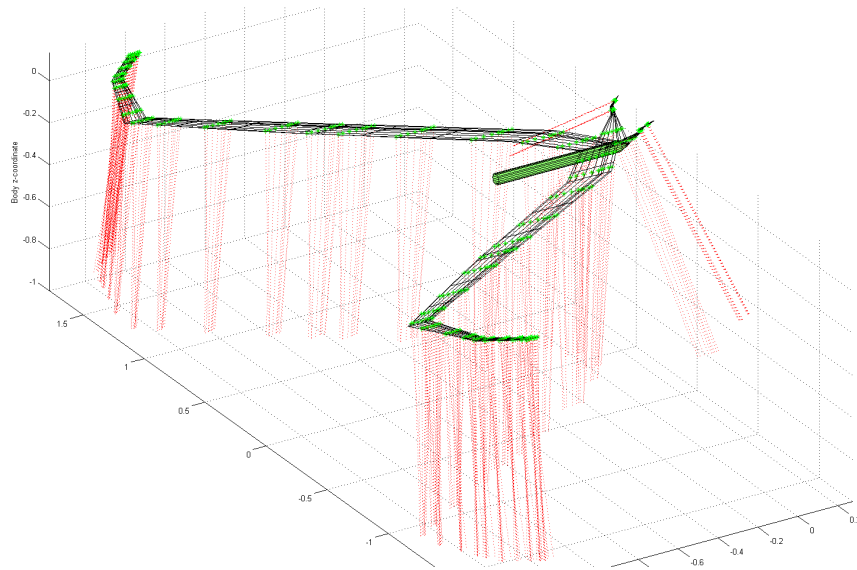




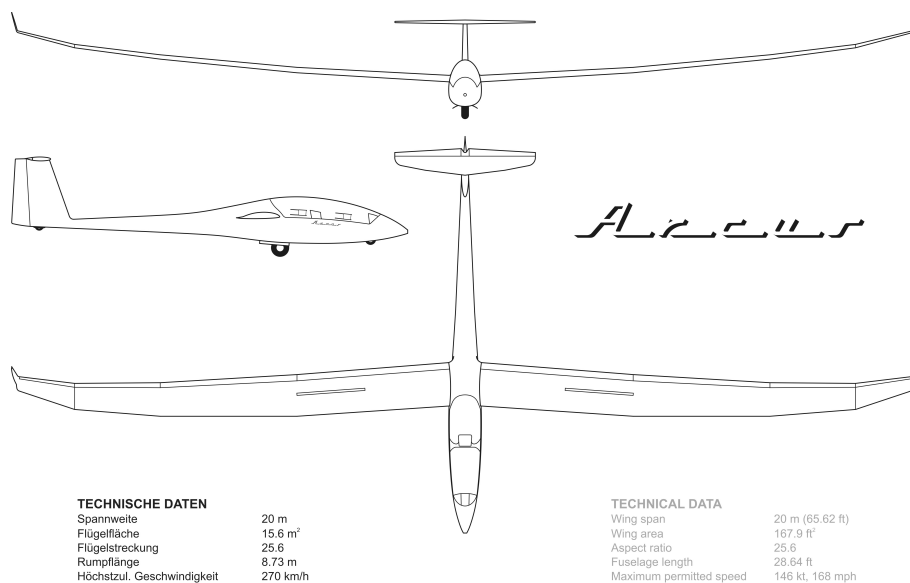
Obrázek 4.6: Tentýž jedinec v 26. generaci zobrazený ve 3D pohledu. Chyba vykreslování v Matlabu způsobila, že není vidět kompletní trup.



Obrázek 4.7: Nejlepší jedinec v 58. generaci. Předpokládaný počet průletů 35,8. Je vidět, že trup se zkrátil na minimální přípustnou délku a rozpětí se velice zvětšilo oproti původní konstrukci křídla. Rovněž štíhlost křídla je značná.

