



Vyšší odborná škola  
a Střední průmyslová škola elektrotechnická  
Plzeň, Koterovská 85

## ROČNÍKOVÁ PRÁCE

Téma:

**Návrh a výroba modelu RC letadla**

**Autor práce:** Martin Svítek  
**Třída:** 3.M  
**Vedoucí práce:** Ing. Pavel Jedlička  
**Dne:** 30. dubna 2026  
**Hodnocení:**

# ZDE VLOŽIT LIST ZADÁNÍ

Z důvodu správného číslování stránek

## **Anotace**

Tato ročníková práce se zabývá návrhem a výrobou modelu RC letadla s pevnými křídly. Práce pokrývá celý vývojový cyklus projektu a to aerodynamickou analýzu, návrh geometrie nosných ploch, volbu pohonné soustavy, návrh palubní elektroniky a implementaci bezdrátové komunikace mezi letadlem a ovladačem. Aerodynamická analýza byla provedena v programech Xfoil a XFLR5 pro Reynoldsova čísla v rozsahu 80 000–110 000. Řídicí elektronika je postavena na mikrokontroléru ESP32 a bezdrátová komunikace je realizována pomocí modulů HC-12 na frekvenci 433 MHz.

Klíčová slova: RC letadlo, model letadla, aerodynamika, NACA 4412, XFLR5, ESP32, HC-12, bezdrátová komunikace, 3D tisk, pevné křídlo

## **Abstract**

This thesis deals with the design and construction of a fixed-wing RC aircraft model. The work covers the entire development cycle of the project including aerodynamic analysis, design of lifting surface geometry, selection of the propulsion system, design of onboard electronics, and implementation of wireless communication between the aircraft and the controller. The aerodynamic analysis was performed using Xfoil and XFLR5 software for Reynolds numbers in the range of 80,000–110,000. The control electronics are based on the ESP32 microcontroller, and wireless communication is implemented using HC-12 modules operating at 433 MHz.

Keywords: RC aircraft, model airplane, aerodynamics, NACA 4412, XFLR5, ESP32, HC-12, wireless communication, 3D printing, fixed-wing

## **Prohlášení:**

„Prohlašuji, že jsem tuto práci vypracoval samostatně a použil literárních pramenů a informací, které cituji a uvádím v seznamu použité literatury a zdrojů informací.“

„Prohlašuji, že jsem nástroje UI využil v souladu s principy akademické integrity a že na využití těchto nástrojů v práci vhodným způsobem odkazuji.“

„Souhlasím s využitím mé práce učiteli VOŠ a SPŠE Plzeň k výuce.“

V Plzni dne: .....

Podpis: .....

# Obsah

|                                                                |           |
|----------------------------------------------------------------|-----------|
| Úvod                                                           | 10        |
| <b>1 Aerodynamika</b>                                          | <b>11</b> |
| 1.1 Základní silové působení . . . . .                         | 11        |
| 1.2 Rovnováha sil v ustáleném letu . . . . .                   | 12        |
| 1.3 Vztlak . . . . .                                           | 12        |
| 1.3.1 Vztlková rovnice . . . . .                               | 12        |
| 1.3.2 Koeficient vztlaku v závislosti na úhlu náběhu . . . . . | 13        |
| 1.4 Aerodynamický odpor . . . . .                              | 13        |
| 1.4.1 Odporová rovnice . . . . .                               | 13        |
| 1.4.2 Koeficient odporu . . . . .                              | 13        |
| 1.5 Profil křídla . . . . .                                    | 14        |
| 1.5.1 Geometrie profilu . . . . .                              | 14        |
| 1.5.2 Řada NACA . . . . .                                      | 15        |
| 1.5.3 Volba profilů pro tento projekt . . . . .                | 15        |
| 1.6 Reynoldsovo číslo . . . . .                                | 16        |
| 1.7 Wing loading . . . . .                                     | 17        |

|          |                                                          |           |
|----------|----------------------------------------------------------|-----------|
| 1.8      | Aerodynamická polára a klouzavost . . . . .              | 17        |
| 1.9      | Objemový koeficient výškovky . . . . .                   | 18        |
| 1.10     | Objemový koeficient vertikálního stabilizátoru . . . . . | 18        |
| 1.11     | Rychlost pádu . . . . .                                  | 18        |
| 1.12     | Podélná stabilita . . . . .                              | 19        |
| 1.12.1   | Řídicí plochy . . . . .                                  | 20        |
| <b>2</b> | <b>Návrh modelu</b>                                      | <b>21</b> |
| 2.1      | Požadavky a specifikace . . . . .                        | 21        |
| 2.2      | Geometrie nosných ploch . . . . .                        | 21        |
| 2.2.1    | Hlavní křídlo . . . . .                                  | 22        |
| 2.2.2    | Horizontální stabilizátor . . . . .                      | 22        |
| 2.2.3    | Vertikální stabilizátor (fin) . . . . .                  | 22        |
| 2.2.4    | Ovládací plochy . . . . .                                | 23        |
| 2.3      | Těžiště a statická stabilita . . . . .                   | 23        |
| 2.3.1    | Výsledky simulace . . . . .                              | 24        |
| 2.4      | Rychlost pádu a letové podmínky . . . . .                | 26        |
| 2.5      | Pohonná soustava . . . . .                               | 28        |
| 2.5.1    | Motor a vrtule . . . . .                                 | 28        |
| 2.5.2    | Regulátor ESC a baterie . . . . .                        | 28        |
| 2.5.3    | Energetická bilance . . . . .                            | 29        |

|          |                                          |           |
|----------|------------------------------------------|-----------|
| 2.6      | Konstrukce a použité materiály . . . . . | 29        |
| 2.6.1    | Návrh hlavního křídla . . . . .          | 30        |
| 2.6.2    | Trup . . . . .                           | 30        |
| 2.6.3    | Ocasní plochy . . . . .                  | 30        |
| 2.6.4    | Výrobní postup . . . . .                 | 31        |
| <b>3</b> | <b>Elektronika</b>                       | <b>33</b> |
| 3.1      | Schéma zapojení . . . . .                | 33        |
| 3.1.1    | Schéma letadla . . . . .                 | 33        |
| 3.1.2    | Schéma ovladače . . . . .                | 34        |
| 3.2      | Přehled součástek . . . . .              | 34        |
| 3.3      | Popis součástek . . . . .                | 35        |
| 3.3.1    | Mikrokontrolér ESP32 . . . . .           | 35        |
| 3.3.2    | Bezdrátový modul HC-12 . . . . .         | 35        |
| 3.3.3    | Servomotory MG90S . . . . .              | 36        |
| 3.3.4    | Joystiky . . . . .                       | 36        |
| 3.3.5    | Regulátor ESC a motor . . . . .          | 36        |
| 3.3.6    | Napájení — LiPo baterie . . . . .        | 37        |
| 3.4      | Ovladač — hardwarová realizace . . . . . | 37        |
| <b>4</b> | <b>Software a komunikace</b>             | <b>38</b> |

|       |                                      |           |
|-------|--------------------------------------|-----------|
| 4.1   | Architektura systému . . . . .       | 38        |
| 4.2   | Komunikační modul HC-12 . . . . .    | 38        |
| 4.2.1 | Princip funkce a parametry . . . . . | 38        |
| 4.2.2 | Konfigurace modulu . . . . .         | 39        |
| 4.2.3 | Anténa . . . . .                     | 39        |
| 4.2.4 | Formát přenášených dat . . . . .     | 40        |
| 4.3   | Kód vysílače (ovladač) . . . . .     | 40        |
| 4.3.1 | Struktura kódu . . . . .             | 40        |
| 4.3.2 | Čtení vstupů . . . . .               | 41        |
| 4.3.3 | Odesílání dat . . . . .              | 41        |
| 4.4   | Kód přijímače (letadlo) . . . . .    | 41        |
| 4.4.1 | Příjem a dekodování dat . . . . .    | 41        |
| 4.4.2 | Řízení servomotorů a ESC . . . . .   | 42        |
| 4.4.3 | Fail-safe . . . . .                  | 42        |
|       | <b>Závěr</b>                         | <b>43</b> |
|       | <b>Literatura</b>                    | <b>44</b> |
|       | <b>Seznam obrázků</b>                | <b>45</b> |
|       | <b>Přílohy</b>                       | <b>I</b>  |

## Úvod

Stavba modelů RC letadel je oblastí spojující několik technických disciplín, zejména aerodynamiku, mechanickou konstrukci, elektroniku a programování. Většina komerčně dostupných modelů využívá hotové řídicí jednotky a předem navržené aerodynamické profily, čímž se uživatel vyhne nutnosti porozumět principům, na kterých letadlo funguje. Tato ročníková práce naopak pokrývá celý vývojový cyklus návrhu modelu RC letadla od základní aerodynamické analýzy až po vlastní software řídicí jednotky.

Cílem projektu je navrhnout a sestavit funkční model RC letadla s pevnými křídly bez použití komerčních sestav a autopilotních jednotek. Model bude řízen pomocí vlastního ovladače s bezdrátovou komunikací a bude využívat 3D tištěné díly pro konstrukci křídel a trupu. Projekt je koncipován jako komplexní případová studie, která demonstruje aplikaci teoretických principů aerodynamiky a mechaniky v praxi.

Práce je rozdělena do čtyř hlavních kapitol. První kapitola popisuje aerodynamický základ potřebný pro návrh modelu, silovou rovnováhu, vztlak, odpor, profily křídel a podélnou stabilitu. Druhá kapitola aplikuje tyto poznatky na konkrétní geometrický návrh modelu včetně volby pohonné soustavy a popisu konstrukce. Třetí kapitola se věnuje elektronice, popisu použitých součástí a schématům zapojení obou částí systému. Čtvrtá kapitola popisuje softwarovou část projektu, zejména bezdrátovou komunikaci mezi ovladačem a letadlem pomocí modulů HC-12 a implementaci softwaru na mikrokontrolér ESP32.

