

# Návrh bezpilotního létajícího prostředku pro experimentální účely

Václav Papež, Jiří Nožička

ČVUT v Praze, Fakulta strojní, Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky, Technická 4, 166 07 Praha 6, Česká republika

## Abstrakt

Cílem této práce je navrhnout bezpilotní létající prostředek schopný sloužit experimentálním účelům, zejména určení maximální možné výdrže ve vzduchu. Mezi požadavky na létající prostředek patří dobrá letová výkonnost a stabilita, a tedy snadná ovladatelnost. Konstrukce a uspořádání letadla spolu s hmotnostní rezervou by měly umožnit uložení přídavných měřicích nebo monitorovacích elektronických zařízení. Na základě tohoto zadání byl proveden aerodynamický a pevnostní návrh bezpilotního prostředku. Rovněž byla zvolena pohonná jednotka, odpovídající akumulátory s ohledem na předpokládanou hmotnostní rezervu a vybraná letová elektronika. Součástí této práce je rovněž stavba bezpilotního prostředku.

*Klíčová slova:* návrh UAV; aerodynamický návrh; pevnostní výpočet; bezpilotní prostředek; výdrž ve vzduchu

## 1. Úvod

Cílem práce je vytvořit model letadla jednoduchý na výrobu při použití běžně dostupných technologií, který bude vykazovat dobrou letovou výkonnost. Model poháněný elektromotorem bude sloužit experimentálním účelům pro zkoumání maximální výdrže ve vzduchu. Proporce modelu byly přizpůsobeny ustálenému režimu letu bez dynamických a akrobatických prvků, tzn. bez větších přetížení působících na konstrukci modelu.

V prvotním návrhu byly určeny základní rozměry a přibližná hmotnost modelu. Rozpětí křídla 6250mm, délka trupu 3000mm, hmotnost cca 25kg. Pohyblivá kormidla: VOP, SOP, křídélka. Výkon zajišťuje elektromotor poháněný akumulátory umístěnými uvnitř trupu.

Před stavbou modelu bylo potřeba provést aerodynamický rozbor a výpočet, jehož cílem bylo stanovení silových účinků působících na létající prostředek za letu. Pomocí vztahových a zejména odporových sil, které musí model při pohybu prostředím (vzduchem) překonávat, lze odhadnout potřebný výkon pohonné jednotky a v dalším kroku také přibližnou dobu letu za použití daných akumulátorů.

## 2. Výpočet výkonů modelu

Primárně byl proveden návrh a výpočet hlavní nosné plochy – křídla, na jehož parametrech velmi úzce závisí výsledné vlastnosti modelu.

Jako profil hlavní nosné plochy byl zvolen Eppler E209 o maximální tloušťce 13,72%. (Obr. 1) [3] Tento profil vykazuje výhodné aerodynamické vlastnosti i při nižších Reynoldsových číslech. Pro dosažení dobré klouzavosti bylo nutné navrhnout křídlo o poměrně velké štíhlosti, která dovoluje zachovat

konstantní hloubku křídla podél celého rozpětí, aniž by se výrazně zvětšil odpor.

### 2.1. Charakteristiky křídla:

Rozpětí křídla  $l = 6250\text{mm}$

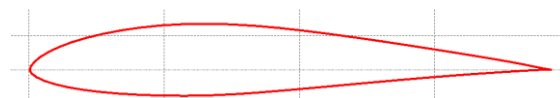
Hloubka křídla  $b = 500\text{mm}$  - konstantní podél rozpětí

Plocha křídla  $S = 500 * 6250 = 3125000\text{mm}^2$

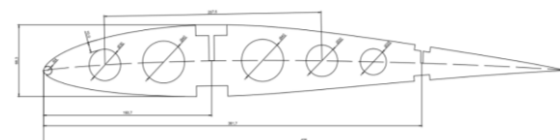
Štíhlost křídla  $\lambda = \frac{l^2}{S} = \frac{l}{b} = \frac{6000}{500} = 12,5$

Hmotnost modelu  $m = 25\text{kg}$

Plošné zatížení  $q = 80\text{g}/\text{dm}^2$



Obr. 1: Profil Eppler E209, max. tloušťka 13,72%



Obr. 2: Tvar profilu a schéma umístění nosníků a vylehčovacích otvorů v profilu.