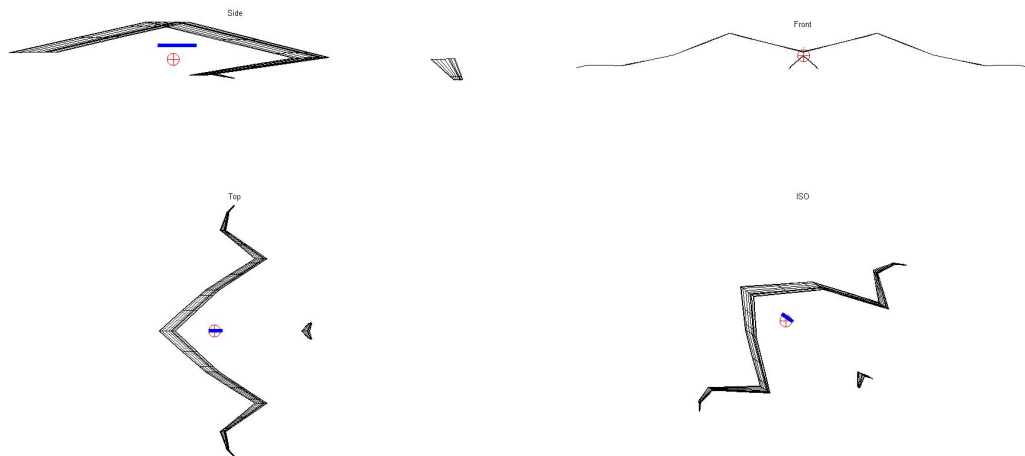


Obrázek 4.8: Tentýž jedinec v 58. generaci zobrazený ve 3D pohledu.



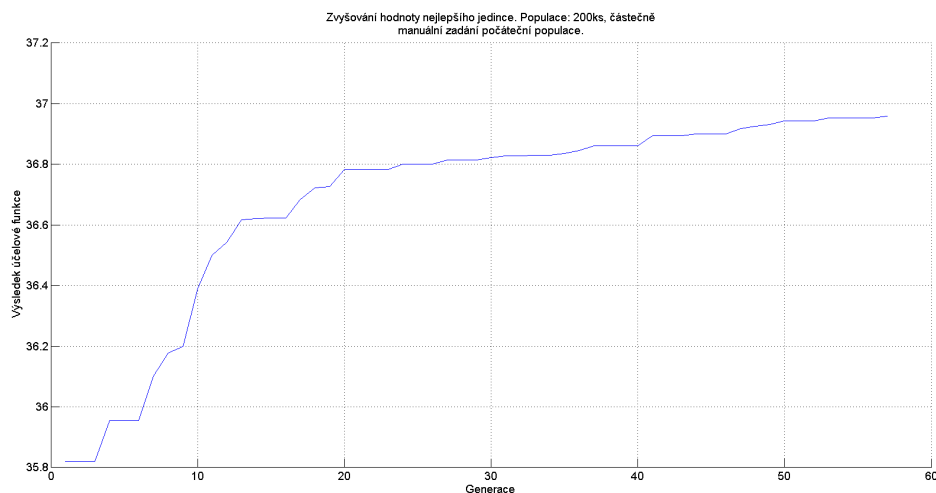
Obrázek 4.9: Větroň Arcus, který se jediný možná vzdáleně podobá zobrazené konstrukci [15].

Druhý a třetí běh aplikace byly uskutečněny v univerzitním výpočetním centru a probíhaly po dobu zhruba 20 hodin na padesáti strojích vybavených procesory Core2Duo. Účelem druhého běhu bylo nalezení optimální konfigurace modelu z kompletně automaticky vytvořené populace. Populace zahrnovala 200 jedinců a evoluce běžela až do 83. generace, jejíž nejlepší jedinec je na obrázku 4.5.