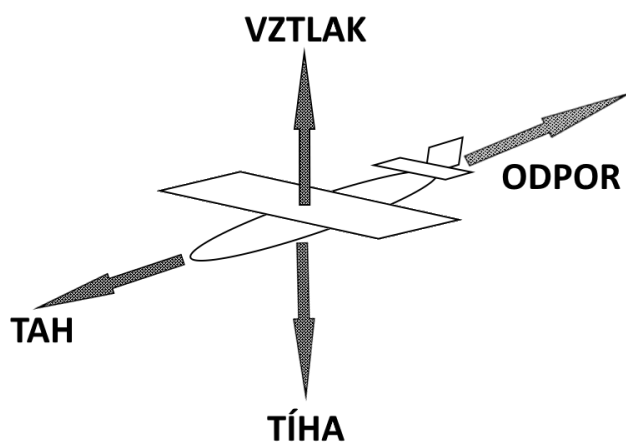
Aerodynamická analýza byla provedena v programech Xfoil a XFLR5, které patří mezi standardní nástroje používané v amatérském i profesionálním návrhu letadel.

# 1 Aerodynamika

Tato kapitola popisuje aerodynamický základ potřebný pro návrh modelu letadla. Výklad postupuje od základní silové rovnováhy přes vztlakovou rovnici až ke konkrétním výpočtům jako je Reynoldsovo číslo, objemové koeficienty ocasních ploch nebo rychlost pádu. Všechny rovnice jsou pak využity v kapitole 2 při geometrickém návrhu modelu.

## 1.1 Základní silové působení

Na letadlo při letu působí čtyři hlavní síly zobrazené na obrázku 1.1 a to vztlak  $L$ , tíhová síla  $W$ , tah  $T$  a aerodynamický odpor  $D$ .



Obrázek 1.1: Čtyři základní síly působící na letadlo při letu.

Tah působí ve směru letu, odpor vzduchu působí proti tahu, vztlak působí kolmo na směr letu a tíhová síla směřuje vždy k zemi.

## 1.2 Rovnováha sil v ustáleném letu

V ustáleném přímém letu bez zrychlení jsou síly v rovnováze. Vztlak je roven tíze letadla a tah motoru vyrovnává aerodynamický odpor

$$L = W \quad (1.1)$$

$$T = D \quad (1.2)$$

kde  $L$  je vztlak (*Lift*),  $W$  je tíhová síla (*Weight*),  $T$  je tah (*Thrust*) a  $D$  je aerodynamický odpor (*Drag*).

## 1.3 Vztlak

### 1.3.1 Vztlaková rovnice

Velikost vztlaku závisí na rychlosti letu, hustotě vzduchu, ploše křídla a tvaru profilu. Vztlak je popsán rovnicí

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L, \quad (1.3)$$

kde  $\rho$  [ $\text{kg m}^{-3}$ ] je hustota vzduchu,  $V$  [ $\text{m s}^{-1}$ ] je rychlost letu,  $S$  [ $\text{m}^2$ ] je plocha křídla a  $C_L$  [-] je koeficient vztlaku.

Z rovnice 1.3 a podmínky  $L = W$  lze vyjádřit koeficient vztlaku pro ustálený vodorovný let

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S}. \quad (1.4)$$

Toto je  $C_L$  pro ustálený let.  $C_{L,max}$  je pak maximální koeficient vztlaku, při jehož překročení křídlo přestává generovat vztlak a nastává pád neboli *stall*. Koeficient  $C_{L,max}$  závisí na tvaru profilu, úhlu náběhu a Reynoldsově čísle. Hodnotu  $C_{L,max}$  pro hlavní křídlo byla odečtena z grafu z 2D simulace profilu v programu XFLR5.

### 1.3.2 Koeficient vztlaku v závislosti na úhlu náběhu

$C_L$  roste přibližně lineárně s úhlem náběhu  $\alpha$  až do kritické hodnoty, po jejímž překročení dochází k odtrhnutí proudění od profilu a prudkému poklesu vztlaku. Tato závislost je detailně popsána v sekci 1.5.

## 1.4 Aerodynamický odpor

### 1.4.1 Odporová rovnice

Aerodynamický odpor je síla působící proti pohybu letadla vzduchem, kterou musí motor trvale překonávat. Analogicky ke vztlaku je odpor popsán rovnicí

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D, \quad (1.5)$$

kde  $\rho$  [ $\text{kg m}^{-3}$ ] je hustota vzduchu,  $V$  [ $\text{m s}^{-1}$ ] rychlost letu,  $S$  [ $\text{m}^2$ ] plocha křídla a  $C_D$  [-] koeficient odporu.

### 1.4.2 Koeficient odporu

Celkový koeficient odporu se skládá ze dvou hlavních složek je

$$C_D = C_{D0} + C_{Di}, \quad (1.6)$$

Profilový odpor  $C_{D0}$  vzniká třením vzduchu o povrch křídla (*skin friction*) a tlakovými ztrátami při obtékání profilu (*form drag*). Závisí na tvaru profilu a kvalitě povrchu. Profilový odpor existuje i při nulovém vztlaku.

Indukovaný odpor  $C_{Di}$  je přímým důsledkem vztlaku. Na koncích křídla vzniká rozdíl tlaků mezi spodní a horní stranou, vzduch přetéká a vytváří koncové víry. Tyto víry mění směr aerodynamické síly dozadu a zvyšují celkový odpor. Indukovaný odpor roste s rostoucím vztlakem a klesá s vyšší štíhlostí křídla. Jeho velikost lze vypočítat pomocí vzorce

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot AR}, \quad (1.7)$$

kde  $e [-]$  je Oswaldův faktor účinnosti ( $e = 1$  pro ideální eliptické rozložení vztlaku, pro obdélníkové křídlo typicky  $e = 0,85$  [1]) a  $AR [-]$  je štíhlost křídla

$$AR = \frac{b^2}{S}. \quad (1.8)$$

## 1.5 Profil křídla

### 1.5.1 Geometrie profilu

Profil křídla (*airfoil*) definuje tvar průřezu křídla. Základní parametry jsou:

- **Tětiva**  $c$  — vzdálenost náběžné a odtokové hrany,
- **Prohnutí** (*camber*) — maximální vzdálenost střední čáry od tětivy, vyjadřuje se v % tětivy,
- **Tloušťka** — maximální výška profilu v % tětivy,
- **Úhel náběhu**  $\alpha$  — úhel mezi tětivou a vektorem rychlosti proudu.

### 1.5.2 Řada NACA

Profily řady NACA jsou systematicky pojmenovány čtyřmístným kódem NACA XYZZ, kde:

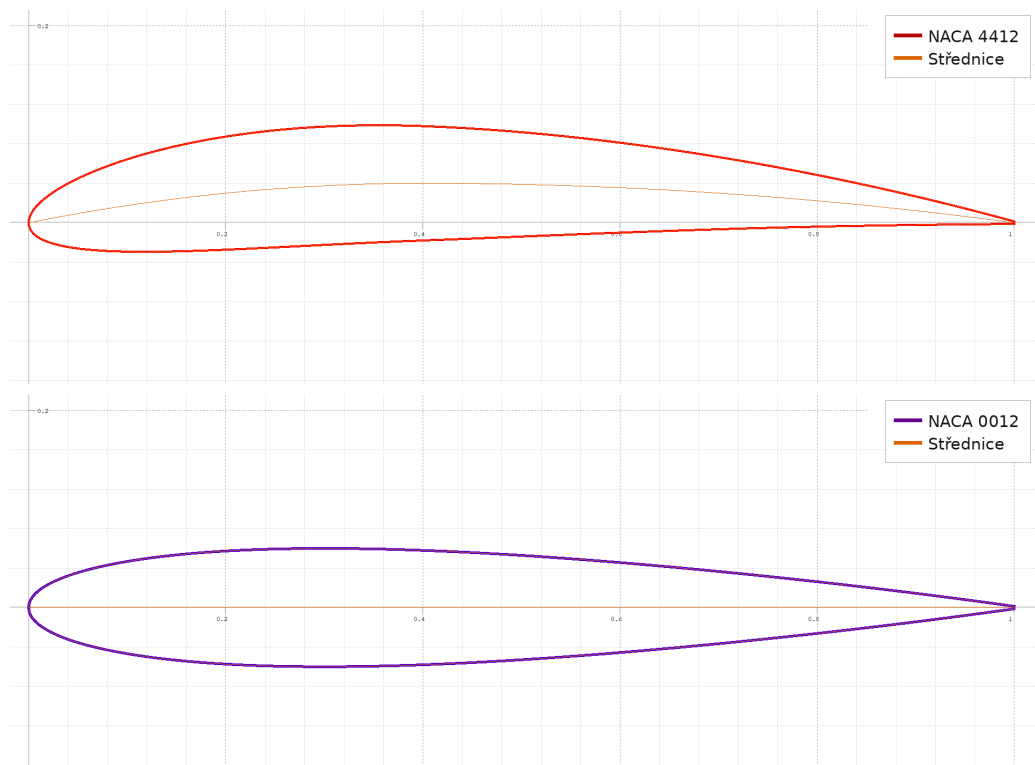
- **X** — maximální prohnutí střednice v % tětiny,
- **Y** — poloha maximálního prohnutí v desetinách tětiny od náběžné hrany,
- **ZZ** — maximální tloušťka profilu v % tětiny.

Profil s označením NACA 0012 je tedy symetrický (nulové prohnutí), tloušťka 12 % tětiny. Profil NACA 4412 má prohnutí 4 % tětiny v poloze 40 % od náběžné hrany a tloušťku 12 %.