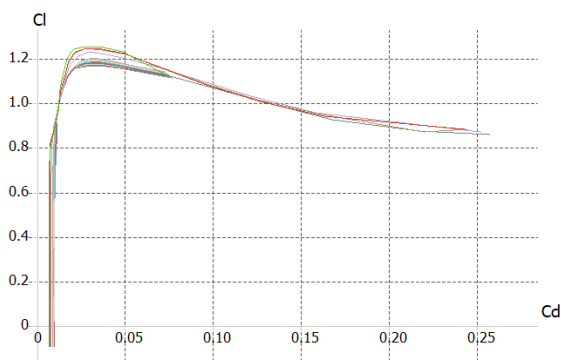
### 2.2. Aerodynamické poláry

V programu Xflr5 byly vygenerovány aerodynamické poláry (Obr. 3 a Obr. 4), z nichž mohly být určeny součinitele vztlaku  $c_L$  a odporu  $c_D$  v závislosti na úhlu náběhu  $\alpha$  pro daný profil. Poláry jsou konstruovány pro konkrétní Reynoldsovo číslo, tzn. pro určitou

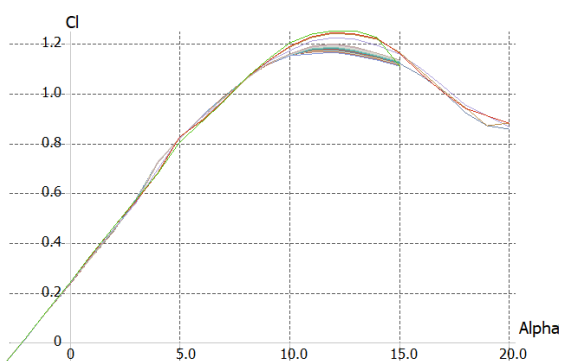
\* Kontakt na autora: Vaclav.Papez@fs.cvut.cz

rychlost letu modelu, která byla i s ohledem na následující výpočet pádové rychlosti zvolena  $v = 20\text{m/s}$ . Hodnota Reynoldsova čísla je

$$Re = \frac{v \cdot L}{\nu} = \frac{20 \cdot 0,5}{1,45 \cdot 10^{-5}} = 690000$$



Obr. 3: Polára závislosti součinitele vzlaku  $C_L$  na součiniteli odporu  $C_D$



Obr. 4: Polára závislosti součinitele vzlaku  $C_L$  na úhlu náběhu  $\alpha$

Z grafu na Obr. 4 byla odečtena maximální hodnota součinitele vzlaku  $c_L$  a odpovídající úhel náběhu, ze kterého lze stanovit minimální rychlost modelu (pádovou rychlost).

Pádová rychlost ( $c_{Lmax} = 1,2$ ;  $\alpha_{c_{Lmax}} = 12^\circ$ ):

$$v_{min} = \sqrt{\frac{2 \cdot F_L^*}{c_L \cdot S \cdot \rho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 250}{1,2 \cdot 3 \cdot 1,2}} = 10,8\text{m/s}$$

Dále byly zjištěny parametry pro ustálený let, kdy je vztlaková síla v rovnováze s tíhovou silou, tzn., platí:

$$F_L = F_G = m \cdot g = 25 \cdot 9,81 = 245,25\text{N}$$

Součinitel vzlaku pro běžný letový režim vyjádřený ze vztahu pro vztakovou sílu

$$c_L = \frac{2 \cdot F_L}{S \cdot \rho \cdot v^2} = \frac{2 \cdot 245,25}{3 \cdot 1,2 \cdot 20^2} = 0,326$$

A úhel náběhu:

$$\alpha_{c_L=0,326} = 1^\circ$$

## 2.3. Celkový odpor modelu

Pro určení potřebného tahu motoru při ustáleném vodorovném letu je nutné znát, alespoň přibližně, celkový odpor modelu, na němž se podílí všechny součásti. V následujícím textu je proveden výpočet součinitelů odporu pro jednotlivé součásti.