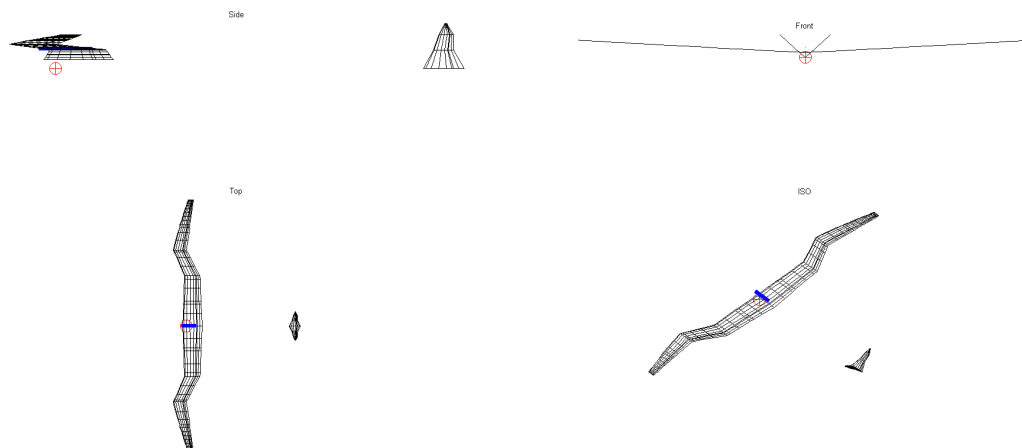


Obrázek 4.10: Nejlepší jedinec 83. generace s rozpětím dalece přesahujícím 3 metry. Kupudivu je staticky stabilní a malé výškové kormidlo dokáže model udržet, poněvadž je umístěno na dlouhém rameni za těžištěm. Celkový teoretický počet průletů byl aplikací odhadnut na 38,2. Bylo jej dosaženo maximalizací štíhlosti křídla, nikdo však nedokáže odhadnout, jak se reálně bude model chovat s tolika ostrými hranami. Podobnost s klingonským bitevníkem je zde čistě náhodná.

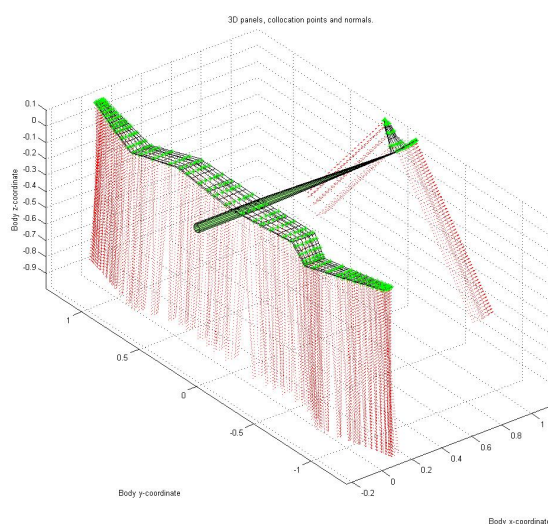
Ve třetím běhu aplikace byl v populaci nastaven počáteční silný jedinec, jímž byla konstrukce modelu Backfire F5F. Celková populace byla zachována v počtu 200 kusů a simulace probíhala až do 56. generace, kdy už se zlepšování návrhu téměř neprojevovalo. Diskretizace modelu pro VLM metodu byla nastavena mřížkou o osmnácti dílech na 1 metr rozpětí a osmi dílech pro hloubku profilu. Pro křížení bylo vybráno 15% nejlepších jedinců a z nich horních 8 bylo převedeno vždy do následující generace beze změny (elitismus). Celkem bylo provedeno přes 11000 evaluací.



Obrázek 4.11: Graf fitness nejlepších jedinců v jednotlivých generacích třetího běhu.



Obrázek 4.12: Optimalizovaný návrh založený na modelu Backfire F5F.



Obrázek 4.13: Optimalizovaný model ve 3D pohledu.

## 4.6 Vyhodnocení výsledků

Jak je vidět z kapitoly 4.5, výsledek vždy závisí na počátečním nastavení populace. Pokud necháme celý proces automatizovaný, pak se nalezené řešení častokrát ani nepřiblíží výrobitelné konstrukci, i když se výsledek zdá pozitivní. Navíc simulační prostředí Tornada ani není schopno dostatečně přesně vypočítat vztlakovou sílu křídla nebo efekty ostrých úhlů, které v zobrazeném návrhu vznikly.

Jestliže naopak zvolíme počáteční populaci v určitém rozmezí, proces optimalizace lze lépe kontrolovat. Počáteční populace může být například definována dosazením silného prvotního jedince k jinak náhodným návrhům. Výsledek evoluce bude v základu připomínat

tohoto jedince, ale bude již lépe optimalizovaný pro danou úlohu.