### 1.5.3 Volba profilů pro tento projekt

Pro hlavní křídlo byl zvolen profil NACA 4412. Profil má kladné prohnutí, díky kterému generuje vztlak i při nulovém úhlu náběhu, což je výhodné při nízkých rychlostech charakteristických pro tento model.

Pro ocasní plochy byl zvolen symetrický profil NACA 0012, protože tyto plochy mají být aerodynamicky neutrální a generovat sílu pouze při výchylce z nulové polohy pomocí klapek.



Obrázek 1.2: Profily NACA 4412 (hlavní křídlo) a NACA 0012 (ocasní plochy) vygenerované v programu XFLR5.

## 1.6 Reynoldsovo číslo

Reynoldsovo číslo je bezrozměrný parametr popisující charakter proudění v mezní vrstvě a je definován pomocí rovnice

$$Re = \frac{V \cdot c}{\nu}, \quad (1.9)$$

kde  $V$  [ $\text{m s}^{-1}$ ] je rychlost letu,  $c$  [m] je tětiva (charakteristická délka) a  $\nu$  [ $\text{m}^2 \text{s}^{-1}$ ] je kinematická viskozita vzduchu ( $\nu = 1,5 \times 10^{-5} \text{ m}^2 \text{s}^{-1}$  za standardních podmínek).

Při  $Re < 5 \times 10^5$  zůstává mezní vrstva laminární. RC modely typicky operují v rozsahu  $Re \approx 10^4$ – $10^5$ , což přináší specifické chování jako vyšší náchylnost k separaci laminární mezní vrstvy a horší poměr  $C_L/C_D$  ve srovnání s velkými letadly ( $Re > 10^6$ ). Tento fakt

omezuje přesnost viskózních 3D simulací v programech jako XFLR5, proto bylo u 3D analýzy použito inviskidní metody VLM1.

Pro návrhovou rychlost  $V = 12 \text{ m s}^{-1}$  a tětiva hlavního křídla  $c = 0,13 \text{ m}$  vychází

$$Re = \frac{12 \cdot 0,13}{1,5 \times 10^{-5}} = 104\,000. \quad (1.10)$$

Model se bude pohybovat v rozsahu přibližně  $Re = 80\,000$ – $110\,000$ .

## 1.7 Wing loading

Wing loading neboli zátěž na křídlo je poměr hmotnosti letadla a plochy hlavního křídla, je definován

$$WL = \frac{m}{S}, \quad (1.11)$$

kde  $m$  [kg] je hmotnost letadla a  $S$  [m<sup>2</sup>] plocha křídla. Nižší wing loading znamená nižší přistávací rychlost a lepší letové vlastnosti při nízkých rychlostech.

## 1.8 Aerodynamická polára a klouzavost

Aerodynamická polára zobrazuje závislost  $C_L$  na  $C_D$  pro různé úhly náběhu. Klouzavost  $K$  je definována jako

$$K = \frac{C_L}{C_D}. \quad (1.12)$$

Čím vyšší klouzavost, tím menší odpor letadlo generuje při dané hodnotě vztlaku. Letadlo letí nejúspěšněji v bodě, kde klouzavost  $K$  dosahuje maxima.

## 1.9 Objemový koeficient výškovky

Objemový koeficient výškovky (*tail volume coefficient*)  $V_h$  vyjadřuje stabilizační účinek horizontálního stabilizátoru a je klíčovým parametrem pro nastavení podélné stability. Je definován rovnicí

$$V_h = \frac{S_h \cdot l_h}{S \cdot c}, \quad (1.13)$$

kde  $S_h$  [m<sup>2</sup>] je plocha výškovky,  $l_h$  [m] je rameno výškovky, které určuje vzdálenost aerodynamického středu výškovky od aerodynamického středu hlavního křídla, počítáno jako 25 % tětivy obou ploch,  $S$  [m<sup>2</sup>] je plocha hlavního křídla a  $c$  [m] je tětiva hlavního křídla. U obdélníkového křídla platí  $c = \text{chord}$ . Pro typická lehká letadla se doporučuje  $V_h = 0,3\text{--}0,6$  [7].

## 1.10 Objemový koeficient vertikálního stabilizátoru

Podobně jako  $V_h$  vyjadřuje  $V_v$  stabilizační účinek vertikálního stabilizátoru (finu) ve směrové ose a je definován rovnicí

$$V_v = \frac{S_v \cdot l_v}{S \cdot b}, \quad (1.14)$$

kde  $S_v$  [m<sup>2</sup>] je plocha finu,  $l_v$  [m] je rameno finu,  $S$  [m<sup>2</sup>] je plocha hlavního křídla a  $b$  [m] je rozpětí hlavního křídla. Pro typická lehká letadla se doporučuje  $V_v = 0,02\text{--}0,05$  [7].

## 1.11 Rychlost pádu

Rychlost pádu (*stall speed*)  $V_{stall}$  je minimální rychlost letu, při níž křídlo ještě generuje dostatečný vztlak. Vyplývá přímo z podmínky  $L = W$  a rovnice 1.3 a je dána vzorcem

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L,max}}}, \quad (1.15)$$

kde  $W = mg$  [N] je tíhová síla letadla,  $\rho = 1,225 \text{ kg m}^{-3}$  je hustota vzduchu (standardní podmínky ISA) a  $C_{L,max}$  [-] je maximální koeficient vztlaku.

Hodnotu  $C_{L,max}$  pro 3D křídlo nelze přímo odečíst ze 2D simulace profilu v programu Xfoil, protože 2D analýza nezohledňuje koncové víry, downwash a nerovnoměrné rozložení vztlaku po rozpětí. Proto se 2D hodnota  $C_{l,max}$  přepočítává korekčním koeficientem  $k_{3D}$  [1].

$$C_{L,max} = C_{l,max} \cdot k_{3D}, \quad k_{3D} = 0,75\text{--}0,85 \quad (1.16)$$

kde  $C_{l,max}$  [-] je maximální koeficient vztlaku z 2D analýzy profilu a  $k_{3D}$  [-] je empirický korekční faktor zohledňující 3D efekty.

## 1.12 Podélná stabilita

Letadlo je staticky podélně stabilní, pokud při vychýlení nosu nahoru vznikne moment, který nos vrátí zpět dolů, a naopak. Tato podmínka je splněna tehdy, když těžiště (CG) leží před neutrálním bodem (NP) aerodynamické konfigurace. Statická zásoba stability (*static margin*) říká o kolik procent tětiny leží těžiště před neutrálním bodem. Čím větší SM, tím stabilnější letadlo. Statickou zásobu stability určuje vzorec

$$SM = \frac{x_{NP} - x_{CG}}{\bar{c}} \cdot 100\%, \quad (1.17)$$

kde  $x_{CG}$  je poloha těžiště,  $x_{NP}$  je poloha neutrálního bodu a  $\bar{c}$  je střední aerodynamická tětina. Pro RC modely se doporučuje  $SM = 5\text{--}15\%$  [7].

Aerodynamický moment křídla je popsán koeficientem  $C_m$ . Podmínka stability vyžaduje, aby se s rostoucím úhlem náběhu moment zmenšoval, tedy

$$\frac{dC_m}{d\alpha} < 0 \quad (1.18)$$

což znamená, že s rostoucím úhlem náběhu  $\alpha$  musí moment koeficient klesat a letadlo se samovolně vrací do rovnovážné polohy.

### 1.12.1 Řídicí plochy

Pohyb modelu ve třech osách je řízen těmito plochami:

- **Křídélka** (*aileron*s) — příčné klonění (osa  $x$ ). Křídélka pracují v protifázi — při výchylce jednoho nahoru se druhé vychýlí dolů. Vzniká nesymetrické rozložení vztlaku, které způsobuje naklonění modelu.
- **Výškovka** (*elevator*) — podélné kývání (osa  $y$ ). Výchylka výškovky mění úhel náběhu ocasní plochy, čímž vzniká moment natáčející nos letadla nahoru nebo dolů.
- **Fin** — pevný bez serva. Přímosměrná stabilita je zajištěna samotnou geometrií ocasních ploch. Konkrétní rozměry všech řídicích ploch jsou uvedeny v kapitole 2.

## 2 Návrh modelu

Tato kapitola aplikuje aerodynamické vztahy z kapitoly 1 na konkrétní geometrický návrh modelu. Jsou zde popsány rozměry všech nosných ploch, výpočty klíčových parametrů a volba pohonné soustavy.

### 2.1 Požadavky a specifikace

Model je navržen jako RC letadlo s rozpětím křídel 600 mm a hmotností do 650 g. Cílem je dosáhnout dostatečného vztlaku pro stabilní let při rychlosti 10–12 m/s, přičemž model bude vybaven křídélky pro řízení příčného naklonění a výškovkou pro řízení podélného kývání. Model bude poháněn jedním bezkartáčovým motorem s vhodnou vrtulí, přičemž poměr tahu k hmotnosti bude dostatečný pro pevnokřídlý model.

### 2.2 Geometrie nosných ploch

Navržené rozměry všech nosných ploch jsou shrnuty v tabulce 2.1.

