



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH WINGLETU NA KŘÍDLO LETOUNU Z 143 LSI

DESIGN OF THE WINGLET ON THE WING OF Z 143 LSI AIRPLANE

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Zora Venerová

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

prof. Ing. Antonín Píšťek, CSc.

BRNO 2020

Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav
Studentka: **Zora Venerová**
Studijní program: Strojrenství
Studijní obor: Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce: **prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.**
Akademický rok: 2019/20

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

Návrh wingletu na křídlo letounu Z 143 LSi

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Čtyřsedadlový ZLIN Z 143 LSi je navržen především jako cvičný a turistický letoun s víceúčelovým použitím a stále víc je žádáno také využití pro obchodní a rodinné lety. Zejména pro tyto účely je třeba zlepšit výkony letounu. Jednou z možností je zabudování wingletu na křídle letounu.

Cíle bakalářské práce:

Navrhnu winglet pro křídlo letounu Z 143 LSi. V rámci BP doložit:

Popis letounu a možnosti realizace wingletu.

Základní aerodynamické charakteristiky letounu.

Indukovaný odpor a možnosti jeho snižování. Winglet a jeho funkce, typy wingletů. Vliv wingletu na aerodynamiku a mechaniku letu.

Návrh wingletu pro letoun Z 143 LSi a návrh konstrukčního řešení zástavby do stávající konstrukce. Hodnocení přínosů.

Seznam doporučené literatury:

BARNARD, R.H. a PHILPOTT, D.R.: Aircraft flight: a description of the physical principles of aircraft flight . 4th ed. Harlow: Prentice Hall, 2009.

ROŽ, V.: Aerodynamika nízkých rychlostí. 4. vydání. Praha, Vydavatelství ČVUT, 1995.

DANĚK, V. a FILÁKOVSKÝ, K.: Základy letu (081 00): [učební texty dle předpisu JAR-FCL 1], Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006.

DANĚK, V.: Mechanika letu 2 - Letové vlastnosti. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011.

HOERNER, S. F.: Fluid-dynamic drag: practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance, Midland Park, N.J., 1965.

LAU, S. Making new and used aircraft better Professional pilot. March 2016, Vol.50.

ŠULŽENKO, M. N. Konstrukce letadel, Praha: SNTL, 1953.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2019/20

V Brně, dne

L. S

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan

Abstrakt

Práce se zabývá problematikou koncepčního návrhu wingletu na letoun ZLIN Z 143 LSi. V první části je čtenář uveden do problematiky wingletů a seznámen s letounem a stávajícím řešením. Následně jsou přestaveny návrhy konstrukčního řešení, je proveden výběr materiálů a technologie výroby. V poslední části je provedena kontrola nosníků a jsou shrnuty výsledky práce.

Klíčová slova

Winglet, koncový oblouk, koncepční návrh, ZLIN Z 143, kompozitní materiály

Abstract

This bachelor's thesis deals with a conceptual design of a winglet for ZLIN Z 143 LSi aircraft. The introduction contains description of the airplane and basics of winglet theory. In the second part are possible conceptions, choice of materials and manufacturing processes. Furthermore, there is calculation the spars and conclusion.

Key words

Winglet, wingtip, conceptual desing, ZLIN Z 143, composite materials

Bibliografická citace

VENEROVÁ, Zora. *Návrh wingletu na křídlo letounu Z 143 LSi* [online]. Brno, 2020 [cit. 2020-06-26]. Dostupné z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/121757>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Antonín Píštěk.

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že tuto bakalářskou práci jsem vypracovala samostatně pod vedením vedoucího bakalářské práce s použitím odborné literatury a dalších informačních zdrojů, uvedených v seznamu literatury.

V Brně dne: _____

Zora Venerová

Poděkování

Ráda bych touto cestou poděkovala panu prof. Ing. Antonínu Pišťkovi, CSc. za rady, připomínky a trpělivost. Dále bych chtěla poděkovat své rodině za podporu při studiu, obzvláště pak dědovi Jiřímu, který vždy dokázal zapálit můj zájem o technické obory.

Obsah

1. Úvod.....	9
1.1 Winglety	12
2. ZLIN Z 143 LSi Genius	15
2.1 Křídlo letounu.....	15
3. Uvažovaná konstrukční řešení.....	17
3.1 Skořepinová konstrukce	17
3.2 Poloskořepinová konstrukce.....	17
3.3 Nosníková konstrukce	18
4. Popis konstrukčních řešení.....	19
4.1 Potah	19
4.2 Žebro.....	20
4.3 Hlavní nosník.....	21
4.4 Pomocný nosník (pouze pro dvojnosičkovou variantu).....	21
4.5 Závěs pro jednonosičkovou variantu.....	22
4.6 Závěs pro dvojnosičkovou variantu	23
5. Materiály	24
5.1 Kompozitní materiály ve všeobecném letectví.....	24
5.1.1 Výztuže.....	24
5.1.2 Matrice	25
5.1.3 Jádra	25
5.1.4 Prepregy	25
5.2 Materiály pro potah	25
5.3 Materiály pro nosníky.....	26
5.4 Materiály pro žebro	26

5.5	Materiál pro vidlice a oka.....	27
6.	Technologické řešení.....	28
6.1	Technologie ruční laminace.....	28
6.2	Technologie vakuování.....	28
6.3	Autokláv	29
6.4	Výběr vhodné technologie.....	29
7.	Zatížení a návrh nosníků	30
7.1	Dvounosníková koncepce.....	32
7.1.1	Hlavní nosník	32
7.1.2	Vedlejší nosník.....	33
7.2	Jednonosníková koncepce	34
7.3	Kontrola torzní skříně na krut.....	34
8.	Závěr.....	37
	Seznam použitých zdrojů	38

1. Úvod

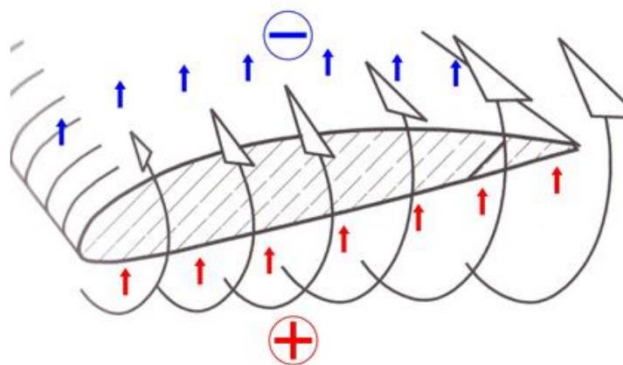
Každá změna konstrukce letounu má nějaký cíl, kterým může být zlepšení jeho letových vlastností, zvýšení bezpečnosti či komfortu posádky i pasažérů, zlepšení konstrukčních charakteristik nebo výrobních postupů. Takovou změnou může být i přidání wingletů, které se podílejí snížení indukovaného odporu na konci křídel pro určité letové režimy.

Uvažovaná změna vnitřní struktury křídla Zlínu Z 143 LSi umožňuje vytvoření nové koncepce okrajového oblouku, který by byl přeměněn ve winglet. Díky myšlené integrované nádrži, která zvětšuje objem paliva, které je možné do letounu načerpat a vzniká možnost odstranit nádrže umístěné na konci křídel. Tím dojde ke snížení hmotového zatížení konce křídla a celkovému odlehčení konstrukce křídla. Cílem tohoto řešení je vytvoření konceptu kompozitního wingletu, volba materiálů a stanovení vhodné technologie.

2. Indukovaný odpor a winglety

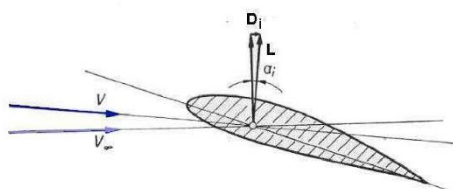
Na křídle nekonečného rozpětí je jediným odporem aerodynamický odpor profilu křídla. Avšak křídlo konečného rozpětí je ovlivněno více faktory. Nezanedbatelnou roli zde hraje škodlivý odpor, tedy odpor vznikající působením proudu vzduchu na části letadla, jakými jsou trup či podvozek. Další vliv, který narušuje laminární proudění na křídle je u letounů poháněných vrtulí proud od vrtule. A velký podíl na zhoršení vlastností letounu má i indukovaný odpor. Ten vzniká kvůli nerovnoměrnému rozložení tlaku pod a nad křídlem. Z oblasti pod křídlem, kde je tlak vyšší, se vzduch snaží dostat do oblasti s nižším tlakem nad křídlem, tedy snaží se o vyrovnání tlaků.