Cílem práce bylo dosáhnout celkového počtu čtyřiceti průletů v úloze Rychlost, což se ale nezdařilo. Špičkoví piloti kategorie F5F dosahují tohoto počtu jen výjimečně a spíše o něm rozhodují jiné faktory než kvalita modelu. Například rychlost modelu není ve všech okamžicích letu konstantní a také nemůžeme zanedbat účinnost pohonné jednotky nebo vlivy počasí.

Jako potěšující se ale jeví fakt, že se podařilo optimalizovat již existující konstrukci modelu Backfire F5F. Výsledný počet průletů se zvětšil z 35,8 na 37,0.

#### 4.6.1 Srovnání simulačního modelu Backfire F5F a jeho optimalizované verze

Vlastnost	Backfire F5F	Nový model
Rozpětí	2,4 m	2,5 m
Délka	1,445 m	1,39 m
Hmotnost celková	1,74 kg	1,74 kg
Hmotnost nosníku	0,16 kg	0,153 kg
Hmotnost potahu křídel	0,42 kg	0,39 kg
Hmotnost trupu	0,14 kg	0,13 kg
Úhel seřízení křídla a VOP	0°	0°
Horizontální plocha celkem	0,369 m <sup>2</sup>	0,361 m <sup>2</sup>
Plošné zatížení	4,73 kg/m <sup>2</sup>	4,82 kg/m <sup>2</sup>
Délka střední aerodynamické tělivity	0,155 m	0,148 m
Pozice těžiště od počátku křídla	0,065 m	0,032 m
	(30% MAC)	(30,4% MAC)
Dostředivá síla v zatáčce	389 N	394 N
Poloměr zatáčky	8,6 m	8,67 m
Vzdálenost počátku VOP od počátku křídla	1,1 m	1,06 m
Poměr vztlakové a odporové síly	7,8	3,7 (chyba výpočtu)
Rychlost pohybu	44 m/s	44,4 m/s
Úhel náběhu pro rovnovážný let	-0,7°	-1,3°
Maximální dovolený úhel náběhu	8,1°	8,2°
Vychýlení výškového kormidla v zatáčce	8°	8,9°
Celkový počet průletů během 200 s	35,8	37,0

Tabulka 4.5: Srovnání původního a optimalizovaného návrhu modelu.

Jak je vidět z tabulky 4.5, nárůst počtu průletů byl dosažen mírným zvětšením rychlosti, rozpětí a maximálního úhlu náběhu v zatáčce. Tornado špatně vypočítává vztlakovou sílu ve vodorovném letu, proto i poměr vztlakové a odporové síly je pouze orientační.

# Kapitola 5

## Závěr

Nyní jsme si představili, jaké aspekty jsou důležité při návrhu soutěžního modelu letadla v mezinárodní kategorii F5F. Úlohu bylo nutné omezit na teoretický návrh, kdy nepočítáme s rozložením hmoty ani s ohybem vlivem mechanického namáhání, nýbrž řešíme čistě letecké vlastnosti. Představili jsme si několik metod, které umožňují simulovat a následně optimalizovat drak modelu.

Následně jsme popsali výsledný program a jeho výstupy. Program iteruje v cyklech, při nichž zkoumá vlastnosti každého návrhu a přiřazuje jim určitou váhu. V každém cyklu se průměrná váha v populaci (v ideálním případě) zvyšuje, a tak se zlepšují parametry výsledného návrhu. Pro urychlení práce programu je možné použít modul pro distribuovaný systém na více počítačích. Ukázky některých výsledných návrhů jsou v kapitole 4.5. Bohužel již často narážíme na limity použitého CFD nástroje, takže výsledné konstrukce je nutné brát s rezervou.

Aplikace byla úspěšně testována v prostředí operačních systémů **Windows XP 32 bit** a **CentOS 5.4**.