Tabulka 2.1: Přehled nosných ploch modelu.

| Plocha                    | Rozpětí | Tětiva | Profil    | Plocha                |
|---------------------------|---------|--------|-----------|-----------------------|
| Hlavní křídlo             | 600 mm  | 130 mm | NACA 4412 | 0,078 m <sup>2</sup>  |
| Horizontální stabilizátor | 200 mm  | 80 mm  | NACA 0012 | 0,016 m <sup>2</sup>  |
| vertikální stabilizátor   | 80 mm   | 80 mm  | NACA 0012 | 0,0064 m <sup>2</sup> |

### 2.2.1 Hlavní křídlo

Hlavní křídlo má rozpětí 600 mm a tětívu 130 mm, což dává plochu  $S = 0,078 \text{ m}^2$ . Použitý profil NACA 4412 zajišťuje dobré vztlakové vlastnosti a zároveň je dostatečně odolný vůči separaci proudění při nízkých rychlostech charakteristických pro tento model. Štíhlost křídla dle rovnice 1.8 vychází  $AR = 4,62$ , což je pro RC modely rozumná hodnota vyvažující indukovaný odpor a manévrovatelnost. Křídlo bude vybaveno křídélky (ailerony) pro řízení příčného naklonění.

### 2.2.2 Horizontální stabilizátor

Horizontální stabilizátor (výškovka) má rozpětí 200 mm a tětívu 80 mm, což dává plochu  $S_h = 0,016 \text{ m}^2$ . Použitý profil NACA 0012 je symetrický, což je vhodné pro stabilizátor, který má být aerodynamicky neutrální. Klapka výškovky bude výchylková pro řízení naklonění nosu letadla. Pro výpočet objemového koeficientu výškovky  $V_h$  dle rovnice 1.13 je třeba určit rameno  $l_h$  které určuje vzdálenost mezi aerodynamickým středem hlavního křídla a aerodynamickým středem výškovky. Při navržené geometrii vychází  $l_h = 0,29 \text{ m}$ , které dává  $V_h = 0,45$ , což je v doporučeném rozsahu pro lehká letadla.

### 2.2.3 Vertikální stabilizátor (fin)

Vertikální stabilizátor (fin) je navržen jako lichoběžník s kořenovou tětívou 100 mm a koncovou tětívou 60 mm při rozpětí 80 mm. Střední tětíva vychází 80 mm a plocha  $S_v = 0,0064 \text{ m}^2$ . Použitý profil NACA 0012 je symetrický, což je vhodné pro stabilizátor, který má být aerodynamicky neutrální. Fin bude pevný, bez výchylky, protože při dané velikosti modelu a navržené geometrii ocasních ploch je zajištěna dostatečná přímoměrná stabilita. Pro výpočet objemového koeficientu vertikálního stabilizátoru  $V_v$  dle rovnice 1.14 je třeba určit rameno  $l_v$  které určuje vzdálenost mezi aerodynamickým středem hlavního křídla a aerodynamickým středem finu, vychází  $l_v = 0,29 \text{ m}$ , což dává  $V_v = 0,041$ . Výsledek je v doporučeném rozsahu pro lehká letadla.

## 2.2.4 Ovládací plochy

Křídélka (ailerons) budou umístěna na vnější části každého křídla o délce 190 mm, přičemž zbytek křídla u trupu zůstane pevné. Celková délka křidélek je tedy 380 mm. Klapky budou vychylovány pomocí servomotorů pro řízení naklonění letadla. Klapky a serva budou spojeny mechanicky pomocí táhel, přičemž výchylka klapek bude nastavena na přibližně 20° pro zajištění dostatečné ovladatelnosti bez nadměrného odporu. Táhla jsou dočasně vytvořena ze stavebnice Merkur, ale v budoucnu budou nahrazena pevnější a lehčí konstrukcí.

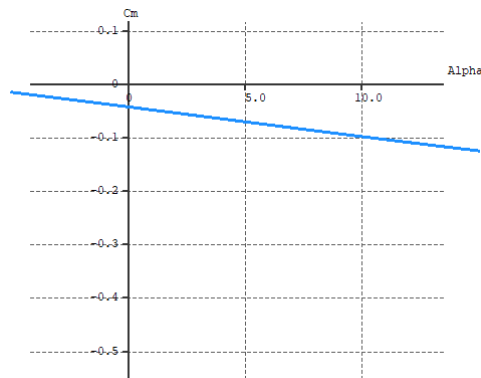
## 2.3 Těžiště a statická stabilita

Těžiště (CG) je navrženo tak, aby se nacházelo přibližně na 28 % střední aerodynamické tětiny (MAC) hlavního křídla, což zajišťuje statickou stabilitu s dostatečnou rezervou.

Neutrální bod (NP) byl stanoven simulací VLM1 v programu XFLR5 na  $x_{NP} = 51,0$  mm od přední hrany hlavního křídla. Těžiště je navrženo na  $x_{CG} = 41,0$  mm od přední hrany, což odpovídá 31,5 % střední aerodynamické tětiny (MAC). Statická zásoba stability dle rovnice 1.17 vychází

$$SM = \frac{51,0 - 41,0}{130} \cdot 100 \approx 7,7 \%$$

Výsledek leží v doporučeném rozsahu 5–15 % pro RC modely, model je tedy staticky stabilní.



Obrázek 2.1: Závislost momentového koeficientu  $C_m$  na úhlu náběhu  $\alpha$  z analýzy v XFLR5.

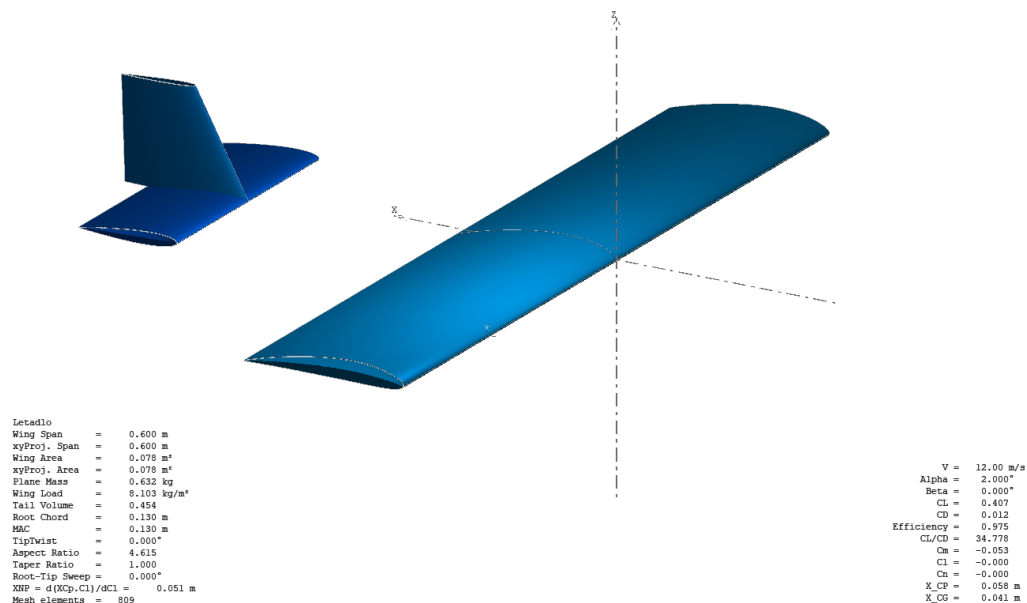
Poloha neutrálního bodu byla ověřena analýzou  $C_m/\alpha$  v programu XFLR5, kde záporný sklon křivky na obrázku 2.1 dokazuje stabilitu letadla.

### 2.3.1 Výsledky simulace

Program XFLR5 byl použit k ověření aerodynamických vlastností navrženého modelu metodou VLM1 při návrhové rychlosti  $V = 12 \text{ m/s}$  a úhlu náběhu v rozmezí  $\alpha = -5^\circ$  až  $15^\circ$ . Úhel  $2^\circ$  byl vybrán jako ukázkový, který odpovídá typickému cestovnímu režimu. Geometrie modelu odpovídající parametrům z tabulky 2.1 je zobrazena na obrázku 2.2.

Tabulka 2.2: Hodnoty simulace VLM1 v programu XFLR5 při  $V = 12 \text{ m/s}$ ,  $\alpha = 2^\circ$ .

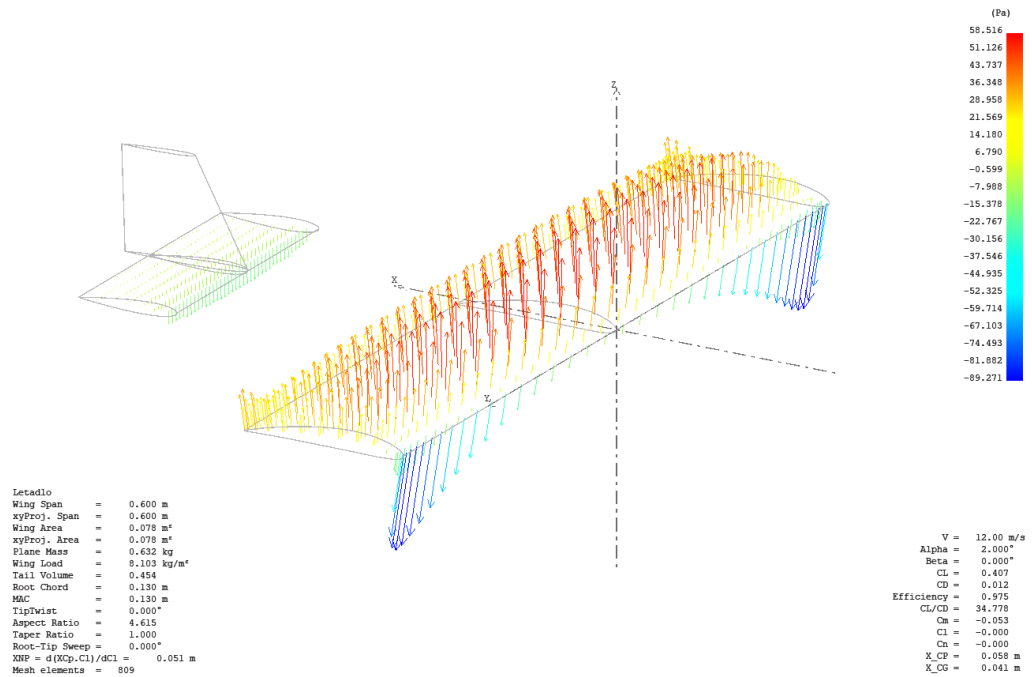
| Parametr                         | Hodnota                      |
|----------------------------------|------------------------------|
| Rozpětí $b$                      | 0,600 $m$                    |
| Plocha křídla $S$                | 0,078 $m$                    |
| Hmotnost $m$                     | $0,632 \pm 0,005 \text{ kg}$ |
| Koeficient vztlaku $C_L$         | 0,407                        |
| Koeficient odporu $C_D$          | 0,012                        |
| Klouzavost $C_L/C_D$             | 34,78                        |
| Momentový koeficient $C_m$       | -0,066                       |
| Poloha neutrálního bodu $x_{NP}$ | 0,051 $m$                    |
| Poloha těžiště $x_{CG}$          | 0,041 $m$                    |



Obrázek 2.2: 3D model letounu v programu XFLR5. Parametry simulace jsou uvedeny v tabulce 2.2.

