



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

VÝVOJ A VLASTNOSTI BEZOCASÝCH LETADEL

EVOLUTION AND CHARACTERISTICS OF TALESS AIRCRAFT

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

VÍT PROKOP

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

doc. Ing. VLADIMÍR DANĚK, CSc.

BRNO 2010

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2009/2010

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Vít Prokop

který/která studuje v **bakalářském studijním programu**

obor: **Strojní inženýrství (2301R016)**

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:

Vývoj a vlastnosti bezocasých letadel

v anglickém jazyce:

Evolution and Characteristics of Tailless Aircraft

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Rešerše typů létajících bezocasých letadel se zaměřením jen na bezmotorové typy letadel. Zpracujte a vyhodnoťte statistiku technicko-taktických dat dostupných větroňů typu samokřídlo. Zdůvodněte výhody a nevýhody této koncepce letadel. Popište zvláštnosti těchto typů letadel se zaměřením na zajištění stability a říditelnosti.

Cíle bakalářské práce:

Zpracovat přehled a vyhodnotit technická data doposud úspěšně provozujících bezmotorových letadel typu samokřídlo.

Seznam odborné literatury:

- [1] Internet
- [2] Ročenka Jane's All the World's Aircraft
- [3] Časopis Letectví a kosmonautika (lístkovnice a monografie letadel)

Vedoucí bakalářské práce: doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2009/2010.

V Brně, dne 20.11.2009

L.S.

prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.
Ředitel ústavu

prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan fakulty

Abstrakt:

Tato bakalářská práce na téma Vývoj a vlastnosti bezocasých letadel je rozdělena na dvě části. V první části se bude zabývat otázkami říditelnosti a stability letadel. Druhá část potom bude obsahovat přehled významnějších typů bezocasých kluzáků a porovnání jejich letových vlastností.

Klíčová slova

Horten, Fauvel, Lippisch, Marske, SWIFT, samokřídlo, bezocasé letadlo, závěsný kluzák, profil, zkroucení křídla, stabilita

Abstract:

This bachelor work is about Evolution and Characteristics of Tailless Aircraft divided into two sections. The first section will cover the questions about stability and maneuverability of the aircrafts. The second section will cover a type overview of these aircrafts and a comparison of their flying characteristics.

Key Words

Horten, Fauvel, Lippisch, Marske, SWIFT, allwing aircraft, tailless aircraft, hangglider, airfoil, twisted wing, stability

Bibliografická citace

PROKOP, V. *Vývoj a vlastnosti bezocasých letadel*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2010. 45 s. Vedoucí bakalářské práce doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

Prohlášení o původu práce

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci vypracoval samostatně pod vedením doc. Ing. Vladimíra Daňka, CSc. Uvedl jsem všechny literární prameny a publikace, ze kterých jsem čerpal.

..... Vít Prokop 19.4.2010

Poděkování:

Na tomto místě bych chtěl poděkovat vedoucímu mé bakalářské práce doc. Ing. Vladimíru Daňkovi, CSc, za zájem, připomínky a čas, který věnoval mé práci. Také bych chtěl poděkovat svým rodičům a všem mým blízkým za velkou podporu.

1. Obsah:

1. Obsah.....	11
2. Úvod.....	12
3. Definice pojmu bezocasé letadlo a samokřídlo.....	13
4. Princip stabilizace bezocasých letadel.....	13
4.1. Stabilita kolem příčné osy.....	13
4.2. Stabilita kolem svislé osy.....	15
4.3. Stabilita kolem podélné osy.....	16
5. Způsoby řízení bezocasých letadel.....	17
5.1. Řízení klopení bezocasých letadel.....	18
5.2. Řízení zatáčení kolem svislé osy.....	19
5.3. Řízení klonění kolem podélné osy.....	20
5.4. Klapky, brzdy.....	22
6. Letové charakteristiky.....	24
7. Používané profily pro bezocasá letadla.....	25
7.1. Vlastnosti profilů.....	25
7.2. Aerodynamické kroucení křídla.....	26
8. Přehled dosud postavených bezocasých letadel podle výrobců.....	28
1. První pokusy o stavbu bezocasého letadla v 19. století.....	28
2. Alexander Lipisch.....	29
3. Bratři Hortenové.....	32
4. Jim Markese.....	45
5. Charles Fauvel.....	47
6. Ostatní projekty bezocasých kluzáků.....	52
9. Srovnání výkonů.....	56
10. Závěr.....	57
11. Přehled obrázků.....	58
12. Přehled tabulek.....	59
13. Přehled Grafů.....	60
14. Zdroje.....	60

2.Úvod

1. Tato práce definuje základní problémy se stabilizací a ovládáním bezocasých letounů. Jsou v ní postupně probrány všechny oblasti. V první části se práce zabývá udržením stability bezocasého letadla kolem všech tří os. Ve druhé části se práce zabývá říditelností a problémy spojenými s instalací zařízení pro zvýšení vztlaku. V poslední části práce obsahuje přehled jednotlivých typů samokřídel postavených v průběhu jejich vývoje.

3. Definice pojmu bezocasé letadlo

Jako bezocasé letadlo bývá označováno letadlo, které je tvořeno pouze křídlem, trupem a případně svislou plochou ocasní plochou, pro zajištění lepší směrové stability. Stabilita kolem příčné osy není zajištěna výškovým stabilizátorem, ale profilem a geometrickým tvarem křídla. Výškové kormidlo je potom integrováno v odtokové hraně křídla.

Zvláštním případem bezocasého letadla je samokřídlo. Konstruktor se zde snaží za účelem docílení co největší aerodynamické čistoty letadla integrovat posádku, náklad, motory a další nezbytná zařízení tak aby co nejméně narušovaly siluetu křídla.

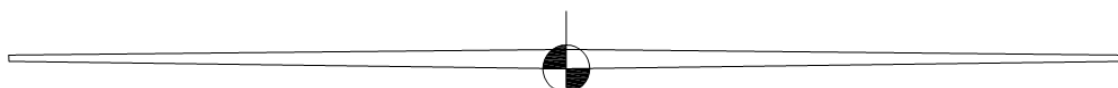
4. Statická a dynamická stabilita bezocasých letadel.

Stabilitu můžeme rozdělit do dvou kategorií, na statickou a dynamickou. Statická stabilita je definována jako schopnost letadla vrátit se do původního stavu, poté co dojde k jeho narušení (např. turbulencí). Dynamická stabilita je potom rychlost s jakou se letadlo bude vracet do původního směru. U dynamické stability ještě můžeme rozlišovat několik typů tlumení výchylky.

4.1. Stabilizace kolem příčné osy (klopení)

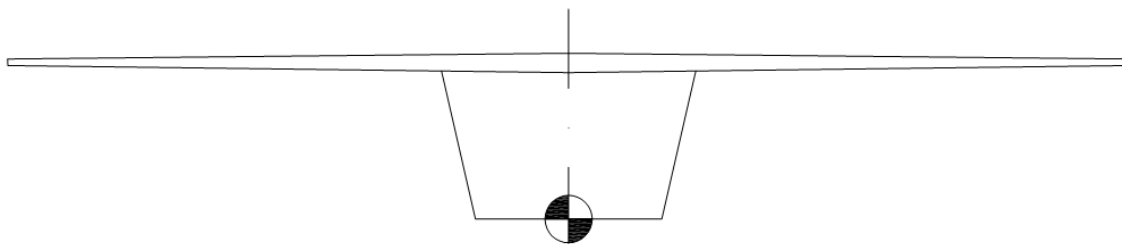
Můžeme ji rozdělit do dvou skupin. Rozhodující je poloha těžiště letadla vzhledem k působišti vzlaku.

Do první skupiny patří letadla blížíci se charakteristice plochého tělesa. Plochým tělesem se myslí objekt, u kterého je blízká poloha těžiště a působíště vzlaku. Pokud je možno bezocasé letadlo považovat za ploché těleso, není těžiště výrazně pod působištem vzlaku, a proto nemůže docházet k autostabilizaci díky pozici těžiště.



Obr.4.1. Ploché těleso

Do druhé skupiny patří letadla u kterých je výrazně odděleno hmotové těžiště a působíště vzlaku. Stabilizace letadel umístěním těžiště výrazně pod působištem vztakových sil je nejstarším používaným principem. Dodnes se využívá například u závěsných kluzáků, rogal, a paraglidových křídel. Stabilizační efekt zajišťuje moment generovaný nízkou pozicí těžiště. Ten, pokud je pilot (představující prakticky těžiště) zavěšen na správné poloze, se snaží letadlo za všech okolností narovnat zpátky do ustáleného letu. Výhodou je, že tento moment roste zároveň s rostoucím úhlem náběhu.