## Kapitola 6

# Budoucí práce

Do současného okamžiku proběhly výpočty malých populací, které ale produkovaly optimistické výsledky. Ideální počet jedinců v populaci se jeví jako 500 [10], avšak takové množství je enormně náročné na výpočetní čas. Jelikož nejvíce času procesor stráví při výpočtu aerodynamických vlastností konstrukce, bylo by do budoucnosti vhodné tento čas omezit. Možnou nevýhodou se jeví použití externího kódu v Matlabu, který nemusí být prováděn s optimální rychlostí. Proto je cíl další práce jasný: Vytvořit vlastní program pro výpočet dynamiky letu s použitím moderních paralelních systémů, jimiž je například oblíbený převod výpočtů na grafický čip.

Také by bylo možné v programu zohlednit deformaci konstrukce modelu vlivem mechanického namáhání a aerodynamických sil. Toto by vyžadovalo mnoho dalších dat, převážně získaných z reálné konstrukce, která by se musela detailně přenést do podoby abstraktního modelu.

Rovněž by bylo zajímavé uplatnit simulaci profilu nebo efekt vysunutí klapky v zatáčkách k dosažení vyššího vztlaku a menšího poloměru zatáček. Pro efektivnější interní návrh tvaru křídel by též stálo za zvážení použití křivek typu spline namísto současných lichoběžníkovitých panelů. Redukovala by se tak délka chromozomu a bylo by možné jednoduše popsat i komplikované tvary.

# Literatura

- [1] BENEŠ, k., L.: *Učebnice pilota*. Nakladatelství SVĚT KŘÍDEL, letecká literatura, Cheb, 1995, iSBN 80-85280-30-2.
- [2] DEPERROIS, A.: XFLR5 Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers. <http://xflr5.sourceforge.net>, 2009.
- [3] Drela, M.: AVL – Aerodynamic Analysis. <http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>.
- [4] HALLIDAY, D.; RESNICK, R.; WALKER, J.: *Fyzika*. VUT v Brně, nakladatelství VUTIUM, Brno, 2001, iSBN 80-214-1868-0.
- [5] HIRSCH, C.: *Numerical Computation of Internal and External Flows, Volume 2: Computational Methods for Inviscid and Viscous Flows*. Wiley, 1990.
- [6] JANKŮ, P.: *Telemetrie a zaměřování polohy modelu pomocí GPS, diplomová práce*. FEL ČVUT v Praze, Praha, 2008.
- [7] KATZ J., P. A.: *Low-Speed Aerodynamics: From Wing Theory to Panel Methods*. McGraw-Hill, 1991.
- [8] MELIN, T.: Tornado Reference Manual. <http://redhammer.se/tornado>, 2000.
- [9] MUYL, F.; DUMAS, L.; HERBERT, V.: *Hybrid Method for Aerodynamic Shape Optimization in Automotive Industry*. Universite Pierre et Marie Curie, 1998, iSBN 80-85280-30-2.
- [10] RAYMER, D. P.: *Enhancing Aircraft Conceptual Design using Multidisciplinary Optimization, Ph.D. Thesis*. Swedish Royal Institute of Technology, Stockholm, Sweden, 2002.
- [11] RAYMER, D. P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach. Fourth Edition*. AIAA Education Series, New York, NY, 2006, iSBN 1-56347-829-3.
- [12] WWW stránky: Federation Aeronautique Internationale - FAI. <http://www.fai.org>.
- [13] WWW stránky: Matlab External Interfaces. <http://www.mathworks.com/>.
- [14] WWW stránky: Oficiální stránky Klubu leteckých modelářů ČR. Platné od 1. 1. 2008. <http://www.svazmodelaru.cz>.
- [15] WWW stránky: Schempp-Hirth Flugzeugbau GmbH. <http://schempp-hirth.com/index.php?id=184>.



## Dodatek A

# Oficiální pravidla kategorie F5F podle Fédération Aéronautique Internationale (FAI).

Český překlad pravidel, výňatek převzat z [14].