Obrázek 2.3 zobrazuje rozložení aerodynamické síly na plochu ( $F/s = q \cdot C_p$ ) na profilu křídla. Dominantním zdrojem vztlaku je podtlak na horní straně křídla. Červené šipky směřující nahoru dosahují hodnot až 58 Pa a představují sání táhnoucí křídlo vzhůru. Spodní strana křídla přispívá k vztlaku přetlakem menší měrou. Modré šipky na náběžné hraně odpovídají oblasti stagnačního tlaku, kde vzduch naráží na profil. Ocasní plocha vykazuje výrazně nižší silové zatížení, což potvrzuje její stabilizační funkci bez výrazného příspěvku k celkovému odporu.

Simulace rovněž potvrzuje polohu neutrálního bodu  $x_{NP} = 0,051$  m a polohu těžiště  $x_{CG} = 0,041$  m, ze kterých vychází statická zásoba stability vypočtená v sekci 1.12. Klouzavost modelu při tomto režimu letu vychází  $K = 34,8$ .

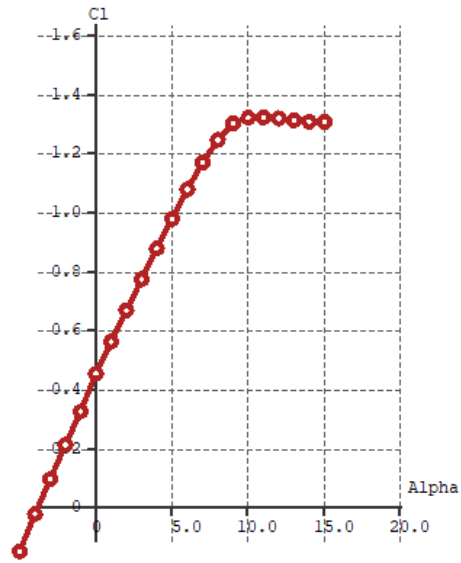


Obrázek 2.3: Rozložení aerodynamické síly na plochu ( $F/s = q \cdot C_p$ ) na profilu křídla z analýzy VLM1 při  $V = 12 \text{ m/s}$ ,  $\alpha = 2$ .

## 2.4 Rychlost pádu a letové podmínky

Maximální koeficient vztlaku  $C_{L,max}$  pro 3D křídlo byl stanoven korekcí 2D hodnoty z programu Xfoil. Ze simulace profilu NACA 4412 při  $Re = 104\,000$  vychází z grafu 2.4  $C_{l,max} = 1,32$ . Po aplikaci korekčního koeficientu  $k_{3D} = 0,80$  dle rovnice 1.16 vychází

$$C_{L,max} = 1,32 \cdot 0,80 = 1,06.$$



Obrázek 2.4: Závislost koeficientu vztlaku  $C_L$  na úhlu náběhu  $\alpha$  z analýzy v Xfoil.

Rychlost pádu byla vypočtena dle rovnice 1.15 pro hmotnost modelu  $m = 632 \pm 5\text{g}$  a vychází

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2 \cdot 0,632 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 0,078 \cdot 1,06}} = 11,1 \pm 0,04 \text{ m/s}.$$

Navrhovaná cestovní rychlost  $V = 12 \text{ m/s}$  je přibližně 7,5 % nad rychlostí pádu, což je dostatečnou bezpečnostní rezervou pro tento model. Wing loading modelu dle rovnice 1.11 vychází

$$WL = \frac{0,632}{0,078} = 8,1 \pm 0,06 \text{ kg/m}^2.$$

Uvedené hodnoty hmotnosti jsou reálné hodnoty získané zvážení hotového modelu, včetně baterie a elektroniky.

## 2.5 Pohonná soustava

### 2.5.1 Motor a vrtule

Jako pohonná jednotka byl zvolen motor KAVAN Brushless C2822-1400KV, bezkartáčový motor s rotačním pláštěm přímo určený pro pevnokřídle RC modely. Motor je nízkootáčkový s vysokým točivým momentem, což mu umožňuje pohánět vrtule většího průměru bez převodovky. Motor má konstantu  $KV = 1400 \text{ ot./min/V}$  a hmotnost 34 g [10].

Výrobce doporučena vrtule pro napájení 3S je APC 6×4". Z důvodu vyšší celkové hmotnosti modelu byla zvolena vrtule APC 8×4", která díky většímu průměru přesouvá více vzduchu a generuje podstatně vyšší tah. Tato volba zvyšuje odběr proudu nad nominální limit motoru, proto je plný plyn využíván pouze krátkodobě při vzletu a stoupání.

Naměřený tah při plném plynu se pohyboval v rozsahu 480–510 g. Pro další výpočty je uvažována hodnota  $T = 495 \pm 15 \text{ g}$ . Poměr tahu k celkové hmotnosti modelu  $m_{MTOW} = 632 \pm 5 \text{ g}$  je

$$\frac{T}{W} = \frac{495}{632} = 0,78 \pm 0,02.$$

Pro pevnokřídlelý model je tento poměr dostačující. Na rozdíl od multikoptér nemusí motor nést celou hmotnost, neboť vztlak křídla zajišťuje hlavní část nesené hmotnosti za letu. Motor slouží primárně k udržení dostatečné cestovní rychlosti.

### 2.5.2 Regulátor ESC a baterie

Pro regulaci otáček motoru je použit elektronický regulátor Hornet 40 A (2–4S), který komunikuje s řídicí jednotkou pomocí standardního PWM signálu. Napájení zajišťuje baterie KAVAN LiPo 1300 mAh / 11,1 V (3S) / 40–80C [11]. Jmenovité napětí 11,1 V a kapacita 1300 mAh představují dobrý kompromis mezi hmotností a výdrží.

### 2.5.3 Energetická bilance

Maximální příkon pohonné soustavy je omezen motorem KAVAN C2822-1400KV na  $P_{max} = 90$  W při proudu  $I_{max} = 11$  A ze zdroje  $U = 11,1$  V (3S LiPo). Při cestovním letu s přibližně 50 % plynu se odhaduje odběr motoru na  $I_{motor} \approx 5,5$  A. Elektronika (ESP32, HC-12, 3× MG90S) odebírá přibližně  $I_{el} \approx 0,5$  A. Celkový odhadovaný odběr při cruisu je tedy

$$I_{cruise} = 5,5 + 0,5 = 6,0 \text{ A.}$$

Využitelná kapacita baterie při vybití do 80 % nominální kapacity je  $1300 \cdot 0,8 = 1040$  mAh. Doba letu se vypočítá jako podíl využitelné kapacity baterie a celkového odběru, převedený na minuty. Odhadovaná doba letu vychází

$$t = \frac{1040 \text{ mAh}}{6000 \text{ mA}} \cdot 60 = 10,4 \text{ min.}$$

Baterie KAVAN LiPo 1300 mAh / 40C je schopna trvale dodávat až 52 A, což s rezervou pokrývá maximální odběr 11 A motoru. Výdrž 10 minut je pro účely testovacích letů dostatečná.

## 2.6 Konstrukce a použité materiály

Jako hlavní konstrukční materiál pro trup a křídla je zvolen uhlíkový kompozit, který nabízí vynikající poměr pevnosti k hmotnosti. Žebrové profily křídel a ocasních ploch jsou tištěné na 3D tiskárně z PLA. Tyto díly jsou dostatečně pevné pro tento účel a umožňují přesné zachování tvaru profilu. Povrch křídel bude potažen smršťovací fólií, která zajišťuje hladký aerodynamický povrch a minimalizuje hmotnost. Hlavní křídlo a páteřní tyč spojují dvě plochy z 4 mm tlusté břízové překližky, které poskytují dostatečnou tuhost a pevnost pro přenášení zatížení během letu. Mezi těmito plochami je umístěna baterie a elektronika.

### 2.6.1 Návrh hlavního křídla

Aby křídlo mělo správný a konstantní tvar profilu po celé délce, je navrženo jako sendvičová konstrukce tvořená žebry s uhlíkovými nosníky a fólií. Žebra odpovídající profilu NACA 4412 jsou tištěna na 3D tiskárně s odlehčovacími otvory, které zároveň slouží jako otvor pro kabely k servomotorům. Skrze žebra procházejí dva uhlíkové nosníky (průměr 6 mm, délka 600 mm), které zajišťují torzní i ohybovou tuhost křídla. Žeber je celkem 16, na každé straně 8 a to 4 v pevné části a 4 menší v části s křídélky. Povrch bude potažen smršťovací fólií, která vytváří aerodynamicky hladký povrch a přidává minimální hmotnost. Výsledná konstrukce je pevná, tvarově konzistentní a lehká.