### 2.3.1. Křídlo

Zjištěnému součiniteli vzlaku při dané rychlosti letu  $v = 20\text{m/s}$  odpovídá dle výše uvedené aerodynamické poláry úhel náběhu  $\alpha = 1^\circ$  a součinitel odporu profilu je roven

$$c_{DP} = 0,01.$$

Odpor křídla bude ještě navýšen o součinitel indukovaného odporu, jehož hodnota je rovna:

$$c_{Dind} = K \cdot \frac{c_L^2}{\pi \cdot \lambda} = 1,12 \cdot \frac{0,326^2}{\pi \cdot 12,5} = 0,00303$$

Kde

$K$ ... je opravný součinitel vlivu lichoběžníkového tvaru křídla odečtený z tabulky v literatuře [1]

Celkový odpor křídla je dán součtem odporu profilu a indukovaného odporu.

$$c_{Dk} = c_{DP} + c_{Dind} = 0,01 + 0,00303 = 0,01303$$

Zároveň se změní efektivní úhel náběhu, tzn., že křídlo bude reálně obtékáno pod jiným úhlem, než bylo původně vypočteno. Tato odchylka je vyjádřena vztahem:

$$\alpha_{ef} = \alpha + \frac{c_L}{\pi \cdot \lambda} = 1 + \frac{0,326}{\pi \cdot 12,5} \cdot \frac{180}{\pi} = 1,47^\circ$$

### 2.3.2. Vodorovná ocasní plocha

Profil NACA0009

Součinitel odporu  $c'_{DVOP} = 0,01$

Hloubka VOP  $b_{VOP} = 300\text{mm}$

Rozpětí VOP  $l_{VOP} = 2000\text{mm}$

Plocha VOP  $S_{VOP} = 300 \cdot 2000 = 600000\text{mm}^2$

### 2.3.3. Svislá ocasní plocha

Profil NACA0009

Součinitel odporu  $c'_{DSOP} = 0,01$

Střední hloubka SOP  $b_{SOP} = 300\text{mm}$

Výška SOP  $h_{SOP} = 600\text{mm}$

Plocha SOP  $S_{SOP} = 300 \cdot 600 = 180000\text{mm}^2$

### 2.3.4. Trup

Odhad omočeného povrchu  $S_T = 2000000\text{mm}^2$

Čelní plocha gondoly motoru  $S_M = 25000\text{mm}^2$

Plocha vrtule  $S_V = 10000\text{mm}^2$

Povrch trupu je pro zjednodušení brán jako deska rovnoběžně obtékána proudící tekutinou, motor a vrtule jsou naopak nastaveny kolmo ke směru proudění. Odpor desky obtékané rovnoběžně s proudem tekutiny je  $c'_{Drov} = 0,015$  a odpor desky postavené kolmo k nabíhajícímu proudu tekutiny je  $c'_{Dkol} = 1$ .

### 2.3.5. Přepočítání součinitelů odporu na plochu křídla:

Odpor VOP:

$$c_{DVOP} = c'_{DVOP} * \frac{S_{VOP}}{S} = 0,01 * \frac{600000}{3125000} = 0,0019$$

Odpor SOP:

$$c_{DSOP} = c'_{DSOP} * \frac{S_{SOP}}{S} = 0,01 * \frac{180000}{3125000} = 0,00058$$

Odpor trupu:

$$c_{DT} = c'_{Drov} * \frac{S_T}{S} = 0,015 * \frac{2000000}{3125000} = 0,0096$$

Odpor motoru:

$$c_{DM} = c'_{Dkol} * \frac{S_M}{S} = 1 * \frac{25000}{3125000} = 0,008$$

Odpor vrtule:

$$c_{DV} = c'_{Dkol} * \frac{S_V}{S} = 1 * \frac{10000}{3125000} = 0,0032$$

Celkový odpor modelu bude:

$$c_D = c_{DK} + c_{DVOP} + c_{DSOP} + c_{DT} + c_{DM} + c_{DV} = 0,01303 + 0,0019 + 0,00058 + 0,0096 + 0,008 + 0,0032$$

$$c_D = 0,0363$$

## 2.4. Výpočet výkonu motoru a výdrže modelu ve vzduchu

Pomocí součinitele odporu modelu a známé rychlosti letu je možné určit odporovou sílu, kterou musí překonávat pohonná sestava. Pro ustálený vodorovný let je odporová síla:

$$F_D = \frac{1}{2} * c_D * \rho * S * v^2$$

$$F_D = \frac{1}{2} * 0,0363 * 1,2 * 3,125 * 20^2$$

$$F_D = 27,4\text{N}$$

a potřebný výkon pohonné sestavy:

$$P = F_D * v = 27,4 * 20 = 547\text{W}$$

[2]