Obr. 2-1 Vznik indukovaných vírů [17]



Tím vznikají indukované víry na konci křídla s rychlostí v_i , která je kolmá na rychlost v_∞ . Jejich vektorovým součtem získáme výslednou rychlost v_R . Úhel svíraný mezi v_R a nazveme indukovaný úhel náběhu – α_i . Výsledný, efektivní úhel náběhu α_{ef} je pak rozdílem úhlu náběhu nerušeného proudu α_∞ a indukovaného proudu α_i .

Obr. 2-2 Vliv indukovaného úhlu náběhu na indukovaný odpor.



Indukovaný odpor lze vyjádřit pomocí vzorce, kde lze vyčíst, že velikost indukovaného odporu závisí na rychlosti letu a součiniteli indukovaného odporu.

$$D_i = \frac{1}{2} \cdot C_{Di} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\lambda \cdot \pi} \cdot (1 + \delta)$$

Z rovnice je zřejmé, že velikost součinitele indukovaného odporu roste s druhou mocninou součinitele vztlaku a klesá se zvyšující se štíhlostí λ . Koeficient δ zde působí jako korekční koeficient. Indukovaný odpor dále závisí na také na tvaru křídla – eliptické křídlo má nejnižší indukovaný odpor, naopak obdélníkové křídlo vytváří vysoký odpor. [1]

Přetvořením koncového oblouku ve winglet je možnost snížení indukovaného odporu letounu při rychlostech, kdy letoun letí na vyšším součiniteli vztlaku. Pro zjištění koeficientu vztlaku letounu Z 143 pro přiblížení a přistání bude použita vztažná rychlost v_{ref} dle CS-23 (CS 23.73):

$$v_{ref} = v_{SO} \cdot 1,3 = 100 \cdot 1,3 = 130 \text{ km/h} = 36,1 \text{ m/s}$$

Při ustáleném horizontálním letu pak platí rovnováha:

$$G = L$$

$$m \cdot g = \frac{1}{2} \cdot C_L \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S$$

Pak součinitel vztlaku pro v_{ref} a m_{TOW} je:

$$C_L = \frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{\rho \cdot S \cdot v_{ref}^2} = 1,1$$

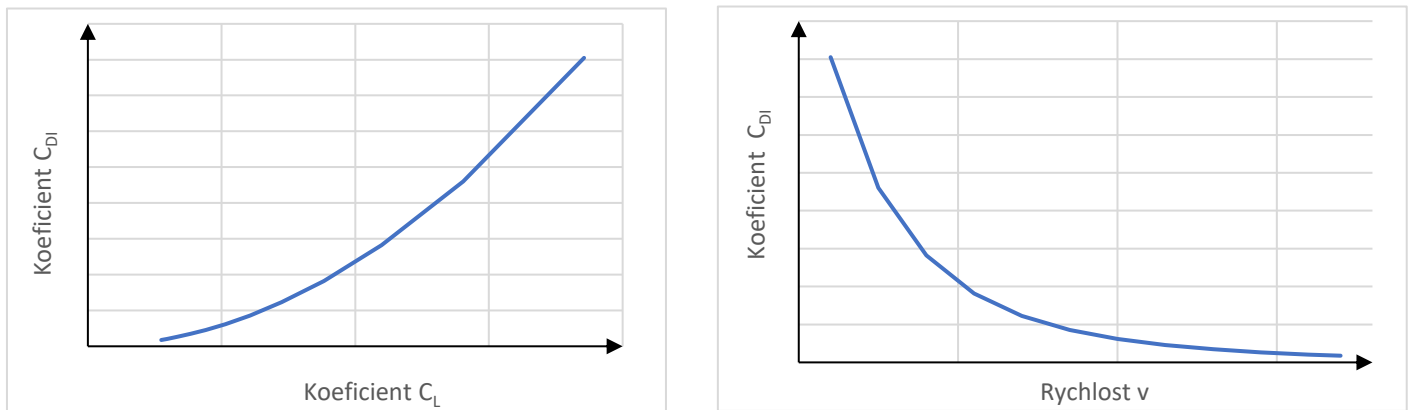
Součinitel vztlaku pro cestovní rychlost v_c ($v_c = 259 \text{ km/h}$) je:

$$C_L = \frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{\rho \cdot S \cdot v_c^2} = 0,27$$

Velikost součinitele indukovaného odporu roste s druhou mocninou součinitele vztlaku:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\lambda \cdot \pi} \cdot (1 + \delta)$$

Graf 2 - 3 Součinitel indukovaného odporu v závislosti na součiniteli vztlaku (vlevo) a rychlosti (vpravo)



2.1 Winglety

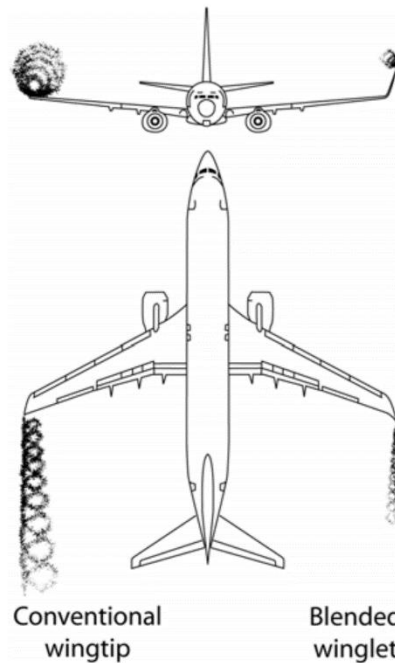
Winglety jsou koncové aerodynamické plochy, které svým tvarem zmenšují indukované víry a přemísťují je dál od křídla, čímž redukuje jejich vliv.

Obr. 2-4 Cirrus SR 22 s winglety [15]



Myšlenka omezení záporných vlastností indukovaného odporu, jako je snížení efektivního rozpětí či snížení účinnosti křidélek, v teoretické podobě vznikla již před více než sto lety, kdy Frederick W. Lanchester zjistil, že správně zakřivenou a umístěnou koncovou deskou by bylo možné omezit vliv indukovaného odporu. Mnoho let však letadla nelétala ve výkonech a režimech, kde by bylo zapotřebí použít winglety a indukovaný odpor se omezoval tvarem křídel (např. elipsovým půdorysem u Mustangů a Spitfirů).

Obr. 2-5 Vliv vhodného zvolení wingtipu na tvorbu indukovaných vírů [2]



Prakticky se začaly winglety řešit až v druhé polovině minulého století, kdy specializované letouny začaly létat ve stálých letových režimech. V 70. létech minulého století se zabýval problematikou wingletů vědec NASA Richard T. Whitcomb, který se zaměřil na vortex letounů v transonických a supersonických rychlostech.

Základy wingletů, které navrhoval Whitcomb, se využívají u dopravních letadel (jak civilních, tak vojenských) a bombardérů s velkým doletem létajících ve velkých výškách, tak pro kluzáky při letu ve stoupavých proudech a dokonce i pro letadla spadající do třídy všeobecného letectví. Největšími přínosy wingletů je zlepšení letových výkonů pro daný letový režim, zvýšení klouzavého poměru (poměr výškového metru na horizontálně uletěný metr), což má za následek i snížení spotřeby paliva a snížení hluku. [15] V dnešní době je také brán ohled na vzhled letadla a winglety tedy mohou být tedy chápány jako i jako okrasný prvek.

Na druhou stranu mají winglety i své stinné stránky jako zvýšené namáhání konstrukce křídla způsobené zvýšenou vahou působící na jeho koncích, ale též aerodynamickými silami, které zvyšují namáhání na ohyb a na smyk. Toto namáhání se mění s různými letovými režimy. Také aerodynamické vlastnosti se mění v závislosti na rychlosti letu a hustotě vzduchu a díky tomu winglet, velmi dobře pracující pro určitý režim, může v jiném fungovat jako aerodynamická brzda.

Je mnoho rozmanitých tvarů wingletů, u nichž existuje snaha s postupujícími znalostmi i vývojem výpočetní techniky neustále zdokonalovat. Mezi nejběžnější typy wingletů patří Whitcombův winglet, wingfence (oboustranné zakončení křídla), zalomené křídlo a winglet s plynulým přechodem (blended winglet). Dnes již existuje mnoho wingletů, které nelze jednoznačně zařadit a jsou kombinací více typů.