### A.1 KATEGORIE F5F - MOTOROVÉ VĚTRONĚ S ELEKTRICKÝM MOTOREM (PROZATÍMNÍ)

#### Definice

a) Tato soutěž je víceúkolovou soutěží pro RC motorové větroně s elektropohonem, která sestává ze dvou úloh:

1. Vzdálenost
2. Čas a přistání

Tyto dvě úlohy se provádějí bez přerušení v jednom letu. Musí se letět nejméně dva a maximálně 8 letů. Když se letí více než tři lety, škrtá se nejnižší výsledek každého soutěžícího.

b) Specifikace modelu letadla

Minimální letová hmotnost:	1500 g
Minimální plocha:	36 dm <sup>2</sup>
Maximální plošné zatížení:	75g/dm <sup>2</sup>
Typ baterie:	Lithium polymer
Maximální počet článků za sebou:	4 (články paralelně nejsou povoleny)
Minimální hmotnost svazku baterií:	300 g
Omezení energie elektronickým omezovačem, který zastaví motor:	max. 1300 wattminut

c) Maximální počet svazků baterií pro vstup do soutěže 1 svazek na 2 kola, 1 svazek na opakování letu

d) Startovní pořadí: Startovní pořadí pro první kolo určí los. Jako startovní pořadí pro další kola se použije obrácené pořadí výsledkové listiny. Nesmí po sobě následovat stejné frekvence a členové jednoho družstva.

### Uspořádání dráhy a organizace

- a) Dvě pomyslné svislé roviny vzdálené od sebe 150 m určují hranice pro otočení a jsou nazvány báze A a báze B. Bezpečnostní rovina je stanovena kolmo k těmto rovinám. Bezpečnostní rovina je nekonečná. Pozorovací zařízení pro zjišťování přetnutí bází A a B jsou umístěna ve vzdálenosti 5 m od bezpečnostní roviny.
- b) Pro přistávání musí pořadatel opatřit tři soustředné kruhy o průměru 30, 20 a 10 metrů, nebo pásku či šňůru se značkami ve stejné vzdálenosti, umístěné na ploše tak, aby nevzniklo nebezpečí kolize s modelem současně létajícím úlohu vzdálenost.

### A - Uspořádání soutěžní plochy F5B

Báze B může být buď napravo, nebo nalevo od báze A.

### Hodnocení

- a) Pro každý let je celkový výsledek vytvořen součtem dílčího výsledku A a B každého soutěžícího.
- b) Jednotlivý výsledek každého kola je normalizován na body nejlepšího soutěžícího toho kola.

*Body = 1000 × výkon soutěžícího / výkon nejlepšího soutěžícího*

Přepočítané body se zaokrouhlí na jedno desetinné místo.

- c) V případě shody rozhoduje o vítězi lepší škrtný let.

### Start

- a) Před odstartováním musí soutěžící ukázat svému časoměřiči, jak ovládá motor(y) na svém vysilači (zapnuto, vypnuto, zpětný chod).
- b) K odstartování dojde ve vzdálenosti do 10 m od báze A.
- c) Model letadla je vypuštěn k letu přímo z rukou soutěžícího nebo jeho pomocníka, bez další pomoci. Model nesmí být vypuštěn z větší výšky nad zemí, než na jakou pilot normálně dosáhne.

### Úloha vzdálenost

- a) Tato úloha začíná, když je model letadla vypuštěn z rukou, a končí po uplynutí 200 sekund. Čas vypuštění sleduje jeden časoměřič. Tato úloha musí být provedena s alespoň dvěma stoupáními s běžícím motorem, ale není povoleno více než deset stoupání s běžícím motorem. Za průlety dokončené po 11. a dalším stoupání s běžícím motorem nebudou uděleny žádné body. Rozhodnutí, kolik času spotřebuje na každé stoupání (chod motoru) a kolik na klouzavý let, je na soutěžícím.
- b) Spuštění a vypnutí motoru musí pilot hlásit svým časoměřičům.
- c) Když po zastavení motoru model letadla poprvé proletí bází A ve směru k bázi B, začne časoměřič počítat průlety. Model musí dokončit co nejvíce průletů od startovního bodu báze A k bázi B a zpět.
- d) Počítání průletů končí opětovným zapnutím motoru, stejně jako uplynutím 200 sekund.
- e) Časoměřič oznamuje soutěžícímu, kdy jeho model letadla prolétává bází A a praporečnick nebo zvukové zařízení signalizuje průlet bází B. Absence signálu znamená, že model letadla neprolétl správně bází. Zařízení používaná ke kontrole průletu svislou rovinou musí zaručovat rovnoběžnost těchto rovin. Při hodnocení této úlohy bude přiděleno NULA bodů za celý let, úlohy vzdálenost i čas, pokud jakákoli část modelu letadla přeletí na zakázanou stranu bezpečnostní roviny.
- f) Soutěžící, jeho pomocník(ci) a vedoucí družstva musí zůstat na bázi A, dokud nedokončí