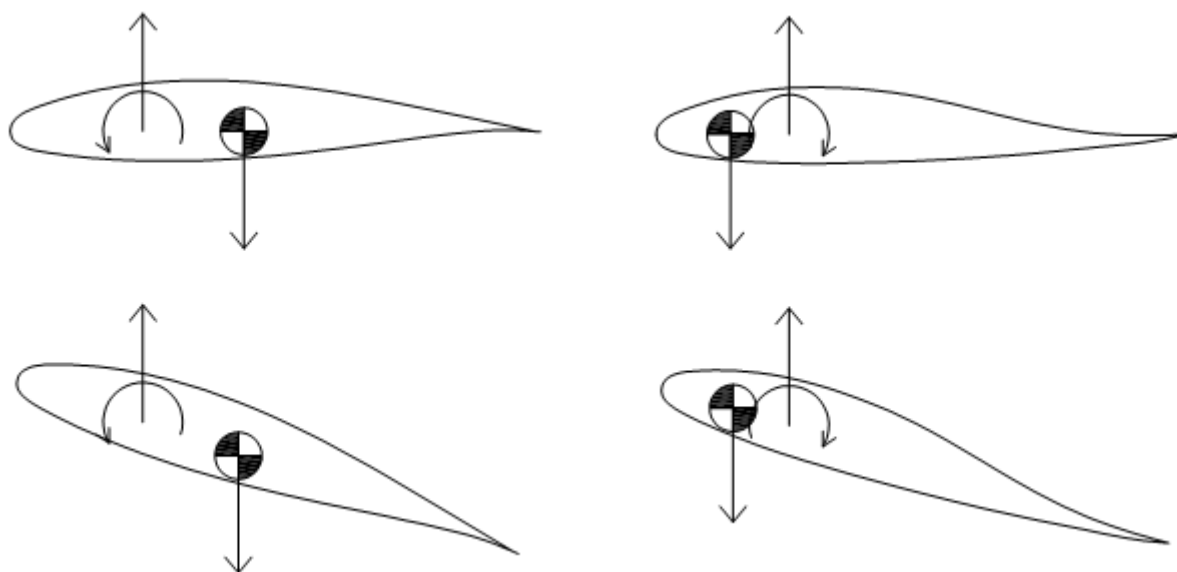
Obr. 4.2. Těleso stabilizované pozicí těžiště.

Stabilizace plochých těles je výrazně složitější než stabilizace za pomoci vertikální polohy těžiště. U aerodynamicky stabilizovaných těles platí dvě základní pravidla. Prvním pravidlem je, že aerodynamicky stabilizované těleso je, na rozdíl od tělesa stabilizovaného polohou těžiště, ve stabilní pozici v závislosti na úhlu nabíhajícího proudu, nikoliv v závislosti na natočení v gravitačním poli Země. Vzhledem k závislosti mezi vztlakem a úhlem náběhu by se dalo říct, že se mění v závislosti na velikosti vztlaku C_L . Druhé pravidlo říká, že těleso je za letu stabilní v případě, že těžiště je před působištem aerodynamických sil. Čím větší je tato vzdálenost, tím větší je potom zásoba stability. Nejlepším příkladem na demonstraci tohoto tvrzení je šíp vystřelený z luku. Díky svému geometrickému uspořádání dokonale splňuje podmínku „plochého tělesa“ - vzhledem k vzadu umístěným letkám a těžkému hrotu vepředu. Působíště gravitační síly je posunuto výrazně dopředu zatímco působíště aerodynamických sil je posunuto výrazně dozadu. To mu zajišťuje velkou zásobu stability. Díky tomu se zvládá udržet v přímém směru i za poměrně nepříznivých podmínek.

Správná polohou těžiště je pro stabilní let nutná, není však postačující. Nezbytnou podmínkou stabilního letu je vyvážení klopivých momentů. Toho se dosáhne pečlivým výběrem profilu, geometrického a aerodynamického zkroucení křídla. U konvenčního letadla se k vyrovnávání klopivého momentu používá úhel nastavení mezi křídlem a stabilizátorem. U samokřidel se potom úhel nastavení zajišťuje esovitým (reflexivním) prohnutím střednice profilu. Příčná stabilita se zajišťuje různě u letadel v závislosti na geometrickém uspořádání křídla. V případě nulové šípovitosti se k zajištění nulového klopivého momentu používá pouze tvar profilu. Zásoba stability kolem příčné osy zde závisí pouze na použitém profilu a poloze těžiště. Vyžaduje použití profilu s pozitivním momentem ($c_m > 0$). V případě že bychom použili klasický profil, který má $c_m < 0$ museli bychom stabilizace letadla dosáhnout posunutím těžiště za působíště vztlaku. Následně by tak nastal problém s dynamickou stabilitou.

V okamžiku, kdy by došlo k narušení rovnovážného stavu, letadlo by bez zásahu do řízení přešlo do pádu. Tenhle efekt lze využít v případě, že je vyžadován let na velkých úhlech náběhu s vysokým C_L .

Pilot nejdříve prudce přitáhne. To zajistí zvednutí nosu letadla. Následně potlačí, aby vyrovnal moment generovaný křídlem a přejde do ustáleného letu s vysokým úhlem náběhu a součinitelem vztlaku.



4.3. Závislost pozice těžiště na smyslu momentu

Ve chvíli, kdy použijeme křídlo lichoběžníkové křídlo s výraznějším šípem (minimálně 25°) vyšší štíhlostí (8 a víc) a zúžením křídla v rozsahu 0,75 – 1, máme možnost použít prakticky libovolný profil, protože potřebné vlastnosti křídla můžeme zajistit nejen tvarem profilu ale i správným tvarem křídla. Uvedené řešení má i svou negativní stránku. Použijeme sice profil, který má lepší aerodynamickou účinnost, ale zároveň snížíme aerodynamickou účinnost celého křídla negativním zkroucením jeho konců. Ideálním řešením je potom použít profil s malým kladným momentem a kombinovat ho s šípovitým tvarem křídla a případně i malým zkroucením. Křídlo má potom dobré letové vlastnosti ve vyšším rozsahu rychlostí.

4.2. Stabilita kolem svislé osy

Říkáme, že letadlo je stabilní kolem svislé osy v případě, že po vychýlení vrátí do původního směru bez zásahu pilota.

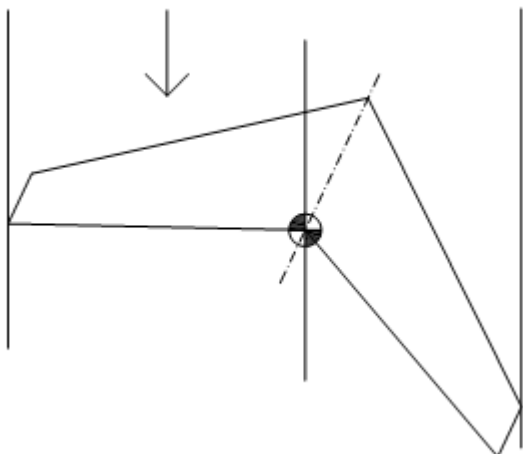
Trup sám o sobě má poměrně velkou míru nestability. U samokřidel je destabilizující vliv trupu malý. Nejlepším příkladem nestability trupu jsou vzducholodě, nebo dopravní letadla. U obou je trup poměrně velký a masivní. Vzducholodě jsou z aerodynamického hlediska tvořeny pouze trupem. Potřebují poměrně velkou stabilizační plochu, která zajistí jejich stabilitu. Stabilitu letadla můžeme vypočítat podle jednoduchého vzorce:

$$\sigma_F = SF * rF / (S * b/2)$$

kde SF je plocha svislých ocasních ploch, rF je vzdálenost od těžiště, S je plocha křídla a b/2 polovina rozpětí. U konvenčních letadel se hodnoty σ_F pohybují běžně kolem 0.03 – 0.06 pro větroně a 0.05 – 0.12, pro dopravní letadla, bezocasá vojenská letadla $\sigma_F < 0.19$. U samokřidel se tato zásoba stability určuje poměrně špatně, řada z nich svislé ocasní plochy (SOP) vůbec nemá, nebo jenom velmi malou (např.: pro SB-13 je $\sigma_F = 0.025$, a pro Horteny je $\sigma_F = 0$).

Samokřídlo jako takové stabilizují v první řadě aerodynamické síly. Při vychýlení křídla z přímého směru dojde ke zvýšení indukovaného odporu na hraně posunutě vpřed a snížení

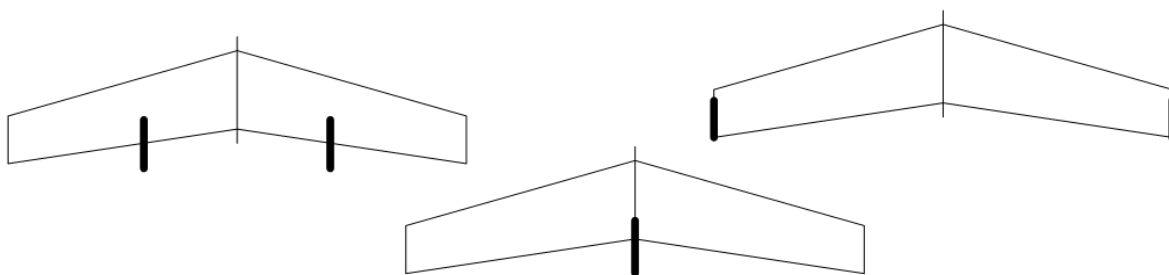
na hraně posunutě vzad. Síly vyvolané odporem jsou ale poměrně malé, proto je můžeme jednoduše zanedbat při úvahách o stabilitě.



Obr. 4.4. Stabilizující vliv šípu

účinky příliš velké může dojít k výraznému kmitání letadla kolem svislé osy vlivem přestabilizování.