Obr. 2-6 Boeing 737 NG s wingletem v plynulém přechodem [14]



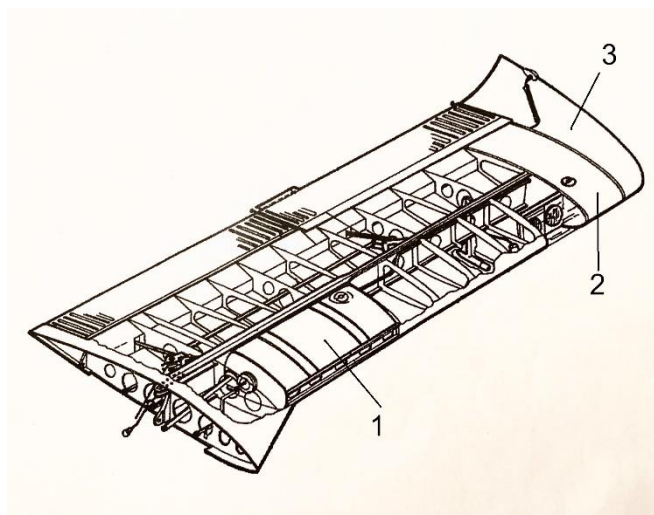
3. ZLIN Z 143 LSi Genius

Celokovový (celohliníkový) dolnoplošník Z 143 s pevným podvozkem a možností 2 až 4 míst je moderní letoun spadající do kategorie všeobecného letectví (General Aviation). Letoun je vhodný pro cvičné a kurýrní lety, proto jej lze zařadit do kategorií cvičných a normálních letounů. Pro kategorii normálních letounů je maximální vzletová hmotnost stanovena na 1350 kg, dosahuje maximální rychlosti 259 km/h a dolet je 1100 km. Do letounu se instaluje motor od výrobce TEXTRON Lycoming o maximálním výkonu 175 kW. Letoun v kategorii normální je certifikován dle předpisu FAR 23, tedy je konstruován na +3,8 a -1,5 násobku zatížení.

3.1 Křídlo letounu

Křídlo je tvořeno systémem hlavního a vedlejšího nosníku z uhlíkové slitiny s duralovým potahem. Rozpětí letounu je 10,14 m a plocha křídel činí 15,1 m². Křídélka i klapky jsou štěrbinové, celokovové. V každém křídle se nachází nádrž o objemu 61 litrů, normální verze pak pomocí nádrží umístěných na konci křídel pojme dalších 2x51 litrů. [3] Křídlo zakončuje kompozitový okrajový oblouk, v němž se nachází i poziční světla.

Obr. 3-1 Současné uspořádání křídla
1 – hlavní nádrž, 2 – přídatná nádrž v křídle, 3 – okrajový oblouk



Okrajový oblouk Zlínu Z 143 je tvořen ze sendvičového potahu, kompozitního nosníku a žebra. Ke křídlu je uchycen na třináctém žebře přírubovým způsobem - 21 šrouby DIN 966 M5 s kadmiovanými nýtovacími maticemi, přičemž síly jsou přenášeny skrze podložky se zvětšeným průměrem osazení k rozložení namáhání po laminátu. [4] Třinácté žebro je součástí

koncové nádrže, zabírá prostor až ke dvanáctému žebří, kde končí nosníkové systémy. Nádrž je zde připevněna stejným způsobem, jako okrajový oblouk.

4. Uvažovaná konstrukční řešení

Důvodem změny koncového oblouku je změna vnitřního uspořádání křídla, kdy dojde ke zvětšení objemu integrované nádrže a tudíž již nebude důvod instalovat nádrže na konci křídla. Jeho místo zaujme prodloužení koncového oblouku, čímž se sníží hmotové zatížení konce nosníku.

4.1 Skořepinová konstrukce

Varianta se skořepinovou konstrukcí je tvořena pouze nosným potahem, který je šrouby připevněn ke dvanáctému žeburu. Výhodou této konstrukce je nízká hmotnost, jednoduchá montáž. Nevýhodou nosného potahu je, že vyžaduje větší tuhost a tedy i větší tloušťku potahu a jádra. To může vést ke komplikaci při výrobě, kdy tlustá pěna i po nařezání a ani tlustá tkanina nebudou kopírovat formu. Tato konstrukce se tedy jeví jako vhodnější pro kratší nebo méně tvarově složité součásti.

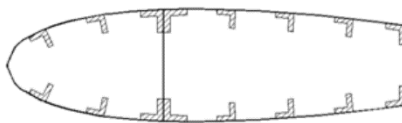
Obr. 4-1 skořepinová konstrukce wingletu malého letounu [5]



4.2 Poloskořepinová konstrukce

Poloskořepinová konstrukce je tvořena s nosníkem, který přenáší posouvající síly, normálová napětí přenáší pásnice nosníku s pomocí podélných výstuh. Je přechodem mezi skořepinovou a nosníkovou konstrukcí.

Obr. 4-2 poloskořepinové řešení křídla [13]



4.3 Nosníková konstrukce

Nosníková konstrukce je nejstarším způsobem tvorby křídla. Skládá se z nosníku (případně více nosníků), který v pásnicích přenáší ohybové zatížení, ve stojině pak zatížení od posouvající síly. Kroutící moment mohou přenášet nosníky, často ale k tomu účelu slouží tzv. torzní skříň, kdy dostatečně tuhá část potahu sama přenáší torzní zatížení buď jako celek nebo jako dutina skládající se z potahu náběžné hrany a stojiny nosníku nebo dutiny vzniklé mezi stojinami hlavního a vedlejšího nosníku s potahem mezi nimi. Tomu jsou vždy následně uzpůsobeny i závěsy nosníků. V křídle se také nacházejí žebra, která podepírají potah a dodávají mu vyšší tuhost. Žebra lze nalézt též u předcházejících systémů. Příkladem nosníkové konstrukce je i křídlo Z 143 viz obrázek [3-1](#).

Pro vytváření winglet jsou uvažovány dvě koncepce – buď jednonosníková konstrukce s jedním žebrem nebo dvounosníková konstrukce s jedním žebrem. Dále budou představeny a vyhodnoceny.

5. Popis konstrukčních řešení

Řešení se skládá z hlavního a vedlejšího nosníku se závěsy, žebra a dvou kusů sendivčového potahu. Nosníky jsou zavěšeny pomocí čepů.

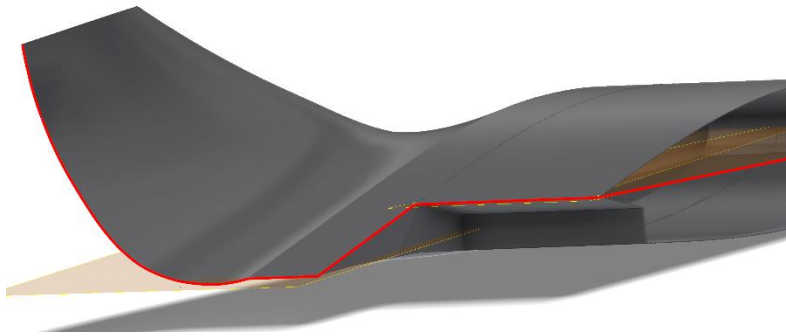
5.1 Potah

Potah dodává wingletu požadovaný tvar a je zamýšlený jako nosný, vyztužený jedním žebrem. Potah je tvořen dvěma částmi, které se laminují samostatně a následně jsou mezi ně vloženy ostatní součásti a konečně spojeny k sobě pomocí tkaniny, která je záměrně při laminaci ponechána bez matrice, a epoxidové pryskyřice. Po většinu obvodu tvoří dělicí rovinu náběžná a odtoková hrana. Dělicí rovinu lze lépe vidět na obrázku [5-2](#) a [5-3](#). Spodní potah je tvarově složitější, jsou zde prvky jako přepážka mezi částí pro křídélko a částí s plnou délkou profilu, dále samotná část pro křídélko a nakonec obráběný otvor pro umístění pozičního světla.