### 2.4.1. Výběr elektromotoru

Vypočítaný výkon je při výběru vhodné pohonné jednotky navýšit přibližně na trojnásobek pro možnost startu ze země.

Z dostupných katalogů byl vybrán následující motor:

Maximální výkon 2870W

Maximální účinnost 92%

Rozměry 63x68,2mm

Hmotnost 672g

K tomuto motoru je od výrobce doporučena vrtule o rozměrech 18,5"x12,5".

### 2.4.2. Výpočet maximální doby letu

Přesný výpočet doby setrvání ve vzduchu je značně složitý a navíc je ovlivněn mnoha faktory, jako počasí (vítr, termická aktivita), styl letu, počet a rychlost úseků stoupání apod. Proto byl proveden pouze zjednodušený výpočet, který dává hrubou představu pro daný typ elektromotoru a velikost akumulátorů.

Kapacita akumulátorů  $K = 32000\text{mAh}$

Hmotnost akumulátorů  $m_A = 3960\text{g}$

Napětí 6S LiPo akumulátorů  $U = 22,2\text{V}$

Účinnost pohonné sestavy (vrtule + motor + regulátor + řízení)  $\eta_P = 0,6$

Příkon motoru:

$$P_0 = \frac{P}{\eta_P} = \frac{574}{0,6} = 912\text{W}$$

Odebíraný proud:

$$I = \frac{P_0}{U} = \frac{912}{22,2} = 41\text{A}$$

Výdrž ve vzduchu:

$$t = \frac{K}{I} = \frac{32000}{41000} = 0,78\text{hod}$$

Tato vypočtená doba letu závisí z velké části na kapacitě akumulátorů, kterou lze operativně měnit. Díky relativně malému plošnému zatížení lze vyplňovat hmotnostní rezervu modelu právě dalšími akumulátory, a tím účinně prodlužovat výdrž ve vzduchu. Například dvojnásobné navýšení kapacity se projeví vzrůstem hmotnosti téměř o 4000g, což je ale jen 16% hmotnosti modelu a letové parametry se změní jen nepatrně. Doba letu se tímto krokem navýší až o 90%.

Nelze opominout skutečnost, že do odběru energie z akumulátorů byl započítán pouze výkon pohonu a byla zcela vynechána energie do ovládacích a řídicích zařízení. Tato složka odebírané energie je však značně proměnlivá vzhledem k občasnému odběru řídicích mechanismů (serva). Pro reálnou představu o výdrži modelu ve vzduchu je proto nutné vypočtenou dobu letu ještě snížit přibližně o 10%.

### 3. Konstrukční část

Na základě předcházejícího návrhu bylo možné začít s výrobou létajícího prostředku. Vzhledem k omezenému rozsahu této práce bude dále podrobně popsáno pouze konstrukční řešení křídla, jakožto hlavní nosné plochy modelu.

#### 3.1. Dimenzování křídla

Nejdůležitější částí modelu je jeho nosná plocha neboli křídlo, které vytváří potřebnou vztlakovou sílu, která působí proti síle tíhové a udržuje tak model ve vzduchu. Křídlo je pro dobrou dostupnost a snadnou výrobu zhotoveno ze dřeva.

Konstrukce hlavní nosné plochy byla zvolena dvounosníková s tuhým potahem, v místě náběžné hrany vyztužená lištou. Tuhý překližkový potah spolu s těsným uspořádáním žeber zajistí velmi přesné dodržení tvaru profilu po celé ploše křídla, a tím lze počítat s lepšími letovými vlastnostmi a vyšší výkonností modelu.