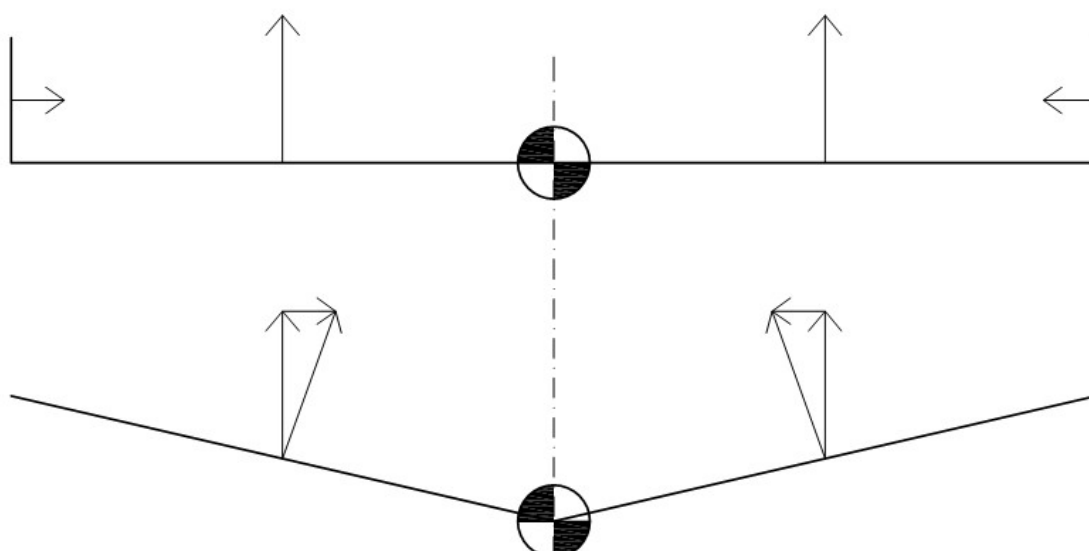
Další možností stabilizace samokřídla je použití konvenčních směrových ploch. Jejich využití je poměrně problematické z důvodu nízké účinnosti. Hlavní příčinou nízké účinnosti je absence dlouhého trupu který by vytvářel rameno svislé plochy (SP) a tím zajišťoval přijatelný moment při poměrně malé ploše směrovky. U letadel s šípovitým křídlem můžeme rameno nahradit umístěním SP na konce křídel. Další možností je u bezocasých letadel bez výraznějšího šípu, umístit směrovku na trup. Jeho protažením dozadu získáme potřebné rameno. U „čistých“ samokřídla tato možnost není. U SP umístěných po rozpětí je problémem klesající účinnost při zvyšujícím se úhlu náběhu.



Obr. 4.5. Varianty uspořádání směrovek

4.3. Stabilita kolem podélné osy

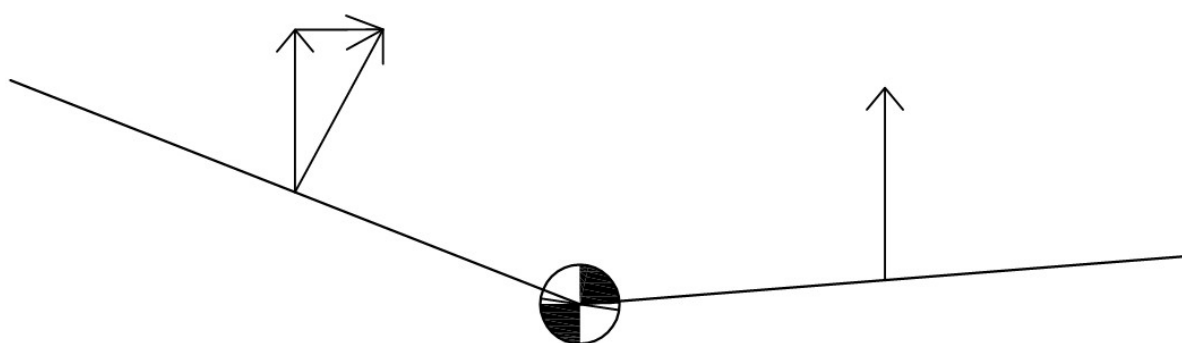
U samokřídla se zajišťuje stejnými principy jako u letadel s konvenční koncepcí. Nejjednodušší způsob zajištění stability kolem podélné osy je za pomoci vzepětí křídla. Křídlo bez vzepětí má neutrální stabilitu. Kladné vzepětí nám dává v závislosti na úhlu vzepětí zásobu stability, záporné vzepětí potom naopak způsobuje nestabilitu letadla.



Obr. 4.6. Stabilizace kolem podélné osy za pomoci vzepětí a wingletů

Vzepětí křídla stabilizuje let poměrně jednoduchým způsobem. Při vychýlení letadla kolem podélné osy dojde k jeho skluzu a v závislosti na skluzu se mění i úhel náběhu na jednotlivé poloviny křídla. Ten zajistí pokles vztlaku na křídle, které se dostalo nahoru a naopak nárůst vztlaku na dolním křídle. Tato tlaková diference následně generuje vratný moment.

Moment můžeme v principu kompenzovat i rovným křídlem s winglety. Z následujícího obrázku totiž vyplývá, že výslednice sil po součtu síly působící na winglet a na křídlo bude přibližně shodná se silou, která působí na křídlo se vzepětím.



4.7. Stabilizační efekt vzepětí při vychýlení letadla

5. Řízení bezocasých letadel

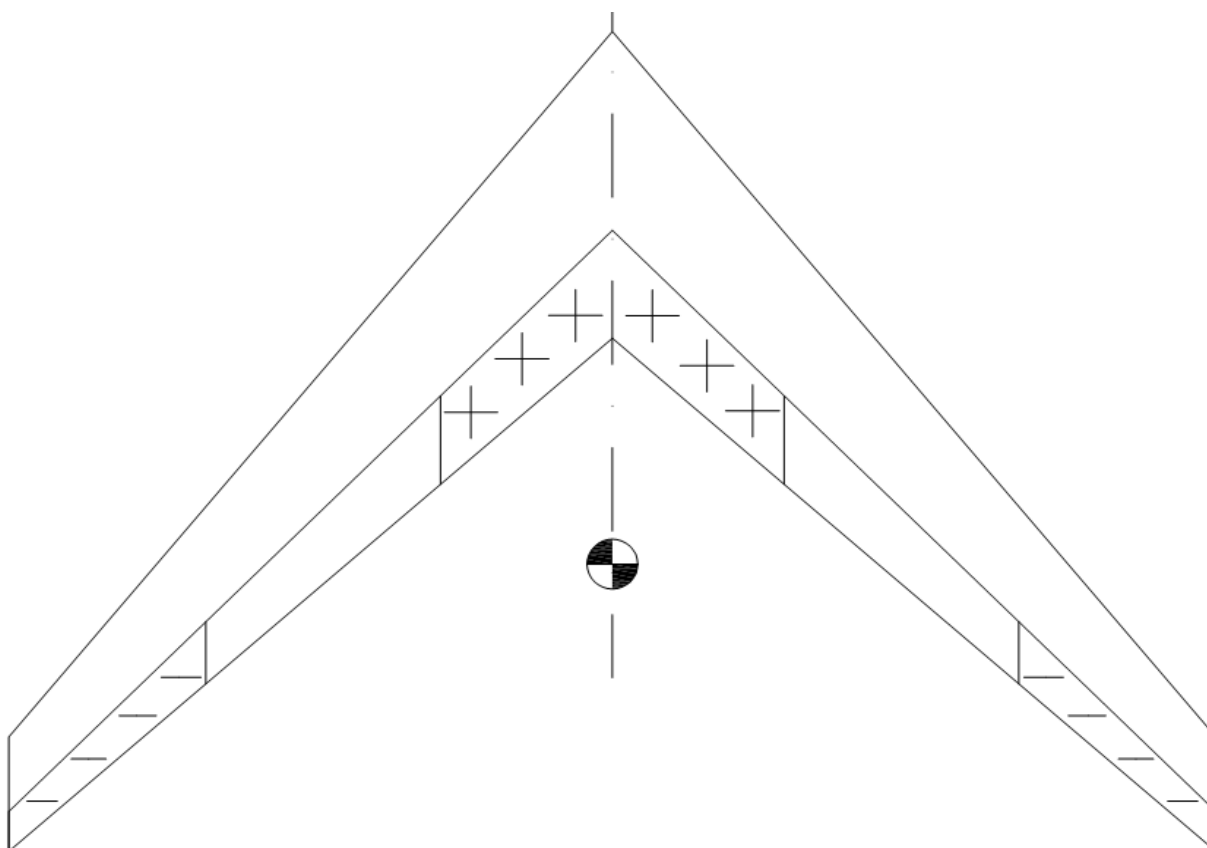
Řízení bezocasých letadel můžeme rozdělit podle účelu řídících ploch na odtokové hraně křídla.

Způsob řízení, kdy jsou plochy využívány zároveň jako křídélka i výškovka nazýváme sdruženým. V případě, že jsou plochy oddělené, a jedna slouží jako výškovka a další jako

křídélka, mluvíme o řízení s oddělenými plochami.

Sdružené řídící plochy, které zároveň zastupují funkci výškovky a křidélek se nazývají elevony. Sdružení výškovky a křidélek na konce křídel do jedné ovládací plochy má poměrně velkou výhodu u letadla s výrazně šípovitým křídlem. Výškovka potom má přibližně stejně dlouhé rameno jako u konvenčního letadla. U letadel bez šípu tato výhoda není. Zde je lépe použít oddělené řízení. A to hlavně z důvodu výrobní náročnosti dříve používaných mechanických mixerů. V dnešní době, kdy se používá u větších letadel řízení pomocí elektrického přenosu a servopohonů se výroba a realizace sdruženého řízení výrazně zjednodušuje.