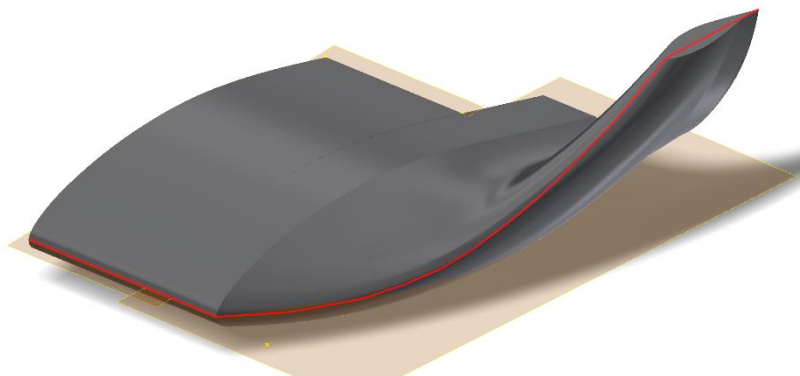
Obr. 5-1 Tvarový návrh potahu



5-2 Zadní dělicí rovina



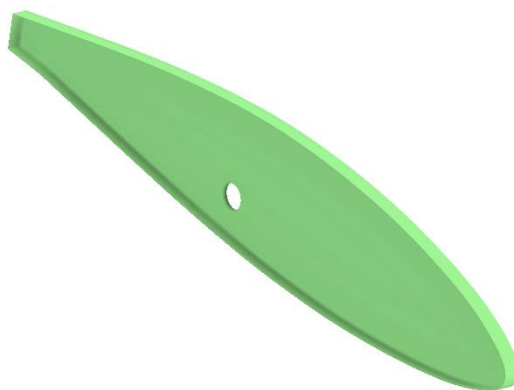
5-3 Přední dělicí rovina



5.2 Žebro

Vložením žebra do konstrukce je sníženo zatížení, které musí přenášet potah a je přeneseno do nosného systému. Plnostěnné žebro se skládá z pásnice o třech vrstvách dvouosé tkaniny, stojiny z dvou vrstev těže tkaniny a pětimilimetrového jádra. Žebro se řadí mezi žebra obyčejná – není zde třeba výztuh k rozvedení osamělých sil, které se mohou do konstrukce dostat skrze zatížení od pohonné soustavy či od podvozku. [5] Zároveň není dělené, neboť zde není žádná překážka (nosník, podvozek, nádrž), která by omezovala možnost manipulace s žebrem v jednom kuse. K žebro jsou poté přilaminovány nosníky ze strany za pomocí vrstvy víceosé tkaniny. Za hlavním nosníkem je v žebro vyřezán otvor zabezpečující přívod energie k pozičnímu světlu.

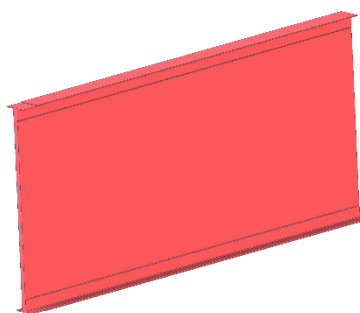
Obr. 5-4 Žebro



5.3 Hlavní nosník

Hlavní nosník má profil písmene I a jeho osa se nachází v nejširším místě profilu, 497,2 mm po směru osy x od náběžného bodu. Profil I byl zvolen kvůli dobrému rozložení napětí v ohybu při nejmenším možném objemu. Je tedy dostatečně pevný, ale zároveň lehký (například oproti plnému průřezu). Nosník je konstantního průřezu až na zesílení v oblasti kořene wingletu, kde je zesílen přídatnou tkaninou kvůli silám od závěsu (platí pro varianty se závěsem). Na začátku i konci jsou pásnice oříznuty pro dobré přilehnutí k žebřům a k rozšířenému potahu.

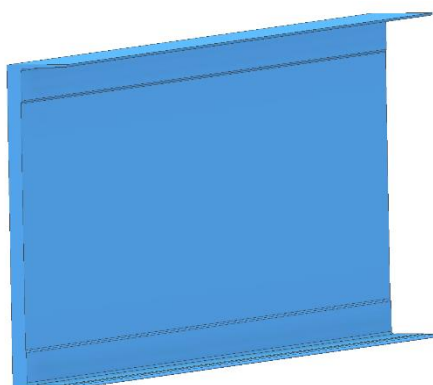
Obr 5-5 Hlavní nosník wingletu



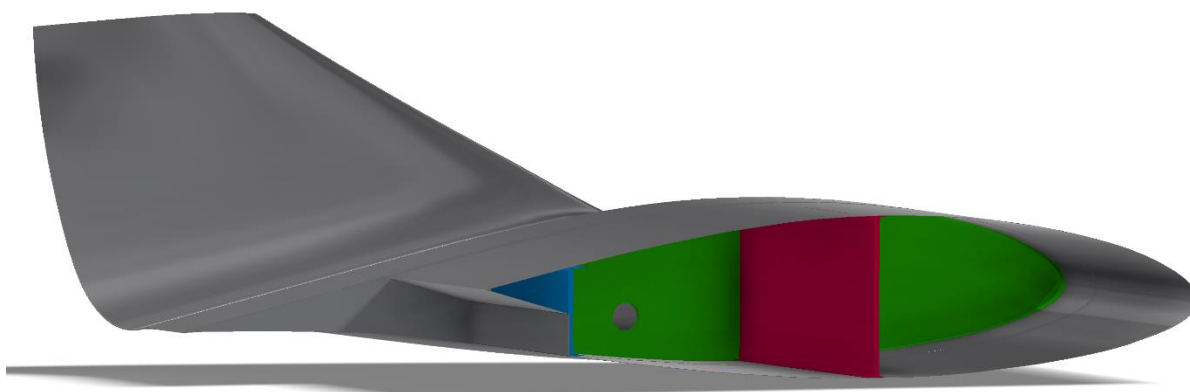
5.4 Pomocný nosník (pouze pro dvojnosičkovou variantu)

Vzhledem ke skutečnosti, že pomocným nosníkem ve vzdálenosti 975,9 mm od náběžného bodu končí potah křídla a navazuje křídélko, nelze pro pomocný nosník použít profil I. Z toho důvodu byl zvolen profil C, který je možné zády přiložit k potahu.

Obr. 5-6 Pomocný nosník



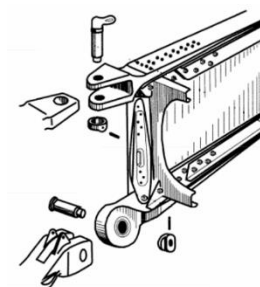
Obr. 5-6 Dvounosníková koncepce



5.5 Závěs pro jednonosníkovou variantu

Při jednonosníkovém řešení je uvažován pouze přenos ohybového momentu a posouvající síly – kroutící moment je přenášen spojem potahu a křídla. V takovém případě jsou využity dva spoje oko-vidlice, které jsou na sebe kolmé. Ty však odebírají pouze čtyři stupně volnosti. Avšak šroubové spoje na potahu odebírají možnosti pohybu dostatečně a spoj se nemůže pohybovat.

Obr. 5-7 Závěs nosníku [13]



V druhé variantě je nosík použit pouze pro vyztužení potahu a tvorbu torzní skříň. Spojení s křídlem je pak shodné s již existujícím napojením na 12. žebro – 21 šroubů M5 s nýtovacími maticemi, které by spojovali potah křídla, wingletu a žebro. V tomto případě veškeré zatížení přenáší potah. Tato možnost spojení je preferována, protože není závislá na konstrukčním řešení nosníku budoucího křídla, vyžaduje pouze žebro v křídle a díry v potahu pro zavedení zatížení do nosné konstrukce. Výhodou je též to, že k servisu spoje není třeba manipulačních otvorů v potahu.

5.6 Závěs pro dvojnosičkovou variantu

Pro spojení dvojnosičkové konstrukce s křídlem je možné uvažovat tři základní způsoby.

První možností je odebrání všech šesti stupňů volnosti stejným uchycením, jaké je popsáno u jednonosičkové konstrukce a přidáním jednoho spoje oko-vidlice na pomocný nosník. Tím bude zaručen přenos kroutícího momentu i pomocí nosníků a bude tak částečně odlehčen potah. Tento způsob ale není schopen rozložit ohybový moment mezi oba nosníky (směrem k závěsu se M_o blíží nule), ale spíše vytváří další torzní skříň, čímž pomáhá rozložení zatížení a snížení hodnoty smykového toku působící na první dutinu. [7]

Druhou možností je uchycení pomocí čtyř dvojic oko-vidlice. Tento způsob není staticky určitý, avšak zaručuje přenos nejen kroutícího momentu, ale i momentu ohybového na obou nosnících. Přesto, že vedlejší nosník křídla nepřenáší ohybový moment do trupu letounu, tento způsob závěsu umožňuje rozložení momentu do obou na sebe navazujících nosníků.

Poslední možnost je shodná s jednonosičkovou konstrukcí – použití pouze šroubů na potahu.

6. Materiály

6.1 Kompozitní materiály ve všeobecném letectví

Důležitým prvkem navrženého materiálu je zohlednění několika faktorů: ceny výroby i materiálu, náročnosti použité technologie a hmotnosti výsledné součásti. Výhodou kompozitových součástí je nižší hmotnost, než jaká by odpovídala nýtované konstrukci s duralovým potem, při zachování dostatečné pevnosti konstrukce. Mezi další výhody kompozitů patří zvýšená únavová odolnost a odolnost vůči korozi. Naopak mají nižší odolnost vůči nárazu či promáčknutí a jejich oprava je náročnější a dražší. [8] Takové poškození však není u wingletu předpokládáno, proto byla zvolena varianta z kompozitu.