##### 3.1.1. Průřezové charakteristiky

Silové zatížení křídla bude přenášet především hlavní nosník, ale část ponese také druhý nosník a potah křídla.

Oba nosníky křídla byly navrženy v konfiguraci horní a dolní pásnice ze smrkových lišt, spojené uprostřed překližkovou stojinou.

Výpočet kvadratických momentů a modulů průřezu v ohybu byl proveden v programu Autodesk AutoCAD, výsledné hodnoty shrnuje následující tabulka:

Tab. 1: Průřezové charakteristiky prvků křídla

součást	$J_x [mm^3]$
hlavní nosník	555696
zadní nosník	18500
potah	285669
<b>součet</b>	<b>859865</b>

Modul průřezu v ohybu se vypočte jako podíl celkového kvadratického momentu a nejvzdálenějšího vlákna od neutrálné osy průřezu.

$$W_{ox} = \frac{J_x}{D_{max}} = \frac{859865}{35} = 24568mm^3$$

##### 3.1.2. Zatížení

Křídlo je zatíženo konstantním spojitým zatížením odpovídajícím vztlakové síle, dále spojitým zatížením od vlastní hmotnosti křídla a osamělou silou v místě připojení trupu ke křídlu.

Díky symetrii byla uvažována pouze jedna polovina křídla jako nosník vetknutý v místě spojení s trupem.

Ohybový moment byl počítán metodou řezu s počátkem průběžné souřadnice  $x$  na konci křídla, tzn., místo  $x = \frac{l}{2}$  se nachází uprostřed křídla v místě připojení k trupu (pro výpočet v místě vetknutí).

##### 3.1.3. Spojité zatížení od vztlakové síly

Bylo uvažováno konstantní rozložení vztlaku podél rozpětí, což je v našem případě více nepříznivá situace oproti reálnému průběhu, kdy hodnota vztlakového zatížení směrem ke konci křídla klesá, a tím vyvoluje menší ohybový moment v místě centroplánu. Jsme tak na straně bezpečnosti.

Velikost spojitého zatížení byla vyjádřena z následujícího vztahu, kdy suma spojitého zatížení podél celého rozpětí křídla musí dát hodnotu vztlakové síly.

$$F_L = \int_0^l q_L * dx \rightarrow q_L = \frac{F_L}{l} = \frac{245,25}{6,250} = 39,2N/m$$

##### 3.1.4. Spojité zatížení od hmotnosti křídla

Analogicky k předcházejícímu způsobu bylo určeno také spojitě zatížení od hmotnosti křídla:

Hmotnost křídla byla na základě dalších výpočtů určena na  $m_k = 9000g$

$$q_m = -\frac{F_{Gk}}{l} = -\frac{m_k * g}{l} = -\frac{9 * 9,81}{6,25} = -14,1N/m$$

##### 3.1.5. Výpočet ohybového momentu

Osamělá síla od hmotnosti trupu se při použité metodě řezu neprojeví od konce křídla až k centroplánu. Proto lze určit ohybový moment součtem zatížení od dvou výše uvedených spojitých zatížení:

$$M_o(x) = (q_L + q_m) * \frac{x^2}{2}$$

Z uvedeného vzorce je patrné, že ohybový moment roste parabolicky až do připojení křídla k trupu, kde nabývá maximální hodnoty, tj.:

$$M_o \left( x = \frac{l}{2} \right) = (39,2 - 14,1) * \frac{\left( \frac{6,25}{2} \right)^2}{2} = 122,6 Nm$$

### 3.1.6. Výpočet minimálního modulu průřezu v ohybu $W_o$ :

Ze vzorce pro výpočet ohybového napětí se vyjádří modul průřezu v ohybu:

$$\sigma_o = \frac{M_o}{W_o} \rightarrow W_o = \frac{M_o}{\sigma_o},$$

a po dosazení vstupních hodnot a vynásobením hodnotou přetížení  $p = 4$  získáme minimální požadovaný modul průřezu v ohybu.