5.1. Řízení klopení bezocasých letadel



Obr 5.1. Rozložení výškových kormidel podél rozpětí u samokřídla s velkým úhlem šípu

K řízení klopení bezocasých letadel se běžně používá výškové kormidlo, které může být spřaženo s křídélky do jednoho funkčního celku. V závislosti na geometrickém tvaru křídla existuje několik zásadních uspořádání výškového kormidla. U křídla s poměrně přímou aerodynamickou osou bez velkého úhlu šípu nic nebrání tomu navrhnout výškové kormidlo v jakémkoliv místě rozpětí křídla. Buď pouze na vnějším okraji, kde je spřažené s křídélky, případně uvnitř křídla, kde funguje pouze jako výškové kormidlo. Poslední možností je mít výškovku roztaženou po celé délce odtokové hrany, kdy vnitřní část slouží jenom jako výškovka vnější je potom kombinovaná jako elevony. Šípovitá křídla mají potom vzhledem k pozici těžiště dvě možnosti: buď se výškovka bude nacházet ve vnitřní nebo v vnější třetině. V případě, že se nachází ve vnitřní třetině, tak díky poloze před těžištěm vychyluje v opačném smyslu, podobně jako v případě „kachního“ uspořádání u

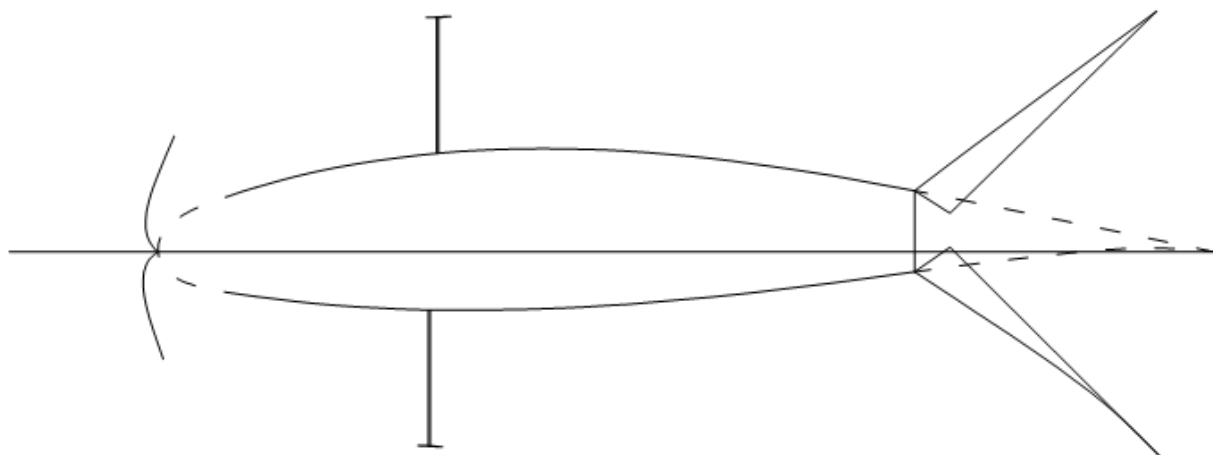
klasického letadla. Uspořádání výškového kormidla a smysl vychylek je naznačený na obrázku 5.1. U křídla s přímou aerodynamickou osou může jako výškovka sloužit jakákoliv část odtokové hrany křídla. Běžně se používá kombinace, kdy výškovku tvoří pouze plocha uprostřed rozpětí křídla a plochy na koncích zase jenom křídélka.

5.2. Řízení zatáčení kolem svislé osy

Normální ustálený let může probíhat bez jakékoliv směrovky případně dalších zařízení na ovládání směru. Nejlepší demonstrací tohoto tvrzení jsou ptáci a závěsné kluzáky. Většina kluzáků a všichni ptáci nemají směrovku a přesto zvládají létat bez problémů. Nejdůležitější je směrovka u akrobatů a letadel provádějících náročné a rychlé manévry, zejména vývrtku. Tady je směrovka nutná jednak pro iniciaci manévru a ve většině případů i pro jeho ukončení. U samokřidel je potom směrovka velmi důležitá v případě, že probíhá vzlet nebo přistání za bočního větru a je potřeba donutit letadlo aby bylo ve skluzu. Díky tomu mají ptáci a piloti závěsných kluzáků problémy s bočním větrem.

Používají se dvě metody jak vytvořit potřebný zatáčivý moment. První z nich představuje směrovka, umístěná co nejdál od těžiště, schopná vytvářet dostatečnou sílu. Ta potom bude vychylovat ocas buď doleva nebo doprava v závislosti na vychylce kormidla. V případě, že ji použijeme na vysokorychlostních letadlech, má zpravidla poměrně nízkou štíhlost. Efektivnost této varianty bývá běžně poměrně dobrá až vynikající. Kapitán Eric Brown popsal svoje zkušenosti s řízením Me 163 Komet následujícími slovy: *„Během samotného letu (předchozí text popisoval start a stoupání ve vleku za Spitfirem Mk-IX) se potom Komet ovládal nádherně, jeho řízení bylo příjemné a stabilita naprosto uspokojujivá. Vlastně se jenom těžko hledala nějaká odlišnost která by vyplývala z toho, že letadlo bylo bezocasé.“* Dalšími letadly, u kterých byla použita jedna centrální směrovka, je například Concorde, Mirage a bezocasý kluzák Pioneer I A navrhnutý Jimem Marskem. U letadel s přímou čtvrtinovou čarou se běžně pro montáž směrovky používá krátkého trupu, který poskytuje působící síle aspoň krátké rameno. Bud' se u nich používá jeden centrální trup se směrovkou nebo dvě směrovky umístěné na křídlech. Poslední možností je dvojice směrovek umístěná na koncích křidel. U těch se používá podobný princip jako u Friseho křídélka (popis v kapitole 5.3), ten kombinuje aerodynamické a odporové síly. Druhou možností, jak zajistit potřebnou sílu na otočení letadla, je použití ploch generujících přídavný odpor na koncích křídla v závislosti na vychylce kormidla. Použitím tohoto řešení prosluli například bratři Hortenové. Ti použili odporovou směrovku na všech jimi zkonstruovaných samokřídlech.

Odporová směrovka – Instaluje se co nejblíže ke konci křídla aby vyvinula co největší moment i přes to, že většina uspořádání produkuje poměrně malou brzdnu sílu. Tři nejběžnější instalace se nachází na obrázku 5.2.



Obr.5.2. Jednotlivé typy používaných odporových směrovek

Prakticky všechny typy odporových směrovek se vychylují jak nad vrchní i pod spodní povrch křídla, aby byla zajištěna kompenzace změny vztlaču a klopivého momentu. Instalace na náběžné hraně byla používána zejména Horteny na jejich větroních na H I (modifikovaná) Ho II Ho III a Ho V. U pozdějších modelů byla nahrazena Shempp-Hirthovou brzdou ve střední části profilu. Poslední typ brzdy využívá křídélka rozděleného na dvě poloviny. To funguje zároveň jako konvenční křídélko. Tato instalace je asi nejnáročnější na provedení, protože v extrémních případech se jedna z ovládacích ploch se musí chovat zároveň jako křídélko, výškovka a směrovka. Další nevýhodou je poměrně velká generace vírů, které by mohly způsobovat problémy s vibracemi. Tyto problémy se mohou vyskytovat zejména u dlouhých tenkých křídel. Na moderních konstrukcích se nejčastěji používá Shempp-Hirthova brzda. Nemá sice největší účinnost, ale zase nenarušuje laminární proudění a má poměrně dobrou konstrukční náročnost. Laminární proudění nenarušuje z toho důvodu, že v případě potřeby je možno posunout ji za oblast kde je laminarita proudění vyžadována. Běžnou praxí je umožnit využití odporových směrovek jako aerodynamické brzdy. Většinou ale bývá účinnost aerodynamických směrovek poměrně malá, jednou z pozitivních vlastností ale byl silný tlumící efekt kmitů křídla.

Na letadle Soldenhoff So.A byla použita zajímavá variace na rozštěpnou klapku. Zde byla přibližně v polovině rozpětí instalována na křídle svislá ploška, která se při vyšlápnutí pedálu rozvírala a zvyšovala odpor. Pravděpodobně nebyla příliš účinná, navíc její účinnost snižovaly poměrně rozměrné koncové desky. Ty měly pravděpodobně usměrňovat proudění mezní vrstvy a tím snižovat indukovaný odpor letadla.

5.3. Řízení klonění kolem podélné osy

Klonění se běžně ovládá jako u konvenčních letadel za pomoci křidélek umístěných na koncích křídel. Jsou to ovládací plochy, které se vychylují navzájem v opačných výchylkách. Produkují nesymetrické rozložení vztlaču a dochází ke generování klopivého momentu a rotaci letadla. Manévrovatelnost kolem podélné osy závisí na rozložení hmoty na křídle podél rozpětí. Čím větší část hmoty se nachází dál od trupu, tím horší je manévrovatelnost. V praxi závisí manévrovatelnost a ovladatelnost samokřídla kolem podélné osy na podobných faktorech jako u konvenčního letadla. S jedním velkým

rozdílem - tím je kompenzace zatáčivého momentu. Zatáčivý moment vytváří parazitní odpor při vychýlení křídélka nahoru a dolů. Například u konvenčních závodních větroňů nemusí plná výchylka směrovky stačit na kompenzaci točivého momentu vzniklého při poloviční výchylce křidélek. Bohužel malé firmy zabývající se stavbou větroňů nemají na potřebný výzkum jak tento efekt řešit dostatek peněz a velké firmy stavějící dopravní letadla zase nemají zájem utrácet. Řeší jakékoliv problémy za pomoci autopilota, který koriguje výchylku jednotlivých ploch. U samokřidel je tento problém ještě rozšířen o fakt, že v případě, kdy použijeme sdružené ovládací plochy, nemůžeme použít diferenciaci křidélek. Hlavním důvodem je, že by fungovala pouze v případě, že by pilot měl výškové kormidlo v neutrálu. Ve chvíli, kdy by trochu přitlačil nebo potáhl, přestala by diferenciace plnit svůj účel.