6.1.1 Výztuže

Výztuže jsou přenašečem zatížení v kompozitech a díky nim můžeme dělit kompozity na dvě hlavní kategorie – buď na částicové nebo vláknové, které ve všeobecném letectví nacházejí uplatnění častěji. Mezi nejpoužívanější vlákna patří skelná, uhlíková, aramidová a bórová. Výztuže se mohou v matrici nacházet buď v dlouhých vláknech (orientovaných buď jednosměrně nebo dvousměrně) nebo ve v krátkých vláknech (orientovaných náhodně nebo s přednostní orientací), což výrazně ovlivňuje mechanické vlastnosti výsledného kompozitu. Vlákna se splétají buď do pramenců o 200 až 400 vlákních (rovingy) nebo se tvoří tkaniny v úpletu plátno, kepr, satén (atlas) nebo jednosměrný pás (UD). [9]

Skelná vlákna jsou využívána pro svou vysokou pevnost, odolnost vůči hoření a nízkou cenu, zároveň jsou houževnatější než vlákna uhlíková. Mezi jejich nevýhody může být řazena vyšší hustota a nízký modul pružnosti. Skelná vlákna se řadí na E sklo (tuhé), S sklo (pevné), C sklo (chemicky odolné), L sklo (s vysokým obsahem olova) a D sklo s dielektrickými vlastnostmi.

Výhodami uhlíkových vláken jsou velmi nízká hustota, dobré ohybové vlastnosti, vysoký modul pružnosti v tahu. Nevýhodami jsou však vysoká cena a křehkost. Dělí se na vlákna s vysokou pevností HS (též HT) a vlákna s vysokým modulem pružnosti HM. V dnešní době stoupá jejich obliba a značně se zvýšila spotřeba uhlíkových prepregů.

Aramidová vlákna (známá i pod komerčním názvem Kevlar) mají výborné vlastnosti rázové houževnatosti, jsou odolná vůči ohni a dobře tlumí vibrace. Naopak mají nízkou pevnost v tlaku a relativně vysokou hustotu.

6.1.2 Matrice

Matrice slouží jako pojivo pro vlákna (případně částice) a jádro, je-li přítomno. Pomáhá přenášet zatížení mezi vlákny a pomáhá jeho rovnoměrnému rozložení. Zároveň ochraňuje vlákna před vnějším prostředím. Matrice udává mnohé vlastnosti jako je teplotní a chemická stálost. Je nutné, aby matrice byla dostatečně pružná aby odolala namáhání, které již vlákna nezvládnou. Matrice mohou být kovové, keramické či polymerní pryskyřice (buď reaktoplasty nebo thermoplasty). Ve všeobecném letectví jsou nejčastěji používané epoxidové pryskyřice řadící se mezi reaktoplasty. U epoxidových pryskyřic je velmi důležité dbát na poměr pryskyřice a tvrdila, protože ten určuje nejen výsledné mechanické vlastnosti matrice, ale i možnosti jejího zpracování, hlavně doby zpracování. [10]

6.1.3 Jádra

Vzhledem k velmi malým tloušťkám kompozitních systémů hrozí jejich porušení ztrátou stability. Tomu jevu může zabránit jádro, které zvýší ohybovou tuhost součásti. Mezi běžné zástupce jader sendvičových kompozitů patří polymerní pěny, papírové, plastové, kovové a uhlíkové voštiny.

6.1.4 Prepregy

Předem nasycená vlákna jsou možností, jak zjednodušit a zrychlit laminování, vhodná pro zpracování v autoklávu. Jejich nevýhodami jsou vysoká cena, nutnost rychlého zpracování a potřeba kvalifikovaného a zručného personálu.

6.2 Materiály pro potah

Jádrem sendvičového kompozitu je univerzální konstrukční pěna AIREX C 70.55 o tloušťce 5 mm. Mezi její výhody se řadí dobrá odolnost vůči únavě a dobrý poměr pevnosti a tuhosti k váze. Mezi její aplikace se řadí výroba trupů a křídel pro letadla všeobecného letectví, čímž spadá mezi vhodné materiály pro výrobu wingletu pro daný letoun. Jádro sendviče zabraňuje ztrátě stability a zvyšuje únosnost smykovým namáháním kompozitové konstrukce tím by mělo zajistit dostatečnou tuhost pro přenos zatížení mezi koncem wingletu a žebrem.

Výztuž se skládá z více vrstev, jejichž kombinací lze dosáhnout lepších vlastností než při použití jediného typu vláken:

- Výhodou uhlíkové tkaniny 200g/m² 3K Toray je vysoká pevnost v tahu a nízká teplotní roztažnost, její nevýhodou je vyšší pořizovací cena. Je považována za nositele zatížení v potahu.
- Skelná tkanina Aeroglass 48g/m² ve formě plátna byla zvolena kvůli hladkému uzavření povrchu.
- Jako matrice byla vybrána epoxidová pryskyřice MGS L285 doporučená pro aplikaci v leteckém průmyslu, díky své dobré rozměrové stálosti, minimálnímu vnitřnímu pnutí a dobré přilnavosti ke skelným vláknům. Tím vytváří dostatečně pružné, ale zároveň pevné pojivo pro výztuž a jádro. Tvrdidlo H286 smíchané v objemovém poměru 100:40 (pryskyřice : tvrdidlo) dává 90 minut pro práci na laminování.

6.3 Materiály pro nosníky

Nosník se skládá ze dvou pásnic a stojiny. Pásnice slouží k přenosu ohybového momentu a jsou tvořeny jednosměrnou tkanou uhlíkovou páskou 250 g/m². Stojina nepřenáší ohybový moment, je u ní uvažován přenos posouvající síly. Pro přenos sil slouží dvouosé uhlíkové HT plátno s orientací +/- 45°. Proti stavu ztráty stability je ve stojině umístěno pěnové jádro z pěny AIREX C 70.55 o tloušťce 5 mm, které ale nepřenáší posouvající sílu. Matricí je i v tomto případě epoxidová pryskyřice MGS L285. Hodnoty v tabulce jsou vlastnosti již hotového kompozitu.

Tabulka 6-1 [12, str. 9,10]

Vlastnosti uhlíkových tkanin							
tkanina	gramáž	ρ_f	t	E_{11}	E_{45}	σ_{11}	τ_{45}
	[g/m ²]	[kg/m ³]	[mm]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]
UD páska	250	1,77	0,35	77000	9975	420	100
Dvouosá tkanina HT	160	1,77	0,25	39470	10170	146	114

6.4 Materiály pro žebro

Pásnice i stojina žebra je tvořena dvouosým uhlíkovým HT plátnem s orientací +/- 45°. Jako jádro byla opět zvolena pěna AIREX C 70.55 5 mm.

6.5 Materiál pro vidlice a oka

Kvůli nebezpečí galvanické eroze nelze pro uhlíkový kompozit používat tradiční letecké konstrukční materiály jako ocel nebo dural bez speciální izolační vrstvy. Z toho důvodu byly vybrána oka mosazné.

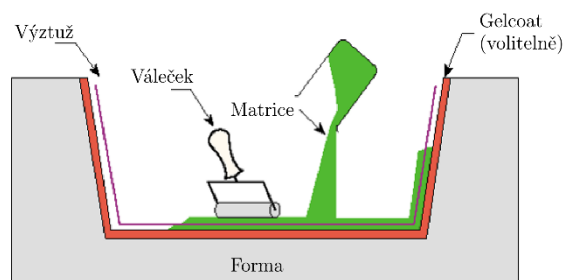
7. Technologické řešení

Existuje vícero metod pro výrobu kompozitních materiálů, liší se svou náročností (finanční, technologickou), typem forem (pozitivní nebo negativní, otevřená nebo uzavřená) a zároveň velkou měrou ovlivňuje mechanické vlastnosti výsledné součásti. Pro výrobu wingletu byly zvažovány následující technologie.