Dovolené napětí pro smrkové lišty a překližku  $\sigma_o = 50 N/mm^2$  bylo sníženo bezpečnostním koeficientem  $k = 2$ .

$$\sigma_{Do} = \frac{\sigma_o}{k} = \frac{50}{2} = 25 N/mm^2$$

Přetížení  $p = 4$

Pomocí těchto údajů bylo možné dopočítat minimální požadovaný modul průřezu v ohyb  $W_o$ :

$$W_o = \frac{p * M_o}{\sigma_o} = \frac{4 * 122600}{25} = 19620 mm^3$$

Kontrola pevnosti křídla na ohyb je provedena porovnáním minimálního a skutečného  $W_o$ :

$$W_{Omin} \leq W_{Oskut}$$

$$19620 \leq 24568$$

Tato podmínka je splněna, křídlo tedy splňuje požadavky pro daný typ namáhání.

## 3.2. Spojka křídla

Křídlo je dělené na dvě symetrické poloviny, jejichž propojení a upevnění v trupu bylo původně zajištěno pomocí kovové spojky uložené v hlavním nosníku. Po hmotnostním rozboru však bylo nutné změnit materiál spojky.

## 3.3. Hmotnostní rozbor

Po vyrobení exemplářů všech součástí potřebných ke stavbě (pásnice, stojiny, žebra, lišta na náběžnou hranu, překližka na potah) byla provedena hmotnostní analýza s cílem odhadnout výslednou hmotnost křídla. Následující tabulka zachycuje předpokládanou hmotnost křídla „na sucho“, tj. bez započítání pojivových materiálů a povrchových úprav (lakování).

Tab. 2: Hmotnostní podíl jednotlivých součástí na celkové hmotnosti modelu

Součást	Příspěvek	
	Hmotnost [g]	Podíl z hmotnosti křídla [%]
Pásnice HN	2120	15,7
Stojiny HN	1060	7,9
Pásnice ZN	550	4,1
Stojiny ZN	255	1,9
Žebra	910	6,7
Lišta na náb. hraně	250	1,9
Potah	2940	21,8
Spojka křídla	4400	32,6
Avionika, serva, výztuhy	1000	7,4
<b>Celkem křídlo</b>	<b>13485</b>	<b>100</b>

Z výše uvedené tabulky je patrné, které komponenty přispívají svojí hmotností nejvíce. Jsou to zejména spojka křídla, hlavní nosník a potah, na které připadá 32,6% respektive 23,6% a 21,8% z celkové hmotnosti křídla.

Výsledek hmotnostního rozboru byl velmi přínosný, neboť poukázal na rezervy při prvotním návrhu, a na to, že je zapotřebí podniknout opatření ke snížení hmotnosti nosné plochy. Rovněž bylo zjištěno, které části jsou nejtěžší, a je dobré zaměřit se na ně při redukování hmotnosti. Bylo zde několik možností, jak takové úspory dosáhnout:

### 3.3.1. Spojka křídla

Nejtěžší součást křídla, která sice přenáší největší zatížení, na kterou ale zároveň připadá téměř třetina celkové hmotnosti křídla. Zde bylo nutné změnit celou koncepci spojky, kde zůstal zachován pouze prostor pro spojku určený, tj. že vyplňuje prostor mezi pásnicemi hlavního nosníku a zasahuje od centoplánu do vzdálenosti 300mm do křídla.

Při použití lehkého jádra uzavřeného laminátovou skořepinou bude radikálně snížena hmotnost až o 3500g při zachování stejné pevnosti spojky.

### 3.3.2. Odlehčení potahu

Snížení hmotnosti potahu lze dosáhnout dvěma způsoby:

1. Zmenšení tloušťky použité překližky z 0,6mm na 0,4mm
2. Potažení pouze přední části křídla a na zadní část použít lehčí nažehlovací fólii.

Obě uvedené možnosti jsou však v rozporu s požadavkem na co nejstriktnější dodržení tvaru profilu. Jak při zeslabení tloušťky potahu, tak

v případě potažení zadní části křídla fólií se povrch křídla příliš deformuje prověšením v mezerách mezi žebry a není odolný proti povrchovému poškození.

### 3.3.3. Odlehčení kostry

Z předešlého odstavce jasně vyplývá, že redukce hmotnosti musela být realizována na kostře křídla, a to následujícím způsobem. Primárně bylo nezbytné zachovat tuhost konstrukce v oblasti centroplánu, kde působí největší ohybový moment.