U samokřidel se k potlačování parazitního momentu používá několik různých metod.

Friseho křídélko, nakreslené na obr. 5.3 a 5.4., je nejjednodušší metoda kompenzace momentu. Jde o křídélko, které má pant uchycený na spodní straně profilu. Při neutrální a pozitivní výchylce negeneruje žádný přídavný odpor ale při negativní výchylce dochází k vysouvání ostrého nosu křídélka do proudu vzduchu a zvýšení odporu křídélka. Zvýšený odpor potom kompenzuje účinky parazitního odporu.

Výhody: Je to jeden z nejjednodušších způsobů kompenzace, poměrně dlouhý nos zvyšuje možnost statického vyvážení křídélka. Neprodukuje žádný další odpor při neutrální a kladné výchylce. Při nízkých rychlostech se dá křídélko díky nosu použít i jako aerodynamická brzda pokud je možnost je vychýlit současně.



Obr 5.3. Friseho křídélko

Nevýhody: Při letu na zádech nefunguje, naopak dochází ještě ke zvětšení momentu, není možno jej proto použít na akrobatické letouny. Při letu na zádech dochází ke spojení efektu parazitního momentu a momentu generovaného Friseho křídélkem.

Ke kompenzaci momentu je bohužel potřeba odporovou sílu zvýšit poměrně výrazně. Proto se používá úprava s výrazně špičatým nosem, vycházející z Friseho křídélka.



Obr 5.4. Úpravené Friseho křídélko pro zvýšení odporu

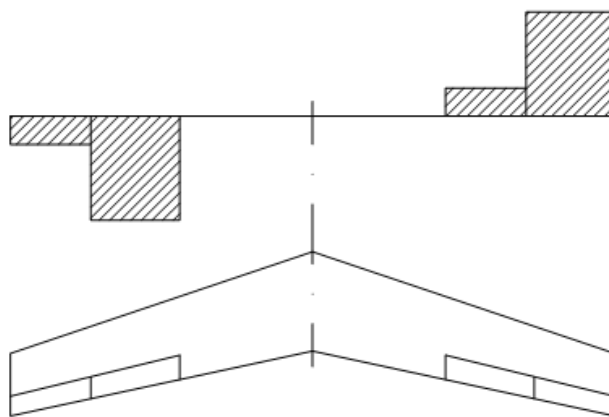
Další z možností je použít vyvážení letadla ve smyslu velmi těžké na nos. Díky posunu těžiště se musí zkroutit konce křidel a případně i použít více reflexivní profil. V některých případech může díky velkému zkroucení křídla dojít až k reverzi klopivého momentu. Nevýhodou této metody je snížení aerodynamické čistoty křídla prakticky na minimum. Projevuje se jako výrazný nárůst odporu letadla (v extrémních případech až dvojnásobný). Tato metoda je doporučena pouze pro bezocasá letadla u kterých nejsou požadovány vysoké výkony závislé na aerodynamické čistotě letadla. Rozhodně ji není

možno použít u vysokovýkonných větroňů. Hodí se většinou na cvičné a akrobatické stroje. U akrobatických strojů se přírůstek odporu kompenzuje výkonem motoru. Navíc výše uvedená metoda funguje pouze pro letadla s výrazným šípem.

Diferenciace výchylek: Je to jeden z nejpoužívanějších způsobů na kompenzaci zatáčivého momentu při vychýlení křidélek. Z aerodynamického hlediska v principu nejde o nic jiného než o zvýšení úhlu zkroucení křídla. Díky tomu se vrchní křídélko potom vychyluje výrazně více nahoru než spodní dolů a dorovnává tak točivý moment. Negativním dopadem diferenciální výchylky křidélek je fakt, že dochází k snížení vztlaku křídla. Tento pokles je sice malý na to, aby ho zaznamenal pilot, ale musí se s ním počítat. Realizace diferenciace křidélek může probíhat dvěma způsoby. První z nich se používá zejména na modelech a velkých dopravních letadlech. Jde o použití dvou serv. Každé servo ovládá jedno křídélko a jednoduše můžeme diferencovat výchylku křídélka. Druhý způsob diferenciace křidélek je používán zejména u malých a nízko nákladových letadel. K diferenciaci jsou používány různé mechanické mixéry výchylek.

Mechanické řešení má ale jeden háček – je zapotřebí aby docházelo k správné diferenciaci výchylek i při malém vychýlení řídicí páky. V opačném případě dochází k „houpání“ letadla kolem svislé osy ze strany na stranu. O problému spojeném s diferenciací křidélek při použití sdružených ovládacích ploch je pojednáno v začátku této kapitoly.

Nejúčinnějším řešením je zkombinovat hnedka několik způsobů kompenzace momentu. Tak to provedli například bratři Hortenové u svých letadel H IV, H VI a H XV. Zde měli křídélko rozdělené do dvou polovin. Vnitřní plocha se v případě, že šla nahoru vychylovala méně než vnější a obráceně. Když šlo křídélko dolů tak se vnitřní plocha vychýlila víc a



Obr. 5.5. Rozdílné výchylky křidélek za účelem kompenzace momentu

vnější méně. To společně s Friseho křídélkem zajišťovalo výbornou řiditelnost a prakticky nulový moment.

5.4. Klapky, brzdy.

Klapky se používají pro zvýšení vztlaku. To umožní start a přistání při nižší rychlosti letu. U kluzáků se používají i v případě kroužení ve stoupavých proudech. Pro start a kroužení by klapky měly minimálně zvyšovat odpor.

Brzdy se používají pro snížení rychlosti. Například při přistání, strmém klesání nebo pro

zvýšení úhlu sestupu v závislosti na typu letadla.

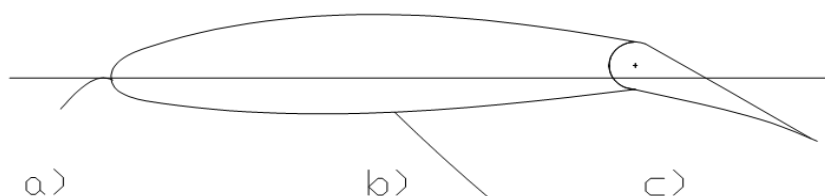
Největším problémem pro klapky a potažmo i některé typy brzd je, že jejich použitím dojde k narušení vyvážení kolem příčné osy. Klapka produkuje vyšší vztlak díky tomu, že zakříví střednici. Tím dojde ke změně klopivého momentu, který profil generuje.

5.4.1. Zařízení pro zvýšení vztlaku.

Na obrázku 5.7. je načrtnuto několik typů klapek.

Nejmenší změnu klopivého momentu produkuje klapka typu b). Klapka typu a) potom produkuje poměrně velký moment ve smyslu těžký na ocas. Klapka c) výrazně mění moment ve smyslu těžký na nos.

Z rozdělení vyplývá jako nejjednodušší řešení možnost použít kombinaci klapek zajišťující nulovou změnu klopivého momentu profilu. Tato kombinace se například používá na moderních dopravních letadlech s šípovitým křídlem. Na náběžné hraně jsou klapky po celé délce hrany. Na odtokové hraně pouze na části. Výsledný moment zůstane bez výraznější změny. U dopravních letadel se o tohle vyvážení už zajišťuje automatika v závislosti na množství a rozložení nákladu.



Obr 5.7. Typy zařízení pro zvýšení vztlaku

Aplikace tohoto konceptu je pro samokřídla je více než výhodná. U šípovitého křídla je možnost kompenzovat lokální klopivý moment profilu zvýšením celkového vztlaku křídla. Tím pádem ve výsledku není potřeba kombinovat víc typů klapek. Toto řešení bylo například použito u kluzáku „Flair“ navrženém a postaveném Güntherem Rocheltem. Byla použita jednoduchá otočná klapka o relativní hloubce 40% až 66% procent hloubky profilu, kombinována s elevony na koncích křídel. Jednoduchý náčrt tohoto letadla je uveden v přehledu jednotlivých typů na konci této publikace. Klapka měla moment blízký nule, jak bylo prokázáno výpočtem i letovými testy. Při vychýlení na úhel 45° mohla fungovat jako efektivní brzda.

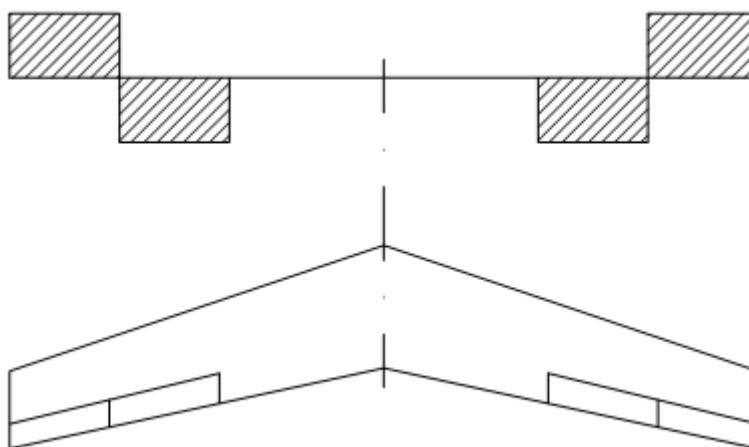
5.4.2. Zařízení pro zvýšení odporu.