7.1 Technologie ruční laminace

Ruční (nebo též mokré) laminování je rozšířenou metodou pro výrobu méně namáhaných částí letounů kategorie všeobecného letectví a kluzáků. Spočívá v kladení jednotlivých vrstev tkanin, rohoží, případně jádra do negativní formy či na pozitivní formu s průběžným nanášením pryskyřice promíchané s tvrdidlem a následným prosycením pomocí válečku. Na formu je nutno nanést separátor (separační vosky nebo PVA), posléze lze nanést vrstvu zvanou gelcoat, která zjednodušuje vyjmutí laminátu z formy a zároveň zlepšuje výsledný povrch. [10] Další její výhodou, že vytváří ochrannou vrstvu z pryskyřice a tím chrání laminát před vnějšími vlivy. Jinou možností je použití tenké skelné tkaniny, která se jednoduše prosytí a zároveň vytvoří hladký povrch. Na místa, kde je požadován spoj lepením, lze nanést odtrhávací vrstvu, která vytvoří hrubší povrch vhodný pro lepení. Po nanesení všech vrstev je přidána plastická fólie a na laminát se nechá působit atmosférický tlak. Výhodou je, že se jedná o nejlevnější a jednoduchý způsob laminace i když kvalita jejího provedení závisí na zručnosti a zkušenostech pracovníka. Mezi nevýhody lze zařadit právě závislost na personálu, dále pak nízký objemový poměr vláken, což snižuje mechanické vlastnosti materiálu.

Obr. 6-1 technologie ruční laminace [8, str. 19]

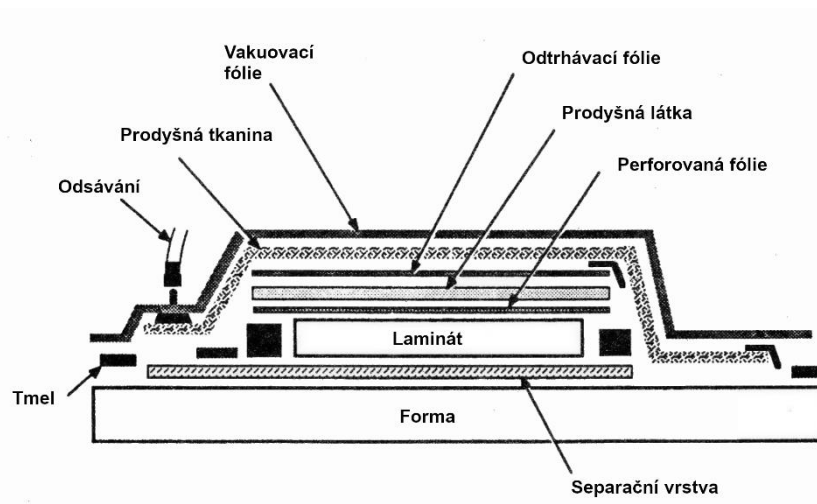


7.2 Technologie vakuování

Postup u vakuování je podobný jako u ruční laminace. Poslední vrstvou však není neprodyšná fólie, ale fólie s rovnoměrně utvořenými dírami, přes ní prodyšná látka. Následně

je po obvodu formy nanesen tmel či oboustranná fólie, která působí jako těsnění. Nakonec vše překryje vakuová fólie s hadičkami, která slouží k vytvoření podtlaku. Ten pomáhá k odvodu případného vzduchu a přebytečné matrice, čímž zlepšuje rozprostření matrice a zvyšuje objemový podíl vláken. Po vytvrzení kompozitu je možné jej ještě temperovat, čímž je možné dosáhnout ještě lepších mechanických vlastností. [11] Technologicky je složitější a proto i dražší, než je mokré laminování, avšak dosahuje lepších výsledků.

Obr 6-2 Technologie vakuování [10, str. 45 - upraveno]



7.3 Autokláv

Na rozdíl od předchozích technologií jde o metodu používající k vytvrzování tlak i teplotou. Součásti z něj dosahují velmi dobrých mechanických vlastností, avšak technologie je složitá, drahá a vhodná převážně pro prepregy, které lze do forem skládat jak ručně, tak automatizovaně. Vyžaduje kvalitní, kovové formy, je náročný také energeticky a je vhodný pro více zatěžované součásti a sériovou výrobu.

7.4 Výběr vhodné technologie

Z pohledu ekonomického byl vyřazen autokláv – jeho náročnost je vysoká a jeho využití by nebylo návratné. Kvůli náročnosti kladení vrstev a následného sycení vychází ruční laminování jako složitější s prostorem pro potenciální chyby i přes použití zhuštěné pryskyřice do kritických míst. Zároveň vakuování poskytuje vyšší pravděpodobnost dobrého přilnutí laminátu k formě právě snížením tlaku a zároveň má výsledný kompozit lepší vlastnosti. Proto bylo jako vhodná technologie pro vytvoření potahu navrženo právě vakuování.

8. Zatížení a návrh nosníků

Pro výpočet bezpečnosti nosníků a upevnění spojů je nutné prvně zjistit zatížení, které bude na winglet působit. Hodnoty byly převzaty ze zprávy Pevnostní kontrola prodlouženého okrajového oblouku převzatých z archivu ZLIN AIRCRAFT a.s. [4] Prvně bylo zapotřebí vybrat letové případy s nejvyšším násobkem zatížení. Výpočet zatížení byl veden dle předpisu FAR 23.

Tabulka 8-1

Symetrické letové případy bez rotačního zatížení								
Provozní násobek n vnějších sil								
Paragraf FAR pro zjištění n,ε	n _x	n _y	n _z	ε _x	ε _y	ε _z	Druh zatížení	Zpráva
	-	-	-	s ⁻²	s ⁻²	s ⁻²		
23.337		6					Obratové	Z242L-005
23.341		4,39					Poryvové	Z242L-005

Tabulka 8-2

Letové případy s nesymetrickým zatížením křídla								
Provozní násobek n vnějších sil								
Paragraf FAR pro zjištění n,ε	n _x	n _y	n _z	ε _x	ε _y	ε _z	Druh zatížení	Zpráva
	-	-	-	s ⁻²	s ⁻²	s ⁻²		
23.349	-0,37	4,72		21,58				Z242L, LH-2108.2

Tabulka 8-3

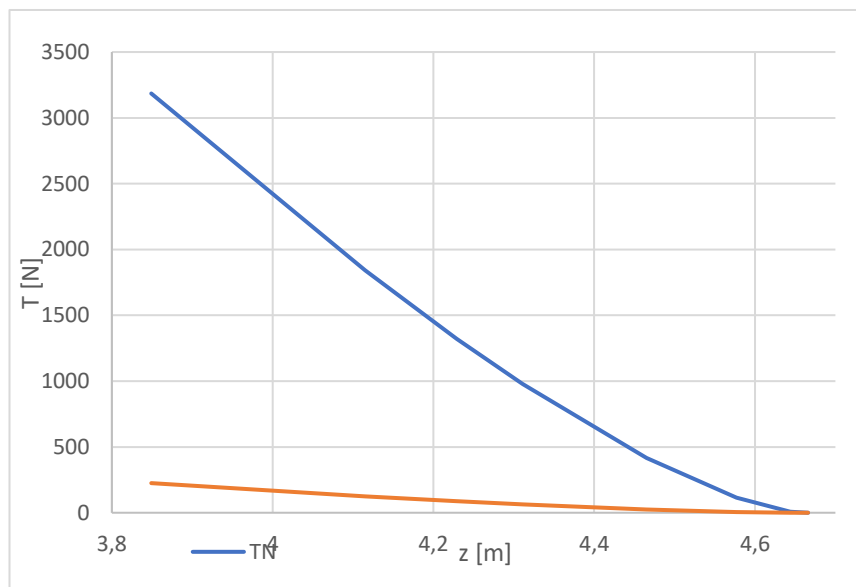
Letové případy s kloněním od křidélek								
Provozní násobek n vnějších sil								
Paragraf FAR pro zjištění n,ε	n _x	n _y	n _z	ε _x	ε _y	ε _z	Druh zatížení	Zpráva
	-	-	-	s ⁻²	s ⁻²	s ⁻²		
23.455	0,53	3,97		-4,09				Z242-2109.1

Z těchto zpráv byl vybrán případ s maximálním kladným ohybovým případem. Tímto případem je kladný manévr při rychlosti v_D popsany v tabulce 8-1. Po něj jsou platné následující průběhy posouvajících sil a ohybových momentů ve směru os x a y.