### 2.6.2 Trup

Hlavní část trupu tvoří tyč čtvercového profilu z uhlíkového kompozitu s tloušťkou stěn 1 mm a rozměry  $20 \times 20 \times 355$  mm. Tato konstrukce poskytuje vysokou tuhost při minimální hmotnosti. Na obou stranách tyče jsou připevněny dřevěné příložky, které slouží jako úchyt pro hlavní křídlo a jako nosič elektroniky. Na druhém konci tyče je zasunut horizontální stabilizátor, který je připevněn pomocí šroubu. Vertikální stabilizátor (fin) je přilepen k horizontálnímu stabilizátoru a zůstává pevný bez serva.

### 2.6.3 Ocasní plochy

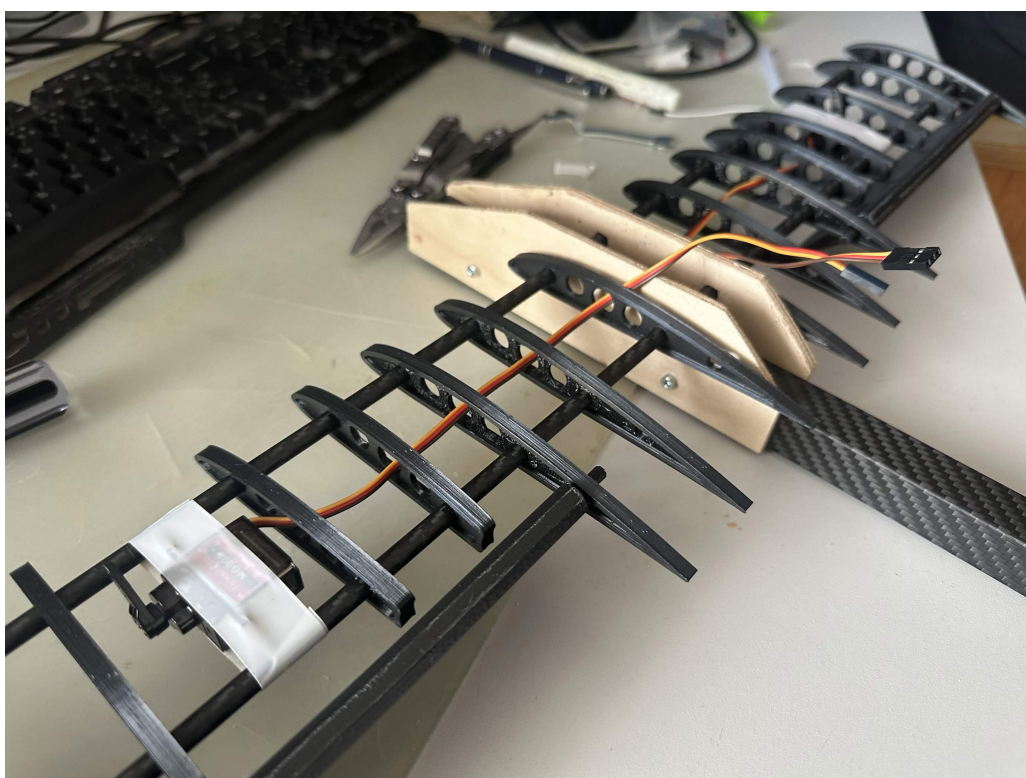
Ocasní plochy jsou vytištěny na 3D tiskárně z PLA s nízkým procentem výplně, přičemž přesný tvar profilu NACA 0012 je zachován po celé délce. Výškovka (*elevator*) je ovládána servomotorem, zatímco fin zůstává pevný bez serva. Přímosměrná stabilita je zajištěna samotnou geometrií ocasních ploch, což zjednodušuje konstrukci a snižuje celkovou hmotnost modelu.

## 2.6.4 Výrobní postup

Výroba modelu probíhala v několika navazujících krocích od centrální nosné konstrukce směrem k periferním komponentám.

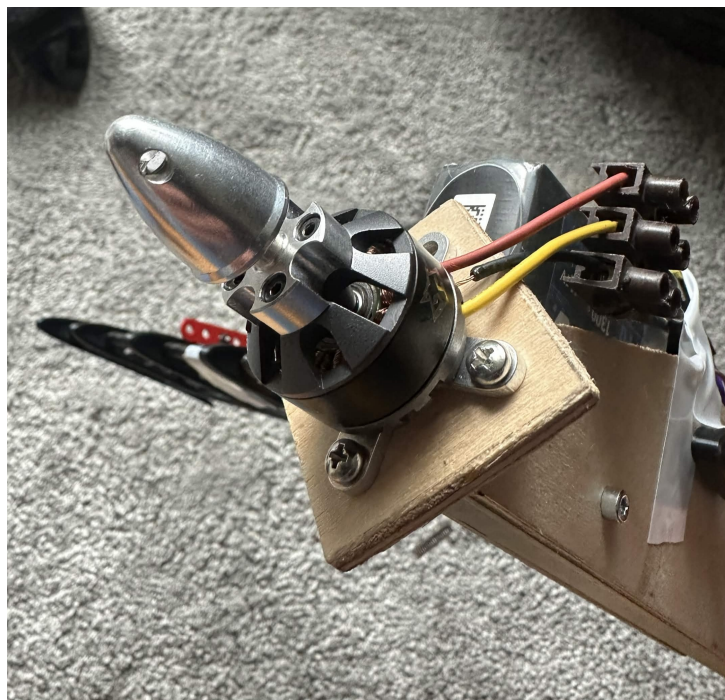
Základem celého modelu je páteřní uhlíková trubka čtvercového průřezu, na kterou navazují všechny ostatní díly. Na trubku byly z obou stran připevněny dřevěné příložky z březové překližky, které slouží jako úchyt hlavního křídla a zároveň jako nosič elektroniky umístěné mezi nimi.

Skrze dřevěné příložky byly provléknuty dvě kulaté uhlíkové tyče tvořící hlavní nosníky křídla. Na tyče byla postupně nasunuta 3D tištěná žebra ve správném pořadí od kořene k oběma koncům křídla. Mezi vnitřní žebra v pevné části křídla byly umístěny servomotory ovládající křídélka.



Obrázek 2.5: Sestavené hlavní křídlo s 3D tištěnými žebry, uhlíkovými nosníky a integrovanou kabeláží.

V přední části modelu je k trupu přilepen čtvercový dřevěný držák motoru s pěti otvory. Čtyři pro šrouby upevňující motor a jeden centrální pro průchod hřídele. Tento držák je pevně spojen s trupem epoxidovým lepidlem a je schopen přenášet tah motoru do nosné konstrukce.



Obrázek 2.6: Detail motorové sekce s instalovaným motorem KAVAN C2822-1400KV a vrtulovým kuzelem.

V zadní části modelu jsou do trupu zasunuty 3D tištěné ocasní plochy. Horizontální stabilizátor je k trupu připevněn šroubem, vertikální stabilizátor je přilepen k horizontálnímu. Servomotor výškovky je upevněn na trupu před ocasními plochami a je propojen pomocí mechanického táhla.

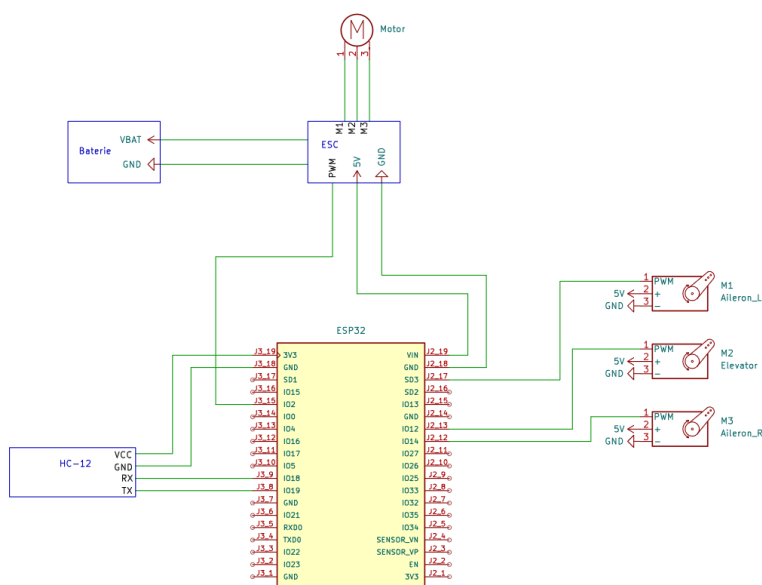
Závěrečným krokem byla instalace elektroniky mezi dřevěné příložky trupu, připevnění ESP32, modulu HC-12 a ESC, propojení servomotorů s řídicí jednotkou a umístění baterie co nejblíže nosu modelu pro dosažení správné polohy těžiště.

## 3 Elektronika

Elektroniku modelu tvoří dva samostatné celky: letadlo a ovladač propojené bezdrátovou komunikací přes moduly HC-12. Tato kapitola popisuje všechny použité součástky, schéma zapojení a napájecí architekturu obou celků. Podrobný popis softwarové části je uveden v kapitole 4.