O zařízení pro zvýšení odporu je zmínka v kapitole 5.3 Řízení klonění kolem podélné osy. Zde je popsána možnost použít odporové směrovky jako brzdy. Neúčinnější řešení, zejména u kluzáků, jsou Schempp-Hirthovy klapky. Na samokřídlech s šípovitým křídlem se musí zajistit správné umístění klapek. V případě, že jsou klapky umístěny příliš na koncích křídel a tím pádem i výrazně za těžištěm, produkují poměrně výrazný moment ve smyslu těžký na hlavu. Ten vzniká jako důsledek nárůstu vztlaku na koncích křídel. Opačný moment vzniká s pozicí klapek příliš vepředu. Správná pozice může být samozřejmě nalezena výpočtem rozložení vztlaku.

Jednou z metod jak najít správnou pozici klapek a brzd je stavba modelů s rozpětím cca 1m. Nejprve je nutno nalézt správnou polohou těžiště a potom následně umístění, velikost a výchylky klapek a brzd. Při manipulaci s klapkami a brzdami je nutné u jednotlivých modelů zachovat polohu těžiště na nezměněné pozici.

5.4.3. Zařízení pro zvýšení indukovaného odporu.

Další z možností jak zvýšit odpor je zvýšení indukovaného odporu polohou a správnou výchylkou ovládacích prvků. Tato možnost byla v minulosti mnohokrát uvažována. Povedlo se ji i několikrát úspěšně realizovat, zejména na modelech. U šípovitých křídel se většinou používají dělené ovládací plochy. Na každou polovinu vychází minimálně dvě ovládací plochy. Na každé polovině křídla se ovládací plocha vychýlí jak nahoru tak i dolů.



Obr: 5.8. Výchylky ovládacích ploch za účelem zvýšení indukovaného odporu.

Z důvody obavy o ztrátu vztlaču na koncích křídel se většinou nepoužívá opačná výchylka. Tato metoda je převážně vhodná po bezocasá letadla, lze ji využít i u konvenčních letadel. Výhodu této metody je nulová změna klopivého momentu.

6. Letové charakteristiky samokřídel

V této oblasti jsou nejdůležitější kapitolou pádové vlastnosti samokřídel při překročení kritického úhlu náběhu. V závislosti na geometrii křídla můžeme pádové vlastnost samokřídel rozdělit do dvou kategorií.

Do první patří samokřídla u nichž dojde při překročení kritického úhlu náběhu k prudkému poklesu vztlaču na střední části křídla a propadu nosu. Tento jev sám sobě není příliš nebezpečný. Vzápětí po propadu nosu, pokud je dostatečná výška dojde k zvýšení rychlosti. Nebezpečný se stává pouze při přistání, kdy může dojít k náhlému propadnutí a nárazu letadla do země.

Druhá kategorie obsahuje samokřídla, která při překročení kritického úhlu náběhu prudce zvyšují podýlný sklon. Jsou to letadla u nichž dojde k odtržení proudění na koncích křídel a jejich náhlému propadnutí a dalšímu zvyšování úhlu náběhu. Tento stav je pro pilota

poměrně nepříjemný a nebezpečný z důvodu nárůstu odporu a další ztráty rychlosti. Letadlo se ve chvíli, kdy dochází k pádu, stává velmi těžké na ocas a tím pádem velmi nestabilní. V případě, že se tento stav blíží, je potřeba rychlého jednání pilota aby k němu nedošlo.

Pád po křídle – Toto chování se projevuje zejména při nízkých rychlostech (velkých úhlech náběhu) například při startu nebo při přistání. V tomto případě může dojít k odtržení proudnic jen na jedné straně křídla a následnému klonění letadla kolem podélné osy. Náchylnost křídla na pád po křídle závisí zejména na jeho geometrické charakteristice. Pádová charakteristika je výrazně horší u výrazně se zužujících a šípovitých křídel.

7. Profily a jejich uspořádání používané na bezocasých letadlech

Základními požadavky na profil u samokřídla jsou tyto vlastnosti: nízký minimální odpor, velký rozsah úhlů náběhu, kdy je obtékán laminárně, vysoký maximální vztlak, pozvolné odtržení proudu, nízký kladný klopivý moment, necitlivost proti znečištění povrchu a změně Re čísla.

U výběru je vhodné dodržovat pravidlo: používáme profily s malým nebo nulovým momentovým koeficientem. Toto pravidlo kupodivu neplatí vždy. Jako obvykle se najde výjimka, která ho potvrzuje. Tou je třeba Ho II. Ten byl osazen konvenčním profilem s $c_{m0} = -1$. Bez zvednutí elevonů dosahoval stabilní polohy až po převrácení na záda. V té chvíli došlo ke změně klopivého momentu profilu.

7.1. Vlastnosti profilů

Charakteristiky profilu ovlivňují dva faktory. Prvním z nich je prohnutí střednice profilu. Druhým hloubka profilu v které se maximální prohnutí nachází. Vliv velikosti prohnutí je poměrně jednoduše definovatelný. Čím větší kladné prohnutí střednice, tím větší záporný klopivý moment. Symetrické profily mají potom moment nulový a profily s negativním prohnutím mají klopivý moment kladný.

Rozložení prohnutí po hloubce profilu má potom podobně dramatický vliv na moment. Zde platí pravidlo: čím víc vpředu se prohnutí nachází, tím větší vliv na klopivý moment bude mít. Hodně pokročilých profilů má poměrně velké prohnutí. Hlavní snahou je maximálně zvýšit $c_{l_{max}}$ profilu. Bohužel největším záporem těchto profilů je jejich velký záporný klopivý moment, tudíž jsou pro konstrukci samokřídel nepoužitelné.

Většina běžně používaných profilů generuje poměrně výrazný záporný klopivý moment. Ostatní typy letadel vyjma samokřídel se s tímto momentem dokáží poměrně jednoduše vypořádat. Ocasní plochy na jeho vyrovnání většinou stačí. U samokřídel je jeho vyrovnávání problematičtější. Musíme tedy použít profily s malým nebo s kladným momentem. Profily s nízkým nebo kladným momentovým koeficientem jsou charakteristické tvarem střednice. Ta je na rozdíl od konvenčních profilů prohnutá do tvaru připomínajícího písmeno S. Tohle prohnutí vytváří na konci za profilem podobný efekt, který bratři Hortenové docílili u Ho II zvednutím výškovky na odtokové hraně nebo který u konvenčního letadla vytváří stabilizátor nastavený v určitém úhlu vůči křídlu. Díky tomuto

efektu potom moment může být nulový nebo dokonce kladný.

7.2. Aerodynamické kroucení křídla.

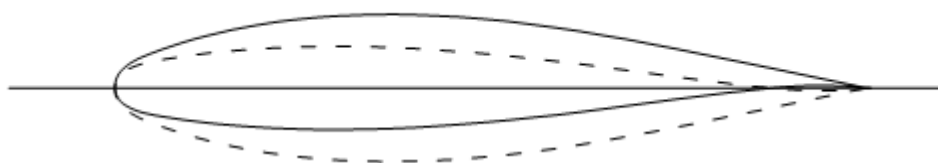
V kapitole 7.1. byly shrnuty nejdůležitější požadavky na profil bezocasého letadla. Uvedené požadavky poměrně hodně bezocasých letadel nesplňuje. Množství letadel má křídlo u kořene s poměrně tlustým profilem s výrazně reflexní střednicí. Ta má zaručit zvýšení vztlaku centroplánu, a to zejména u šípovitých křídel. A také zajistit dostatek místa pro umístění pilota, posádky, motoru a dalšího vybavení. Na konci křídel se naopak využívají tenké konvenční profily. V závislosti na tomto rozložení profilů se nabízí otázka, jaké profily se mají používat na křídle. Na položenou otázku bohužel neexistuje uspokojivá odpověď. V principu platí poměrně důležitá věta:

$$C_{m0} = C_{mw} + C_{mp}$$

Tato rovnice nám říká, že součet celkového momentu křídla C_{m0} se skládá z momentu vytvářeného geometrickým tvarem křídla C_{mw} a momentu profilu C_{mp} . Pro křídla s rovnou čtvrtinovou čarou musí být vždy $C_{mw}=0$. Potřebného momentu zde můžeme dosáhnout pouze za pomoci správného profilu, pro křídla s šípem to už neplatí.

V případě že má profil $C_m \sim 0$ tak i $C_{mp}=0$. Koeficienty C_{mw} a C_{mp} spočítáme podle poměrně jednoduchých integrálů. V praxi se nejedná o nic jiného než o součet momentů jednotlivých profilů po délce křídla v závislosti na jejich hloubce. Pro výpočet C_{mp} a pro výpočet C_{mw} jde o součet vztlakových sil a jejich výsledné působíště.

Prvním z příkladů využití různých vlastností profilů je řešení, které použil u svého stroje Alexander Lippisch. To je schematicky naznačeno na obrázku 7.1. Řešení spočívá v použití konvenčního profilu se záporným klopivým momentem a následné kompenzaci klopivého momentu použitím obráceného profilu na konce křídel. V případě použití u skoro obdélníkového křídla několika z jeho Storchů dojde k vynulování klopivého momentu křídla (Storchy měly křídlo půdorysem blízké obdélníkovému) i profilu (správná kombinace profilů se záporným a kladným klopivým momentem).



Obr. 7.1. kompenzace klopivého momenty použitím obráceného profilu

Mezi hlavní nevýhody tohoto řešení patří hlavně nízká aerodynamická účinnost. Ta je způsobena tím, že nosný profil je pouze na vnitřní části křídla následně přechází do profilu symetrického a invertního. Výhodou je, že i profil otočený „na záda“ pracuje „správně“. Tím je myšleno, že pořád u něj zůstávají zachovány vlastnosti jako je například laminarita proudění.