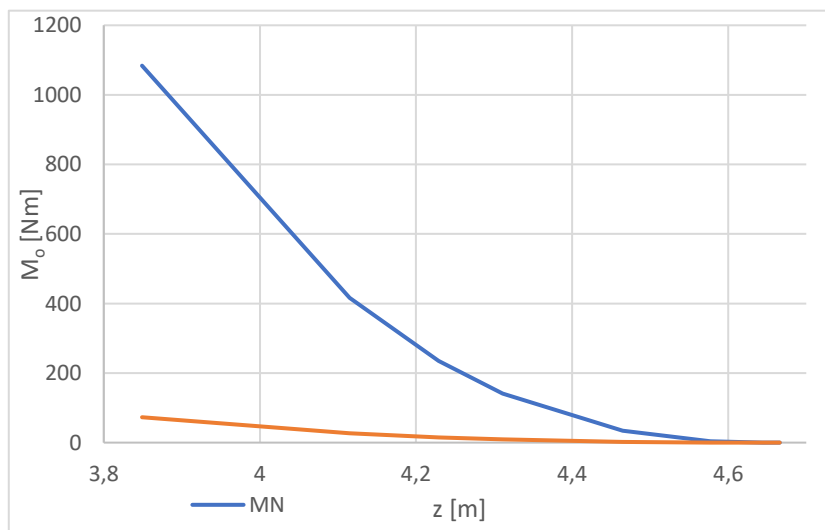
Tabulka 8-4

Průběh provozního zatížení						
řez	z [m]	TN [N]	TT [N]	MN [Nm]	MT [Nm]	MK [Nm]
12	3,849	3185	225	1084	73	-671
12A	4,115	1841	125	416	27	-453
13	4,229	1322	88	235	15	-359
13A	4,311	977	63	141	9	-291
13B	4,465	417	25	34	2	-165
13C	4,577	115	6	4	0	-73
13D	4,644	7	0	0	0	-19
14	4,666	0	0	0	0	0

Graf 8-1 Průběh posouvajících sil



Graf 8-2 Průběh ohybových momentů



Z tabulky 8-4 lze vyčíst nevyšší hodnotou posouvající síly TN a ohybového momentu MN, který bude použit k pevnostní kontrole nosníků. Pro koncept, který je tvořen dvěma nosníky, mezi které je nutno zatížení rozdělit. TN a MN se dělí úměrně ohybové tuhosti EJ samotných nosníků.

Následně je nutno vynásobit hodnoty zatížení součinitelem bezpečnosti 1,5. [13]

Ohybová tuhost je součinem modulu pružnosti a kvadratickým momentem průřezu k požadované ose, kterou je v daném případě osa x.

Tabulka 8-5

Rozložení zatížení			
	EJ _x	TN	MN
Hlavní nosník	2538,95	3673,71	1250,33
Pomocný nosník	762,85	1103,79	375,67

8.1 Dvounosníková koncepce

8.1.1 Hlavní nosník

Hlavní nosník s I profilem má konstantní šířku pásnic b a postupně snižující se výšku H. Nosník navazuje na systém hlavního nosníku křídla a přenáší na něj ohybový moment a posouvající sílu. Ten je vytvořeno dvěma vertikálními oky na horní straně a jedním horizontálním okem na straně spodní, tvořenými mosaznými součástmi, které budou k nosníku přilepeny. V okolí lepení je nosník zesílen vrstvami dvouosé uhlíkové tkaniny. Objemový podíl vláken je pro všechny lamináty $v_f = 0,35$. Při výpočtech je vycházeno z následujících rozměrů:

Tabulka 8-6

Rozměry hlavního nosníku						
h	b	t _p	t _s bez jádra	t _s	h _{ef}	S _p
[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm ²]
233,7	25	2,1	0,5	2,5	229,5	52,5

Příčměž stojina je tvořena dvěma vrstvami dvouosé uhlíkové tkaniny a jádrem z pěny Airex s tloušťkou 5 mm. Pásnice se skládá z 6 vrstev jednosměrné uhlíkové tkaniny. Kouty u styků pásnic a stojiny jsou proloženy uhlíkovými pásky a celý nosník je následně chráněn vrstvou skelné tkaniny.

Kontrola pásnice hlavního nosníku začíná vypočtením napětí vyvolaného ohybovým momentem MN.

$$\sigma_p = \frac{MN_{Hl}}{h_e \cdot S_p} = 103,77 \text{ MPa}$$

Z vypočítaných hodnot pak lze vypočítat součinitel rezervy pro pásnice:

$$\eta_p = \frac{\sigma_{11}}{\sigma_p} = 1,51$$

Kontrola stojiny probíhá obdobným způsobem, výpočet ale vyháží z posouvající síly. Zároveň je nutné uvažovat materiál stojiny, tedy dvouosou tkaninu.

$$\tau_T = \frac{TN_{Hl}}{h_e \cdot t_s \text{ bez jádra}} = 32,01 \text{ MPa}$$

$$\eta_s = \frac{\tau_c}{\tau_p} = 1,55$$

8.1.2 Vedlejší nosník

U vedlejší nosníku tvaru C tvoří pásnici čtyři vrstvy UD pásky, stojinu pak 2 vrstvy dvouosé tkaniny a pětimilimetrové jádro z pěny Airex. Přečody mezi pásnicemi a stojinou jsou opět tvořeny pásky z UD tkaniny. Objemový podíl vláken $v_f = 0,35$. Hodnoty modulu pružnosti a maximálních napětí jsou totožné s hlavním nosníkem. Zavěšení je koncipováno shodným způsobem.

Tabulka 8-7

Rozměry pomocného nosníku						
h	b	tp	ts bez jádra	ts	hef	Sp
[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm ²]
121,2	25	1,4	0,5	2,5	118,4	35

Kontrola únosnosti vedlejšího nosníku proběhla následovně:

$$\sigma_p = \frac{MN_v}{h_e \cdot S_p} = 90,65 \text{ MPa}$$

$$\eta_p = \frac{\sigma_c}{\sigma_p} = 1,73$$

$$\tau_T = \frac{TN_v}{h_e \cdot t_s \text{ bez jádra}} = 18,65 \text{ MPa}$$

$$\eta_s = \frac{\tau_T}{\tau_c} = 2,66$$

Oba nosníky jsou pro dané zatížení vyhovující.

8.2 Jednonosníková koncepce

Na rozdíl od předchozí varianty je nosník zesílen ve stojině o dvě vrstvy tkaniny. Závěs je opět tvořen dvěma vertikálními oky nahoře a jedním horizontálním dole. Změna rozměrů je uvedena v následující tabulce.

Tabulka 8-8

Rozměry nosníku						
h	b	t _p	t _s bez jádra	t _s	h _{ef}	S _p
[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm ²]
233,7	25	2,1	0,5	2,5	229,5	52,5

Napětí v nosníku a součinitele rezervy pak dosahují hodnot:

$$\sigma_p = \frac{MN}{h_e \cdot S_p} = 134,95 \text{ MPa}$$

$$\eta_p = \frac{\sigma_c}{\sigma_p} = 1,16$$

$$\tau_T = \frac{TN}{h_e \cdot t_s \text{ bez jádra}} = 41,63 \text{ MPa}$$

$$\eta_s = \frac{\tau_T}{\tau_c} = 1,19$$

I přes zvýšené zatížení nosníku je po přidání výtuh součinitel rezervy vyšší než 1 a tedy je dostatečně bezpečný.

8.3 Kontrola torzní skříně na krut

Je nutno zkontrolovat, zda nedochází k přetížení potahu smykovým napětím. Byla kontrolována jednonosníková konstrukce, která se skládá ze dvou torzních dutin a jednoho nosníku. Kontrola probíhala v místě s nejvyšším kroutícím momentem, což je místo 12. žebra. Kroutící moment byl vynásoben koeficientem bezpečnosti 1,5.

Tabulka 8-9

Hodnoty potřebné pro výpočet								
Mk 0,5	TN 1,5	tp	tn	U1	U2	s1	s2	h
[Nm]	[N]	[mm]	[mm]	[mm ²]	[mm ²]	[mm]	[mm]	[mm]
1006,5	4777,5	0,84	1	88444	97060,7	1048,2	1291	233,7

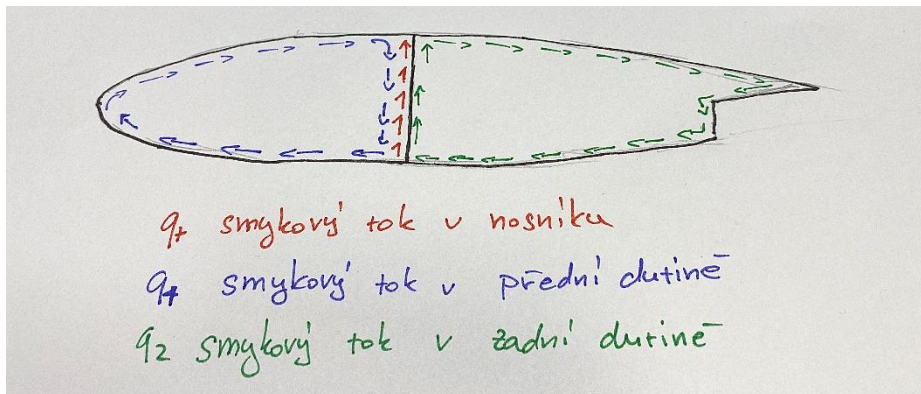
Celý výpočet vychází z předpokladu, že zkrut obou dutin musí být stejný. Z něj vychází rovnost:

$$\vartheta = \frac{1}{2 \cdot U_1 \cdot G} \cdot \oint \frac{q_v \cdot ds}{t}$$

$$\vartheta_1 = \vartheta_2$$

$$\frac{1}{2 \cdot U_1 \cdot G} \cdot \left[\frac{q_1 \cdot s_1}{t_p} + \frac{q_1 \cdot h}{t_n} - \frac{q_t \cdot h}{t_n} - \frac{q_2 \cdot h}{t_n} \right] = \frac{1}{2 \cdot U_2 \cdot G} \cdot \left[\frac{q_2 \cdot s_2}{t_p} + \frac{q_2 \cdot h}{t_n} + \frac{q_t \cdot h}{t_n} - \frac{q_1 \cdot h}{t_n} \right]$$