úlohu vzdálenost. Nikdo kromě praporečnicka se nesmí zdržovat na bázi B a dávat znamení.  
g) Každý dokončený průlet bude ohodnocen 10 body. Když model letadla nedokončí nejméně jeden průlet po některém z prvních dvou stoupání, odečte se z výsledku této úlohy 30 bodů. Po uplynutí 200 sekund této úlohy, což bude oznámeno zvukovým signálem, začíná okamžitě úloha čas.

#### **Úloha čas a přistání**

- a) Tato úloha musí být ukončena do 600 sekund od okamžiku, kdy byl dán zvukový signál.
- b) Rozhodnutí, na jak dlouho a jak často zapne motor, je na soutěžícím.
- c) Časoměřič měřící čas klouzavého letu (1) zapne stopky vždy, když je motor vypnut. Čas klouzavého letu končí buď opětovným zapnutím motoru, nebo když se model letadla po přistání zastaví. Soutěžící musí hlásit časoměřiči zapnutí a vypnutí motoru slovy „ZAPNUTO“ a „VYPNUTO“.
- d) Čas klouzavého letu se sčítá a za každou celou sekundu klouzavého letu bude přidělen jeden bod.
- e) Za každou celou sekundu letu po uplynutí 600 sekund se odečítá jeden bod.
- f) Další body se přidělují za přistání; 10 bodů se přidělí, když se model letadla zastaví v 30 m kruhu, 20 bodů, když se zastaví ve 20 m kruhu a 30 bodů, když se zastaví v 10 m kruhu. Vzdálenosti se měří od středu kruhů ke špičce modelu letadla.
- g) Pokud dojde k přistání po uplynutí 630 sekund od zahájení této úlohy, žádné další body se nepřidělují.

#### **Plocha**

Soutěž musí probíhat na ploše s přiměřeně rovným terénem, s přiměřeně malou pravděpodobností svahového nebo vlnového proudění.

## Dodatek B

# Nastavení vývojového prostředí a spouštění programu.

Program byl primárně vyvíjen pod operačním systémem Windows XP (32b) ve vývojovém prostředí *Code::Blocks* a kompilátoru *MinGW*. Při kompilaci je nutné mít nainstalovaný matematický program Matlab se správně uvedenými cestami v systémové proměnné PATH.

Rovněž je nutné mít k výslednému programu přilinkované následující knihovny:

```
%MATLAB_ROOT%\extern\lib\win32\microsoft\libmx.lib
```

```
%MATLAB_ROOT%\extern\lib\win32\microsoft\libeng.lib
```

Pokud není nastaveno, je velice vhodné přidat ke kompilátoru prohledávání adresáře s hlavičkovými soubory externích funkcí Matlabu:

```
%MATLAB_ROOT%\extern\include
```

Pro použití síťových funkcí a umožnění distribuovaného výpočtu je rovněž důležité připojit knihovnu `winsock.h`:

```
-lwsck32
```

Spuštění výsledného programu do hlavní smyčky potom probíhá bez parametrů. Pokud chceme využít některou doplňkovou funkci, máme na výběr z těchto parametrů:

```
f5f.exe -s sample-model
```

Graficky zobrazí daný model v aktuální generaci.

```
f5f.exe -c convert.airfoil.dat
```

Konvertuje profil zadaný ve standardním souboru s koordinátami do formátu, který je možné načíst programem Matlab. Výstupem je nově zformátovaný soubor `airfoil.dat` ve složce `T135export\aircraft\airfoil`. Tato složka je shodná pro vstupní i výstupní soubory.

```
f5f.exe -t sample-model
```

Ohodnotí zadaný model z nulté generace a zobrazí jeho grafickou podobu.

```
f5f.exe -r
```

Spustí danou instanci programu jako server, který naslouchá na portu zadaném v konfiguračním souboru. Aplikace dále čeká na příchozí komunikaci od klienta a zpracovává výpočetně náročné procesy.