O něco lepším řešením je použití silně zakřiveného profilu, opět na střed křídla a silně reflexního profilu, jako koncového profilu. Oproti předchozímu řešení má toto řešení hlavní výhodu v tom, že zde je výrazně lepší rozložení vztlaku a křídlo je aerodynamicky výrazně čistší.



Obr.7.2. Kompenzace klopivého momenty profilu za použití profilu s reflexní střednicí.

V případě plánovaného použití pouze jednoho profilu můžeme potřebnou reflexi zajistit poměrně jednoduchým způsobem, a to je přizvednutím elevonů na koncích křídel o několik stupňů nahoru. Uvedené řešení má za následek zvýšení indukovaného odporu na přechodu z vychýlené plochy nad odtokovou hranu křídla, na rozdíl od předchozího případu kde je změna pozvolná. Zvýšením indukovaného odporu se pro menší úhly vychýlení kormidla můžeme zbavit pomocí aerodynamických plůtků na křídle, které nám od sebe oddělí jednotlivé ovládací plochy. Tyto plochy se nebudou navzájem ovlivňovat.

8. Přehled bezocasých větroňů a jejich letových charakteristik

8.1. Vznik a vývoj samokřidel před rokem 1920.

Od počátků letectví bylo registrováno nespočet různých patentů zahrnujících velké množství bezocasých letadel. Vznikla spousta různých projektů ale většina z nich neměla dlouhý život zejména z důvodu nízkého zájmu investorů i veřejnosti. Pokus o vývoj samokřidel zahrnoval dlouhou dobu zejména motorizované typy.

První krůčky v vývoji samokřidel podnikl Francouz Penaud. Narodil se roku 1850 v rodině francouzského admirála. Po neúspěšné kariéře u námořnictva začala jeho krátká ale důležitá kariéra v letectví. V jejím průběhu rozvinul několik teorií ohledně profilů a stability letu. Hodnotu své teoretické práce demonstroval vytvořením různých modelů helikoptér, ornitoptér a letadel poháněných gumovým svazkem. V roce 1871 předvedl poprvé své samokřídlo Planopheru. Planophera byla stabilizována za pomoci ocasu na konci křidel, takzvaného Penaudova ocasu. V roce 1876 za asistence mechanika Paula Gauchota, navrhl po několika letech výzkumů revoluční letadlo. Letadlo sice nebylo striktně bezocasé, ale na první pohled připomínalo samokřídlo. Obsahovalo řadu prvků z kterých čerpali stavitelé samokřidel ještě dalších 100let.

Deset let po Penaudově smrti se pustil do stavby samokřidel další Francouz Clement Ader. Uspěl, povedlo se mu vzlétnout s letadlem jeho vlastního designu. Letadlo se jmenovalo Eole. Let nebyl uznán jako říditelný, Ader uletěl pouze 165 stop. Druhý prototyp financovaný vládou nebyl nikdy dostavěn, dokončen byl až třetí v roce 1887. Byl podobný konceptu Eole. Na rozdíl od Eole měl dva motory, struktura křídla byla zjednodušená, ale zase křídlo mělo napodobovat mávavý pohyb křidel ptáků. Byly provedeny dva testy, Ader tvrdil že uletěl 300metrů, podle zprávy uveřejněné v roce 1910 se ale letadlo vůbec nevznosilo.

Dalším kdo měl velký podíl na stavbě samokřidel byl dánský vynálezce Jakub Christian Ellehammer. Narodil se v roce 1871, experimentoval s draky a možností přenášet za pomoci nich těžké náklady. Vyučil se elektrikářem a pak se věnoval experimentování s pístovými motory. Povedlo se mu vytvořit úspěšnou motorku s výkonem 9 koní. Po neúspěšných pokusech v roce 1906 o let jeho podmotorovaného jednoplošníku se pustil do stavby bezocasého dvouplošníku. Jako pohon použil dva spřažené motory o celkovém výkonu 18 koní. Letadlo vypadalo jako dva obrovští draci usazení nad sebe s motorem, pilotem a tříkolovým podvozkem pod nimi. Ke zklamání skeptiků se mu povedlo obletět kruhovou trasu. Uletěná vzdálenost tvořila 140 stop ve výšce 1.5 stopy. Hodně lidí ho považovalo za prvního letce v Evropě ačkoliv Brazilec Alberto Santos-Dumont letěl o několik měsíců dřív. Ellehamer pokračoval v experimentech po několik dalších let, vylepšil svůj dvouplošník a stal se prvním člověkem který letěl v Německu. Za svůj život si nechal zaregistrovat víc než 400 patentů.

John William Dune byl voják, spisovatel, pilot a návrhář. K létání ho dostaly dobrodružné romány J. Verna. Podobně jako Igo Etrich studoval semínka Zanolie a let ptáků. Na rozdíl od svých kolegů zvládl vyřešit problémy s těžištěm, které vznikaly po přidání motoru k

jinak úspěšným kluzákům. Díky tomuhle vznikl na svou dobu kontroverzní design bezocasého letadla s šípovitým křídlem. V roce 1905 byl přidělen k továrně na balóny ve Farnborough pod velení plukovníka Cappera. Zde začal pracovat na prvním vojenském letadle pro britskou armádu. V roce 1907 byl provedený první úspěšný zálet kluzáku D.1-B. Bohužel jeho další konstrukce nezaznamenaly větší úspěch. Podle jeho vlastních slov D.4 byl víc poskakovací stroj než letadlo. V roce 1908 byl vzhledem k neúspěchům vyhozen z balonové továrny. S několika přáteli založil společnost která dál financovala výzkum a vývoj jeho letadel.

Jako jeho předchozí modely byl i D.5 bezocasý dvojplošník s poměrně ostře skosenými křídly. V trupu bylo místo pro pilota a jednoho pasažéra. Pilot vykonal úspěšný motorový let, při kterém Dunne demonstroval jednoduchou říditelnost bezocasého letounu - větší část letu se nedržel řízení a letadlo i přesto letělo rovně.

Otto Lienthal je jedním z nejznámějších průkopníků letectví. Žil v Německu v letech 1848 až 1896. Za svůj život se zasloužil o rozvoj letadel těžších než vzduch a o výrazné rozšíření znalostí o aerodynamice a mechanice letu. Mezi jeho výtvořky bylo i několik bezocasých kluzáků.

Igo Etrich byl rakouský průmyslník, který začal s vývojem letadel na přelomu 18. a 19. století. Jeho cesta k úspěšnému vývoji letadel začala tím, že jeho otec zakoupil z pozůstatosti po Ottovi Lienthalovi malý kluzák. Na něm se začal mladý Igo učit létat.

V roce 1908 sestrojil s pomocí svého přítele vlastní kluzák Zanonie. Bylo to první úspěšně létající samokřídlo postavené na našem území. Mladý Igo při stavbě hledal inspiraci v přírodě. Zaujalo ho semeno jednoho druhu tropické rostliny (*Macrozanonia macrocarpa*). Tato semena jsou ideálními představiteli kluzáků a při příznivých podmínkách zvládnou díky svému tvaru urazit i několikakilometrovou vzdálenost klouzavým letem.

Jeho kluzák létal poměrně úspěšně běžně zvládal klouzavé lety do vzdálenosti až 250m ale nikdy se mu nepodařilo vzlétnout za pomoci motoru. Nejpravděpodobnější příčinou je malý výkon motoru Laurin a Klement. Z kluzáku se zachovala kompletní kostra, po renovaci je dnes vystavena v expozici dopravního muzea. V roce 1909 byl proveden zálet výkonnější verze Zanonie s motorem Daimler-Benz. V kontrastu k ryzímu kluzáku ale ztrácela motorizovaná verze svoji letovou stabilitu.

8.2. Alexander Lipisch.

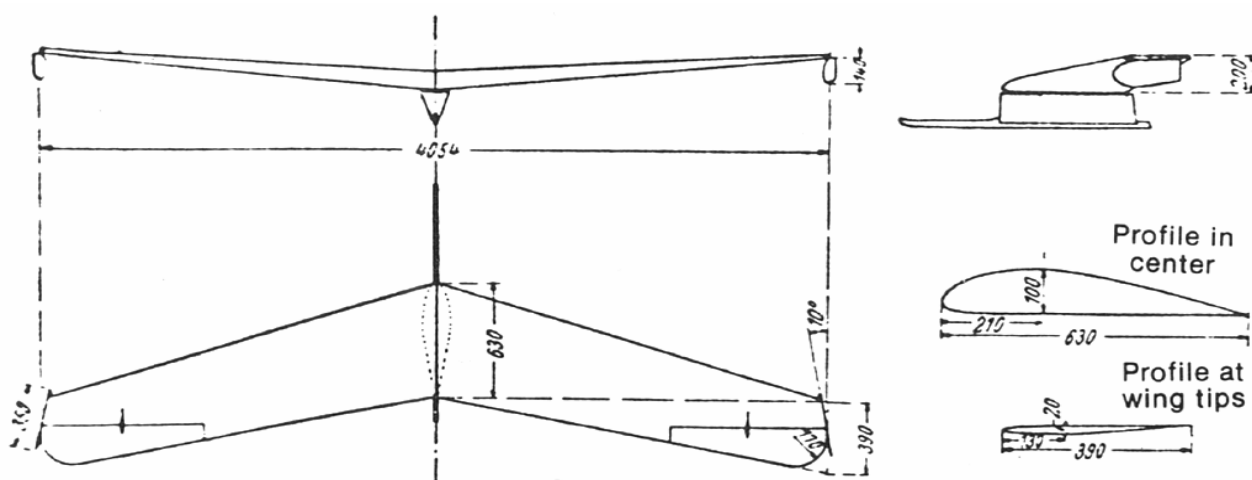
Svůj první kluzák postavil po návratu z 1. světové války v roce 1921. Byl to první z asi 50 bezocasých letadel která navrhl. Ve své práci postupoval poměrně systematicky a poměrně pečlivě. Vzhledem k omezeným finančním prostředkům použil k originální metodu: koncepty nejdřív zkoušel jako několikrát zmenšené modely a až potom stavěl letadla ve skutečné velikosti. Za svoji kariéru vytvořil dvě významné série bezocasých letadel. Storch a Delta. Storch byly zejména bezmotorové kluzáky, Delta potom motorová letadla. Proto se v této práci budu zabývat pouze sérií Storch.