Obr. 8-1 rozložení smykových toků po profilu



Kde q_v je celkový smykový tok, z čehož vyplývá, že rovnice rovnováhy musí být doplněna rovnicí, díky níž je zjištěn tok v nosníku. Dále je nutné vyjádřit jeden ze smykových toků dutinou jako parametr (vychází z Bredtova vzorce).

$$q_t = \frac{TN}{t_n} = 20442,9 \frac{N}{m}$$

$$q_1 = \frac{\frac{M_k}{2} - q_2 \cdot U_2}{U_1}$$

Pomocí výpočetního programu MATLAB byly stanoveny hodnoty q_1 a q_2 .

$$q_1 = -11005 \frac{N}{m}$$

$$q_2 = 4843 \frac{N}{m}$$

Nakonec byly stanoveny součinitele rezervy. Maximální dovolené smykové napětí bylo pomocí tabulek Dafliieg [1] stanoveno na 30 MPa.

$$\tau_1 = \frac{q_1}{t_p} = -13,1 \text{ MPa}$$

$$\tau_2 = \frac{q_2}{t_p} = 4,8 \text{ MPa}$$

$$\eta_1 = \frac{\tau_{max}}{|\tau_1|} = 2,29$$

$$\eta_2 = \frac{\tau_{max}}{\tau_2} = 6,19$$

Z výpočtu je zřejmé, že potah je dostatečně tuhý pro přenos kroutícího momentu.

9. Závěr

V práci byl vytvořen úvod do problematiky návrhu a bylo představeno pět variant řešení wingletu. Následně proběhla stručná rešerše kompozitních materiálů z nichž byly vybrány materiály ke konstrukci. S ohledem na požadovaný tvar, povrch i kvalitu byla vybrána vakuová technologie laminování, která je vhodným kompromisem mezi levnou mokrou laminací a náročným vytvrzováním v autoklávu.

Varianta jednonosníková s uchycením nosníku a dvounosníková varianta s přenosem ohybového momentu oběma nosníky byly početně testovány na únosnost a splňují bezpečnostní požadavky. Díky tomu bylo možné přejít na zjišťování, zda bude potah s jedním nosníkem schopen přenášet smyková zatížení. Analytická metoda dokázala, že součinitelé rezervy pro obě torzní dutiny jsou dostačující.

Vzhledem k součinitelům rezervy bylo rozhodnuto, že preferovanou variantou bude varianta s jedním nosníkem – má dostačující pevnostní charakteristiky a díky absenci druhého nosníku bude lehčí, levnější a jednodušší na výrobu. Zda by byl potah schopný přenášet i ohybový moment a posouvající síly (a tedy zda by bylo třeba nosník připevnit k systému hlavního nosníku křídla) nebylo v rámci práce zjištěno. Avšak vytvořený koncept je možné vytvořit jak s lepeným okem a vidlicí, tak bez něj, čímž dává možnost dalšímu vyhodnocování. Výsledky analytického řešení jsou pouze orientační - lepších a přesnějších výsledků by bylo možno dosáhnout využitím moderních výpočtových modelů metody konečných prvků, například systémem ANSYS.

Seznam použitých zdrojů

- [1] MAZÁNEK, Adam. *Přehled prostředků pro snižování indukovaného odporu* [online]. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2017 [cit. 2019-11-20]. Bakalářská práce. 41 s. Vedoucí bakalářské práce doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc. Dostupné z: https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id=149448.
- [2] WEIERMAN, Jacob R. *Winglet desighn and optimization for UAVs* [online]. Stillwater, OK, USA, 2003. [cit. 2020-04-05] Diplomová práce. Oklahoma State University. Vedoucí práce Dr. Jamey Jacob. Dostupné z: https://shareok.org/bitstream/handle/11244/10086/Weierman_okstate_0664M_10946.pdf?sequence=1.
- [3] ZLIN Z 143 LSi GENIUS ZLIN AIRCRAFT a.s. [online]. 2019 ZLIN AIRCRAFT a.s., [cit. 2019-12-17]. Dostupné z: <https://zlinaircraft.eu/Letadla/Z-143-LSi-GENIUS/>
- [4] JURINA, Marek. *Pevnostní kontrola prodlouženého okrajového oblouku křídla č. ZPR-2019-ZA-062*. ZLIN AIRCRAFT a.s., Otrokovice, 2019.
- [5] *FEM views of the winglet The FE model is validated through static test* [online]. 2008 [cit. 2020-05-20]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/figure/FEM-views-of-the-winglet-The-FE-model-is-validated-through-static-test-The-results-of_fig7_319326026
- [6] NOVOTNÝ, Pavel. *Konstrukční návrh směrového kormidla malého sportovního letounu* [online]. Praha, 2018 [cit. 2020-05-05]. Bakalářská práce. České vysoké učení technické v Praze – Fakulta strojní. Vedoucí práce Ing. Jiří Brabec, Ph.D. Dostupné z: <https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/79413/F2-BP-2018-Novotny-Pavel-Konstrukcni%20navrh%20smeroveho%20kormidla%20maleho%20sportovniho%20letounu.pdf?sequence=-1&isAllowed=y>
- [7] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. *O letadlech: Samonosná nosníková křídla* [online]. 2010. [cit. 2020-05-09]. Dostupné z: http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Samonos_nos_krid.aspx
- [8] SADOVSKÝ, H. *Návrh uzlu křídlo-trup kompozitního letounu* [online]. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2015. [cit. 2020-05-09]. 59 s. Vedoucí

diplomové práce doc. Ing. Jaroslav Juračka, PhD..

Dostupné z: <https://core.ac.uk/download/pdf/30309569.pdf>

[9] LÖFFELMANN, František. *Letadla: Kompozitní materiály (přednáška)*. Brno: VUT v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. 14.4.2020

[10] SOUKUPOVÁ, Nikola. *Studium vlivu různých kompozitních systémů vyrobených ruční laminací na mechanické vlastnosti* [online]. Pardubice, 2019 [cit. 2020-04-26]. Diplomová práce. Univerzita Pardubice, Fakulta chemicko-technologická. Vedoucí práce Ing. Luboš Prokůpek, Dr. Dostupné z:

https://dk.upce.cz/bitstream/handle/10195/73439/NS_StudiumVlivu_LP_2019.pdf?sequence=1&isAllowed=y

[11] BAUMRUK, Martin. *Kompozitové materiály v leteckém průmyslu v ČR*. Praha, 2006.

[12] IDAFLIEG, *Dimensionierungsrichtwerte für den Segel- und Morotsegelflugzeugbau*. 1988

[13] LÖFFELMANN, František. *Letadla: Konstrukce a zatížení (přednáška)*. Brno: VUT v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. 31.3.2020

[14] SIMPLE FLYING – AVIATION NEWS & INSIGHT. *Boeing 737 NG: 9 Aircraft Grounded In South Korea Due To Cracks* [online]. 2019 [cit. 2020-06-15]. Dostupné z: <https://simpleflying.com/south-korea-grounds-9-boeing-737s/>

[15] AOPA. *Winglets: more than a pretty fin* [online]. 2012. [cit. 2020-04-06]. Dostupné z: <https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2012/october/10/active-winglet>

[16] KOMPOZITY.INFO. *Letecké kompozitové konstrukce: Používaná konstrukční schémata kompozitových konstrukcí* [online]. 2007 [cit. 2020-05-16] Dostupné z: http://www.kompozity.info/seminar/pouzivane_konstrukcni_schema.pdf

[17] ČESKÁ SPOLEČNOST PRO VĚTRNOU ENERGII. *Indukovaný odpor na rotorovém listu větrné elektrárny* [online]. Dostupné z: <https://csve.cz/en/clanky/indukovany-odpor-na-rotorovem-listu-vetrne-elektrarny/312#prettyPhoto>