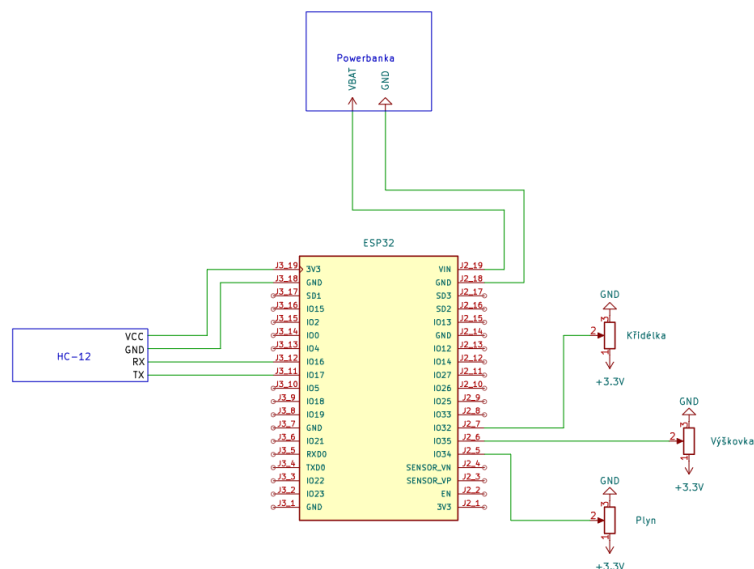
### 3.1 Schéma zapojení

#### 3.1.1 Schéma letadla



Obrázek 3.1: Schéma zapojení elektroniky letadla

### 3.1.2 Schéma ovladače



Obrázek 3.2: Schéma zapojení elektroniky ovladače

## 3.2 Přehled součástek

Tabulky 3.1 a 3.2 shrnují všechny klíčové součástky obou celků.

Tabulka 3.1: Součástky — letadlo.

| Součástka          | Popis                          |
|--------------------|--------------------------------|
| ESP32              | Hlavní řídicí jednotka         |
| HC-12              | Bezdrátový přijímač            |
| MG90S $\times$ 3   | Servomotory (křídla, výškovka) |
| Hornet 40 A ESC    | Regulátor otáček motoru        |
| KAVAN C2822-1400KV | Bezkartáčový motor             |
| LiPo 3S 1300 mAh   | Hlavní baterie                 |
| APC 8 $\times$ 4"  | Vrtule                         |
| Ostatní            | Kabely, konektory, držáky      |

Tabulka 3.2: Součástky — ovladač.

| Součástka  | Popis                                   |
|------------|-----------------------------------------|
| ESP32      | Řídící jednotka ovladače                |
| HC-12      | Bezdrátový vysílač                      |
| Joystick 1 | Řízení naklánění a klopení (roll/pitch) |
| Joystick 2 | Řízení plynu (throttle)                 |
| Powerbanka | Napájení ovladače                       |

### 3.3 Popis součástek

#### 3.3.1 Mikrokontrolér ESP32

ESP32 je 32bitový mikrokontrolér od společnosti Espressif Systems s dvoujádrovým procesorem Xtensa LX6 taktovaným na 240 MHz [6]. Pro tento projekt je klíčová dostupnost více hardwarových rozhraní UART a 12bitový ADC pro čtení analogových vstupů a dostatečný počet PWM výstupů pro řízení serv a ESC. Mikrokontrolér je použit jak v letadle (přijímač), tak v ovladači (vysílač), což zjednodušuje vývoj firmware. Obě zařízení sdílejí stejnou platformu a vývojové prostředí Arduino IDE.

#### 3.3.2 Bezdrátový modul HC-12

HC-12 je hotový bezdrátový transceiver pracující v pásmu 433 MHz, podrobně popsáný v sekci 4.2. Z pohledu hardwarového zapojení se jedná o 5pinový modul komunikující přes rozhraní UART s napájecím napětím 3,3 V. Modul obsahuje integrovanou anténu, kterou lze v případě potřeby nahradit externí pro zvýšení dosahu. Pro tento projekt je však integrovaná anténa zcela dostačující.

### 3.3.3 Servomotory MG90S

MG90S je miniaturní servomotor s kovovými převody o hmotnosti 13,4 g. Oproti plastovým převodům poskytuje vyšší odolnost vůči rázu při přistání a delší životnost při opakovaném zatížení. Základní parametry jsou shrnuty v tabulce 3.3.

Tabulka 3.3: Parametry servomotoru MG90S [9].

| Parametr        | Hodnota                           |
|-----------------|-----------------------------------|
| Napájecí napětí | 4,8–6,0 V                         |
| Krouticí moment | 1,8 kg·cm (při 4,8 V)             |
| Rychlost        | 0,1 s / 60° (při 4,8 V)           |
| Hmotnost        | 13,4 g                            |
| Rozhraní        | PWM 50 Hz, pulz 1000–2000 $\mu$ s |

V modelu jsou použity celkem tři kusy MG90S, dva pro křídélka a jeden pro výškovku.

### 3.3.4 Joystiky

Ovladač je vybaven dvěma dvouosými joystiky, které fungují na principu potenciometrů. Jeden joystick řídí naklánění a klopení (roll/pitch) a druhý řídí plyn (throttle). Výstupy z joysticků jsou čteny jako analogové hodnoty pomocí ADC pinů na ESP32, které jsou následně mapovány na odpovídající rozsah PWM signálu a odesílány přes HC-12 do letadla.

### 3.3.5 Regulátor ESC a motor

Elektronický regulátor otáček Hornet 40 A (2–4S LiPo) řídí bezkartáčový motor pomocí třífázového PWM signálu. Vstupní signál z ESP32 je standardní servo PWM (50 Hz, 1000–2000  $\mu$ s), kde 1000  $\mu$ s odpovídá nulovým otáčkám a 2000  $\mu$ s plnému plynu. ESC obsahuje integrovaný BEC (*Battery Eliminator Circuit*), který bude sloužit jako zdroj 5 V pro ESP32 a ostatní elektroniku.

Motor KAVAN Brushless C2822-1400KV je bezkartáčový motor s hodnotou KV udávající počet otáček za minutu na volt napájecího napětí. Při napájení z 3S LiPo (11,1 V) jsou tak teoretické volnoběžné otáčky přibližně  $1400 \times 11,1 = 15\,500$  ot/min. Naměřený tah s vrtulí APC 8×4" na 3S dosahuje přibližně 490 g.

### **3.3.6 Napájení — LiPo baterie**

Hlavním zdrojem energie je baterie KAVAN LiPo 1300 mAh / 11,1 V (3S) / 40–80C. Trojčlánková konfigurace (3S) poskytuje jmenovité napětí 11,1 V a plně nabitý stav 12,6 V. Vybíjecí schopnost 40C znamená, že baterie dokáže trvale dodávat proud až 52 A, což s rezervou pokryje potřeby motoru i elektroniky. Baterie je připojena k ESC pomocí konektoru XT60, který zajišťuje bezpečné a spolehlivé spojení.

## **3.4 Ovladač — hardwarová realizace**

Jako ovladač byl použit starý ovladač na RC drony. V ovladači zůstaly pouze původní joysticky a vše ostatní bylo odstraněno. Do těla ovladače bylo umístěno ESP32 a v přední části ovladače je otvor pro HC-12. Ovladač je napájen z powerbanky, která poskytuje stabilní napětí pro ESP32 a HC-12.

## 4 Software a komunikace

Tato kapitola popisuje softwarovou architekturu systému dálkového ovládání. Komunikace mezi ovladačem a letadlem je realizována přes moduly HC-12 pracující na frekvenci 433 MHz. Kapitola dále obsahuje strukturu a klíčové části firmware obou zařízení.

### 4.1 Architektura systému

Systém se skládá ze dvou nezávislých zařízení. Ovladač čte hodnoty z joysticků, zabalí je do datové struktury a odesílá bezdrátově přes HC-12. Přijímač v letadle čeká na příchozí pakety, dekoduje je a nastaví odpovídající polohy serv a otáčky motoru. Obě zařízení používají mikrokontrolér ESP32 a identické moduly HC-12.

### 4.2 Komunikační modul HC-12

#### 4.2.1 Princip funkce a parametry

HC-12 je hotový bezdrátový modul pracující v pásmu 433 MHz s integrovaným rádiovým čipem Si4463. Z pohledu mikrokontroléru se chová jako standardní sériová linka (UART). Vše, co přijde na pin TX jednoho modulu, se objeví na pinu RX druhého modulu. Není tedy potřeba řešit žádné RF parametry ani instalovat speciální knihovny. Dosah modulu v přímé viditelnosti je několik set metrů, což pro účely tohoto projektu plně dostačuje.

Klíčové parametry modulu jsou shrnuty v tabulce 4.1.

Tabulka 4.1: Parametry modulu HC-12 [5].

| Parametr         | Hodnota            |
|------------------|--------------------|
| Frekvenční pásmo | 433,4–473,0 MHz    |
| Napájecí napětí  | 3,2–5,5 V          |
| Výchozí baudrate | 9600 Bd            |
| Výkon vysílače   | až 20 dBm (100 mW) |
| Rozhraní         | UART               |

### 4.2.2 Konfigurace modulu

HC-12 se konfiguruje pomocí AT příkazů při přivedení pinu SET do logické nuly. V běžném provozu je SET v logické jedničce a modul transparentně přeposílá data. Pro tento projekt je použito výchozí nastavení (9600 Bd, kanál 1), které nevyžaduje žádnou změnu konfigurace.

Zapojení HC-12 k ESP32 je na obou zařízeních identické:

- **VCC** → 3,3 V
- **GND** → GND
- **TXD** (HC-12) → RX (ESP32)
- **RXD** (HC-12) → TX (ESP32)
- **SET** → HIGH (běžný provoz)
- **ANT** → anténa

### 4.2.3 Anténa

Pro tento projekt je použita integrovaná anténa modulu HC-12, která poskytuje dostatečný dosah pro komunikaci mezi ovladačem a letadlem. V případě potřeby zvýšení

dosahu lze integrovanou anténu nahradit externí, například 1/4 vlnovou tyčovou anténou, připojenou k pinu ANT.

## 4.2.4 Formát přenášených dat

Řídicí hodnoty jsou přenášeny jako binární datová struktura (*struct*). Binární přenos je efektivnější než textový formát a přenáší se přesně 6 bajtů místo desítek ASCII znaků, čímž se snižuje latence.