### 3.3.4. Nosník

Smrkové lišty byly na poslední třetině rozpětí částečně nahrazeny lištami balsovými při zachování stejného průřezu nosníku. Dále stojiny předního i zadního nosníku mohou být také balsové, jelikož leží blízko neutrálné osy nosníku a tím pádem nepřenášejí téměř žádné namáhání.

### 3.3.5. Žebra

Další možnou modifikací je rozšíření mezer mezi žebry a tím snížení jejich počtu. Získaný hmotnostní rozdíl je ale zanedbatelný a navíc se zvyšuje riziko nedodržení tvaru profilu mezi žebry.

Zde je přijatelné pouze vytvoření odlehčovacích otvorů uvnitř žebër, kdy množství odebraného materiálu je značné. Toto opatření bylo však provedeno už při prvotním návrhu a proto se při redukcii hmotnosti neprojeví.

## 3.4. Příprava potahu

Mírně netradičním se zdá být pojetí potažení křídla tuhým potahem, který je průběžný od odtokové hrany přes spodní stranu, poté ohnutý přes náběžnou hranu a v jednom kuse uzavřen opět na odtokové hraně.

Zatímco u starších kluzáků s mohutnějšími nosnými plochami a profily se běžně aplikuje tvarovaný překližkový plát kolem náběžné hrany, u modelů menších rozměrů se s tím příliš často nesetkáme. Především kvůli problematickému tvarování tuhé překližky s omezenou elasticitou kolem malého poloměru náběžné hrany. Potah většinou končí před náběžnou hranou, kde ještě není profil tolik zakřivený a poté je k němu přisazena lišta o požadovaném tvaru náběžné části profilu.

### 3.4.1. Popis technologie ohýbání potahu

K vytvarování překližkových plátů byla použita vlastní technologie napařování spojená se zatěžkáním plátů ve speciálním přípravku.

Opěrné stěny přípravku svírají úhel 60°, který přibližně odpovídá úhlu přední části profilu, kde má křivka profilu nejmenší poloměr zakřivení. Napětí v překližce je vyvozováno pomocí rovnoměrně roz-

ložených závaží. Mezi nimi a ohýbaným plátem je ocelová kruhová tyč se shodným poloměrem, jako má náběžná hrana profilu. Uprostřed mezi opěrnými deskami je spára o šířce 5mm umožňující přívod páry přímo do místa ohybu. Pára je vyvíjena parním čistěčem na konci opatřeným úzkou tryskou. Závaží je přidáváno postupně po dobu cca 4 dnů, vždy bezprostředně po napaření ohýbaného plátu, dokud není dosaženo požadovaného poloměru.



Obr. 5: Přípravek pro ohýbání překližkových plátů na potah křídla včetně zkušebního vzorku

## 3.5. Forma na stavbu křídla

Konstrukční křídlo vyžaduje vyšší technologické požadavky. Kromě samotné konstrukce křídla je potřeba zhotovit kvalitní, přesnou a dostatečně tuhou formu, která zajistí stabilní oporu pro stavbu křídla. V úvahu přicházely dvě varianty formy.

### 3.5.1. Varianta formy K

Dřevěná konstrukční z příčných šablon s negativním tvarem spodní strany profilu pokrytými překližkovými pláty pro vytvoření kontinuální plochy.

### 3.5.2. Varianta formy PS

Polystyrenová forma – negativní tvar spodní strany profilu vyřiznutý z tvrzeného (extrudovaného) polystyrenu. Polystyrenové desky jsou připevněny na tuhou pracovní desku.

### 3.5.3. Výběr vhodné varianty

Výroba pouze jedné funkční plochy na dílu, který navazuje pouze na rovnou plochu desky a z toho plynoucí minimalizace možnosti vzniku výrobních nepřesností.

Nutnost „know-how“ v oblasti zpracování umělého materiálu – polystyrenu, zejména nastavení správných parametrů vyřezávacího stroje využívajícího vysoké teploty rozžhaveného kovového vlákna. Může dojít například k prověšení odporového drátu a tím ke zvlnění funkční plochy. V případě první varianty je možné jednotlivé díly – dřevěné šablony – běžně zhotovit v toleranci  $\pm 0,1\text{mm}$  pomocí laserového CNC vyřezávacího stroje. Výběr vhodné varianty je znázorněn v následující tabulce:

Tab. 3: Rozhodovací tabulka pro volbu varianty šablony na stavbu křídla

Kritérium	Varianta K	Varianta PS
tuhost formy	-	+
povrchová tvrdost	+	-
horizontální a vertikální přesnost uložení	-	+
přesnost dodržení tvaru profilu	+	-
nenáročnost výroby	-	+

Na základě rozhodovacího procesu byla zvolena varianta šablony PS, tj. vyřezávaná z polystyrenu.

## 4. Použitý software

Aerodynamické výpočty a grafy byly vytvořeny v programu XFLR5.

Elektronické vypracování podkladů a výkresová dokumentace včetně komunikace se softwarem výrobních CNC strojů je řešena v programu Autodesk AutoCAD.

Pro výpočty zatížení křídla, výkonů modelu a tvorbu tabulek byl použit Microsoft Office Excel.

## 5. Závěr

Cílem práce bylo navrhnout bezpilotní létající prostředek sloužící experimentálním účelům, zejména zkoušení výdrže ve vzduchu. Byl proveden aerodynamický návrh křídla, pevnostní kontrola křídla, návrh pohonné jednotky a z kapacity akumulátorů byla odhadnuta doba letu. Při kapacitě akumulátorů 32000mAh bude model letadla schopen létat přibližně 0,7 hodiny. Kapacitu, a tedy i dobu letu, bude pravděpodobně možné zvyšovat díky hmotnostní rezervě modelu.

## Seznam použitých symbolů

$l$	Rozpětí křídla (mm)
$b$	Hloubka křídla (mm)
$S$	Plocha křídla ( $\text{mm}^2$ )
$\lambda$	Štíhlost křídla (-)
$m$	Hmotnost modelu (kg)
$q$	Plošné zatížení ( $\text{g}/\text{dm}^2$ )
Re	Reynoldsovo číslo (-)
$v$	Rychlost letu (m/s)
$c_L$	Součinitel vzlaku (-)
$c_D$	Součinitel odporu (-)
$\alpha$	Úhel náběhu ( $^\circ$ )
$F_L$	Vztlaková síla (N)
$g$	Gravitační zrychlení ( $\text{m}/\text{s}^2$ )
$v_{min}$	Pádová rychlost (m/s)
$\alpha_{ef}$	Efektivní úhel náběhu ( $^\circ$ )
$F_D$	Odporová síla (N)
P	Výkon pohonné jednotky (W)
$P_0$	Příkon motoru (W)
$\eta_P$	Účinnost pohonné sestavy (-)
I	Proud (A)
U	Napětí (V)
K	Kapacita akumulátorů (mAh)
t	Výdrž ve vzduchu (hod)
$W_{OX}$	Modul průřezu v ohybu ( $\text{mm}^3$ )
$J_x$	Kvadratických momentů ( $\text{mm}^4$ )
$q_m$	Spojité zatížení od hmotnosti křídla (N/m)
$q_L$	Spojité zatížení od vztlakové síly (N/m)
$M_O(x)$	Ohybový moment (Nm)
$\sigma_o$	Dovolené napětí v materiálu ( $\text{N}/\text{mm}^2$ )

## Literatura

- [1] MUSIL, Miroslav. Aerodynamika moderních leteckých modelů. Naše vojsko. 1978. Praha
- [2] *Design of small hand-launched solar-powered UAVs : From concept study to a multi-day world endurance record flight* [online]. Philipp Oetershagen. Swiss Federal Institute of Technology Zurich [cit. 17.3.2018] Dostupné z: [http://www.atlantiksolar.ethz.ch/wp-content/downloads/publications/JFR\\_81hFlight\\_paper\\_final.pdf](http://www.atlantiksolar.ethz.ch/wp-content/downloads/publications/JFR_81hFlight_paper_final.pdf)
- [3] *UIUC Airfoil coordinates database* [online]. 2018. UIUC Applied Aerodynamics Group. [cit. 26.10.2017] Dostupné z: [http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord\\_database.html](http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html)