Listing 4.1: Datová struktura řídicího paketu.

```
1 struct Data {  
2     int16_t throttle; // plyn:      0 az 4095  
3     int16_t pitch;    // vyskovka: 0 az 4095  
4     int16_t roll;     // kridelka: 0 az 4095  
5 };
```

Použití typu `int16_t`, což je 16bitové celé číslo se znaménkem, zajišťuje přesnost kroků a konstantní velikost 2 bajty na kanál nezávisle na platformě.

## 4.3 Kód vysílače (ovladač)

### 4.3.1 Struktura kódu

Software ovladače provádí v hlavní smyčce tři operace: přečte aktuální hodnoty z analogových vstupů, uloží je do struktury `Data` a odešle strukturu jako blok bajtů přes HC-12. Smyčka se opakuje přibližně každých 50 ms, čímž je dosaženo odesílací frekvence 20 Hz.

### 4.3.2 Čtení vstupů

Joystick 1 poskytuje dva analogové výstupy osy X a Y. Joystick 2 slouží jako ovladač plynu. Hodnoty jsou čteny přes 12bitový ADC ESP32 a mapovány na rozsah odpovídající datové struktuře.

### 4.3.3 Odesílání dat

Listing 4.2: Odesílání paketu z ovladače.

```
1 void loop() {  
2     packet.throttle = analogRead(THROTTLE_PIN);  
3     packet.pitch    = analogRead(PITCH_PIN);  
4     packet.roll     = analogRead(ROLL_PIN);  
5  
6     HC12.write((uint8_t*)&packet, sizeof(packet));  
7     delay(50); // 20 Hz  
8 }
```

## 4.4 Kód přijímače (letadlo)

### 4.4.1 Příjem a dekodování dat

Přijímač čeká, dokud není v bufferu k dispozici celý paket (6 bajtů). Jakmile data dorazí, přečte je do struktury `Data` a předá dál k řízení serv a ESC. Dále jsou hodnoty mapovány z rozsahu 0–4095 (12bitový ADC) na rozsah 1000–2000  $\mu$ s pro PWM signál.

Listing 4.3: Příjem a řízení na straně letadla.

```
1 void loop() {  
2     if (HC12.available() >= sizeof(packet)) {  
3         HC12.readBytes((uint8_t*)&packet, sizeof(packet));  
4  
5         esc.writeMicroseconds(map(packet.throttle, 0, 4095, 1000,  
6             2000));  
7         servoElevator.writeMicroseconds(map(packet.pitch, 0,  
8             4095, 1000, 2000));  
9         servoAileronL.writeMicroseconds(map(packet.roll, 0,  
10            4095, 1000, 2000));  
11        servoAileronR.writeMicroseconds(map(packet.roll, 0,  
12            4095, 2000, 1000));  
  
        lastPacketTime = millis();  
    }  
}
```

#### 4.4.2 Řízení servomotorů a ESC

Servomotory i ESC jsou řízeny PWM signálem s periodou 20 ms (frekvence 50 Hz). Šířka pulzu v rozsahu 1000–2000  $\mu$ s odpovídá plnému rozsahu pohybu serva nebo plynu motoru. Hodnoty z přijatého paketu jsou mapovány na tento rozsah a předány příslušným výstupním pinům ESP32.

#### 4.4.3 Fail-safe

V letadle je implementován fail-safe mód, který funguje pokud nepříjde žádný paket po dobu delší než stanovený čas, letadlo automaticky nastaví nulový plyn a vycentruje všechna serva. Tím se zamezí nekontrolovanému letu v případě výpadku spojení.

## Závěr

Cílem této ročníkové práce byl návrh a výroba modelu RC letadla s pevnými křídly. Byly navrženy nosné plochy modelu na základě aerodynamické analýzy, zvolena pohonná soustava a navržena elektronika včetně systému dálkového ovládání.

Aerodynamická analýza v programech Xfoil a XFLR5 potvrdila vhodnost zvoleného profilu NACA 4412 pro daný rozsah Reynoldsových čísel a ověřila statickou podélnou stabilitu navržené konfigurace. Statická zásoba stability vyšla  $SM = 7,7\%$ , což odpovídá doporučenému rozsahu pro RC modely.

Bezdrátová komunikace mezi ovladačem a letadlem byla úspěšně otestována a moduly HC-12 spolehlivě přenášejí řídicí data na frekvenci 433 MHz při odesílací frekvenci 20 Hz. Implementovaný fail-safe režim zajišťuje, že v případě výpadku spojení letadlo automaticky nastaví nulový plyn a vycentruje všechna serva.

Při realizaci modelu se ukázalo, že hmotnost 3D tištěných ocasních ploch významně ovlivňuje polohu těžiště. Původní verze ocasu vážila 92 g, což posunulo těžiště o několik desítek mm dozadu mimo doporučený rozsah. Tento problém byl vyřešen přetiskem ocasních ploch s nižší hustotou výplně a tenšími stěnami, čímž se hmotnost ocasu snížila na 50 g. Tato zkušenost potvrzuje, že u 3D tištěných modelů musí být odhady hmotnosti součástí návrhového procesu od počátku.

Letové testy budou dokončeny po finálním potažení křídla smršťovací fólií. Práce může v budoucích iteracích pokračovat přidáním více funkcí, jako je GPS modul nebo přechodem na výkonnější řídicí jednotku schopnou autonomní stabilizace pomocí gyroskopu a akcelerometru.

## Literatura

- [1] ANDERSON, John D. *Introduction to Flight*. 8. vyd. New York: McGraw-Hill Education, 2017. ISBN 978-1-259-25408-5.
- [2] NASA Glenn Research Center. *The Drag Equation* [online]. 2022 [cit. 2026-04-10]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/drageq.html>
- [3] DRELA, Mark a Harold YOUNGREN. *XFOIL: Subsonic Airfoil Development System* [online]. 2013 [cit. 2026-04-10]. Dostupné z: <https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>
- [4] *XFLR5: Analysis tool for airfoils, wings and planes* [online]. 2022 [cit. 2026-04-10]. Dostupné z: <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>
- [5] *HC-12 Wireless Serial Port Communication Module — Datasheet* [online]. [cit. 2026-04-10]. Dostupné z: <https://www.hc01.com/downloads/HC-12%20english%20datasheets.pdf>
- [6] Espressif Systems. *ESP32 Series Datasheet* [online]. 2023 [cit. 2026-04-10]. Dostupné z: [https://www.espressif.com/sites/default/files/documentation/esp32\\_datasheet\\_en.pdf](https://www.espressif.com/sites/default/files/documentation/esp32_datasheet_en.pdf)
- [7] DRELA, Mark. *Lab 8 Notes – Basic Aircraft Design Rules* [online]. Massachusetts Institute of Technology, Unified Engineering, 2006 [cit. 2026-04-25]. Dostupné z: [https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/ffbff8a4985ee6ea819afb90c40834e3\\_spl8.pdf](https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/ffbff8a4985ee6ea819afb90c40834e3_spl8.pdf)
- [8] NASA GLENN RESEARCH CENTER. *The Lift Equation* [online]. 2022 [cit. 2026-04-25]. Dostupné z: <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-equation/>

- [9] TOWER PRO. *MG90S Micro Servo — Datasheet* [online]. [cit. 2026-04-26]. Dostupné z: [https://www.electronicoscaldas.com/datasheet/MG90S\\_Tower-Pro.pdf](https://www.electronicoscaldas.com/datasheet/MG90S_Tower-Pro.pdf)
- [10] KAVAN EUROPE. *KAVAN Brushless motor C2822-1400* [online]. [cit. 2026-04-26]. Dostupné z: <https://kavanrc.com/en/item/product-140793>
- [11] KAVAN EUROPE. *KAVAN Li-Po 1300 mAh/11,1 V 40/80C 14,4 Wh* [online]. [cit. 2026-04-26]. Dostupné z: <https://www.kavanrc.com/en/item/kavan-li-po-1300mah-11-1v-40-80c-14-4wh-140749>

## Seznam obrázků

|     |                                                                                                                                                         |    |
|-----|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| 1.1 | Čtyři základní síly působící na letadlo při letu. . . . .                                                                                               | 11 |
| 1.2 | Profily NACA 4412 (hlavní křídlo) a NACA 0012 (ocasní plochy) vygenerované v programu XFLR5. . . . .                                                    | 16 |
| 2.1 | Závislost momentového koeficientu $C_m$ na úhlu náběhu $\alpha$ z analýzy v XFLR5.                                                                      | 24 |
| 2.2 | 3D model letounu v programu XFLR5. Parametry simulace jsou uvedeny v tabulce 2.2. . . . .                                                               | 25 |
| 2.3 | Rozložení aerodynamické síly na plochu ( $F/s = q \cdot C_p$ ) na profilu křídla z analýzy VLM1 při $V = 12 \text{ m/s}$ , $\alpha = 2^\circ$ . . . . . | 26 |
| 2.4 | Závislost koeficientu vztlaku $C_L$ na úhlu náběhu $\alpha$ z analýzy v XFOIL. . . .                                                                    | 27 |
| 2.5 | Sestavené hlavní křídlo s 3D tištěnými žebry, uhlíkovými nosníky a integrovanou kabeláží. . . . .                                                       | 31 |
| 2.6 | Detail motorové sekce s instalovaným motorem KAVAN C2822-1400KV a vrtulovým kuželem. . . . .                                                            | 32 |
| 3.1 | Schéma zapojení elektroniky letadla . . . . .                                                                                                           | 33 |
| 3.2 | Schéma zapojení elektroniky ovladače . . . . .                                                                                                          | 34 |

## **Přílohy**

**Příloha I — Zdrojový kód**

**Příloha II — Schéma zapojení**

**Příloha III — Fotodokumentace**