8.2.1 Storch E2

Byl prvním bezocasým letadlem postaveným Lipischem. Sklopené konce křídel měly zajišťovat patřičnou směrovou stabilitu.

Storch E4

Přestože vznikl v době kdy byl Lipisch už ředitelem ústavu pro výzkum plachtění, měl pro tenhle projekt poměrně omezené finance. Tudíž nejdřív vzniklo několik modelů, které měly zhodnotit vlastnosti jednotlivých profilů a jejich efektivitu. Úspěchy tohoto modelu na Rhonské soutěži vedly ke zvýšení financí na tento projekt a následnému vývoji a stavbě Storchu E4 v plné velikosti.



Obr. 8.1. Náčrt Storchu E4

Storch E6

Vznikl v roce 1926. S přímým křídlem se stal prvním předchůdcem Fauvelových letadel a dalších moderních designů. Byl použit symetrický profil Got 410.

Storch E7

Design trochu připomínal pozdější Delta sérii. Ve předu byla před trupem umístěná vyvažovací plocha. Letuschopný byl i bez této plošky, která spíš než ke stabilizaci sloužila ke zvýšení říditelnosti.

8.2.2. Storch I

Postaven během Lipischova působení ve výzkumném ústavu. Byl založen na předchozím výzkumu s modely i přes veškerou snahu vykázal malou směrovou stabilitu.

Storch II

Vznikl v roce 1927 jako modernizace Storchu I. Měl hlavně vyřešit problém s účinností křidélek a měrovou stabilitou.

Storch III

Další modernizace. Díky novému tvaru křidélek se víc přiblížil tvaru semínka Zanonie.

Storch IV

První z větších úspěchů měl poměrně velkou stabilitu. Po tomhle modelu byla práce na Storch sérii přerušena. Lippisch začal spolupracovat s Frizem von Opel na letadlech poháněných raketami.

Storch V

Byl postaven v roce 1929, poháněl ho malý motor o výkonu 8 koní. Následně po úspěšném záletu byla provedena veřejná demonstrace schopností tohoto modelu na berlínském letišti Tempelhof. Bohužel se nedostavil očekávaný výsledek, kterým mělo být zvětšení rozpočtu na vývoj samokřidel. Nejvíce se o samokřídlo zajímal pouze transatlantický letec kapitán Herman Kohl.



Obr. 8.2. A. Lippisch v popředí motorizované verze Storchu V

Storch VII

Byl konstruován jako náhrada Storchu V zničeného při přistání. Původně měl být poháněn 20 koňovým motorem Daimler-Benz ale letadlo s ním bylo podmotorované a tak byl nahrazen výkonnějším 24 koňovým motorem. Povedlo se mu s ním vyhrát BZ cenu, prakticky až na poslední chvíli, na konci roku 1931. Průměrná rychlost letu do Berlína byla 145 km/h což na letadlo s 24 koňovým motorem nebyl špatný výkon.

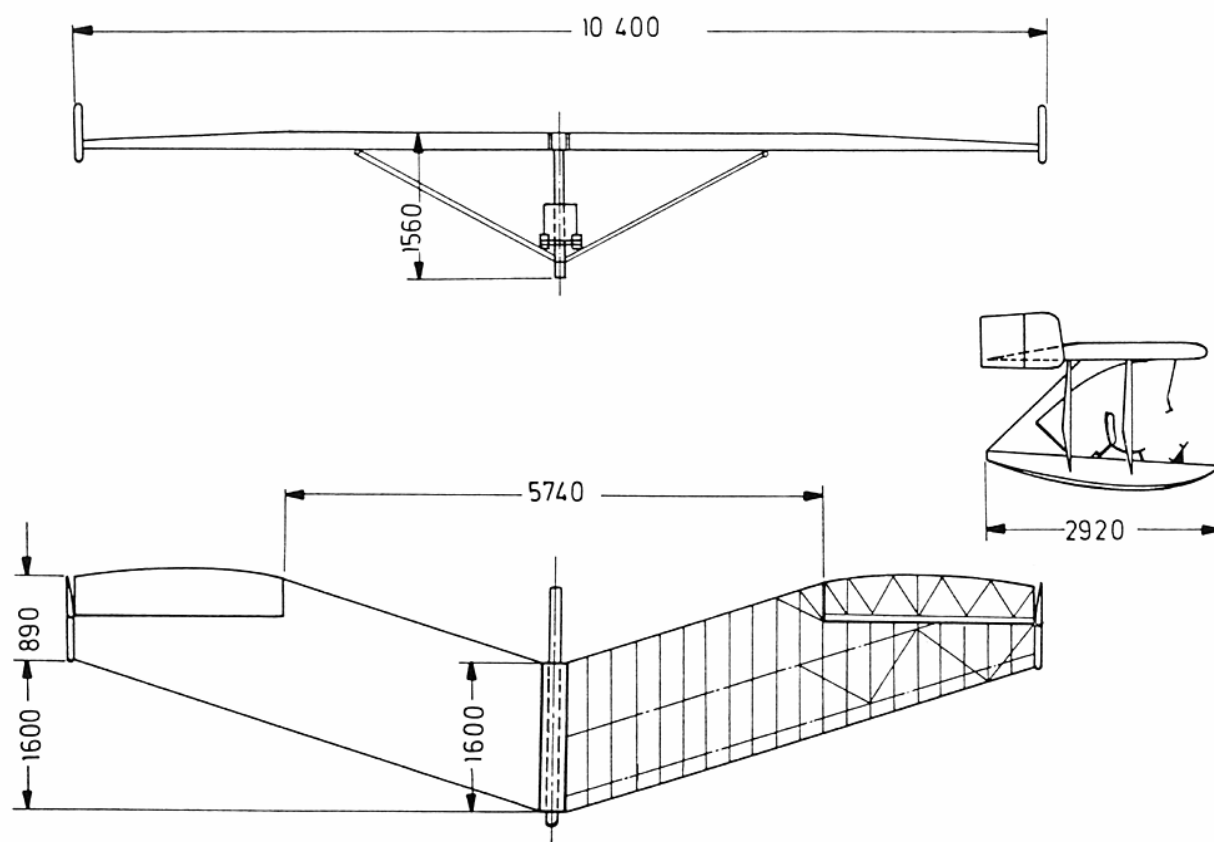
Storch VIII Marabu

byl postaven na základě soukromé objednávky pana E. Philipse v roce 1932. Jeho zvláštností je že mohl létat jak s ocasem tak bez něj.

Storch IX

Byl navržen jako cvičný kluzák s co nejjednodušším designem. První typ měl kokpit zavěšený pod křídlem. Knipl v zájmu co největší jednoduchosti visel seshora z křídla.

Druhý model byl potom vybavený uzavřeným kokpitem a konvenčním řízením, existovala k němu i motorová varianta s 30-ti koňovým motorem Bristol. Bylo na něm zkoušeno několik různých zakončení křídla. Nejlepší se ukázaly tradiční plochy na koncích křídla s integrovanými směrovkami.



Obr. 8.3. Náčrt Storchu IX

8.3. Bratři Hortenové

Bratři Hortenové se narodili na začátku 20. století v Německu. První prototypy jejich letadel vznikaly doslova u nich doma. Od začátku je fascinoval nápad postavit samokřídlo. Jedním z hlavních důvodů byla možnost snížení odporu a hmotnosti letadla.

Jejich první prototypy skutečných letadel začaly vznikat na začátku třicátých let. V

roce 1939 všichni bratři narukovali do armády. Remair a Walter na výcvik stíhacích pilotů na Bf 109. Wolfram k bombardovací eskadře na He 111 (padl u Dunkirku v roce 1941).

Krátce po zahájení války byl Remair stažen pro vývoj vojenských kluzáků použitelných pro invazi do Anglie a další bojové operace. V průběhu války u Hortenů probíhal vývoj vojenských samokřidel nejdříve poháněných pístovými motory ke konci války se uvažovalo o pohonu proudovými motory. Ty byly nakonec použity u letounu Horten Ho229 (firemní označení Ho IX), další verzí byl pohon pulzními a raketovými motory. Na konci války bratři pracovali na dvou projektech, jedním z nich byl Ho229 a druhým byl šesti motorový bombardér určený na bombardování Ameriky.

Po kapitulaci bratři Hortenové uprchli do Jižní Ameriky, kde pokračovala jejich práce ve vývoji samokřidel. Většina postavených letadel byly kluzáky a jejich motorizované verze. Práci zde ztěžoval zejména nekvalitní materiál, a to jak překližka tak lepidlo. Nízká kvalita materiálu zde zapříčinila několik tragických ztrát.

Remair Horten zemřel v roce 1994, Walter v roce 1998.

8.3.1. Horten Ho-I

První prototyp postavený bratry Hortenovými byl výsledek studií stability samokřidel. Jeho stavba byla dokončena v červenci roku 1933. Zálet se odehrál ve vleku za automobilem do výšky cca 30m, pak následovalo několik letů za navijákem do výšky 100m.

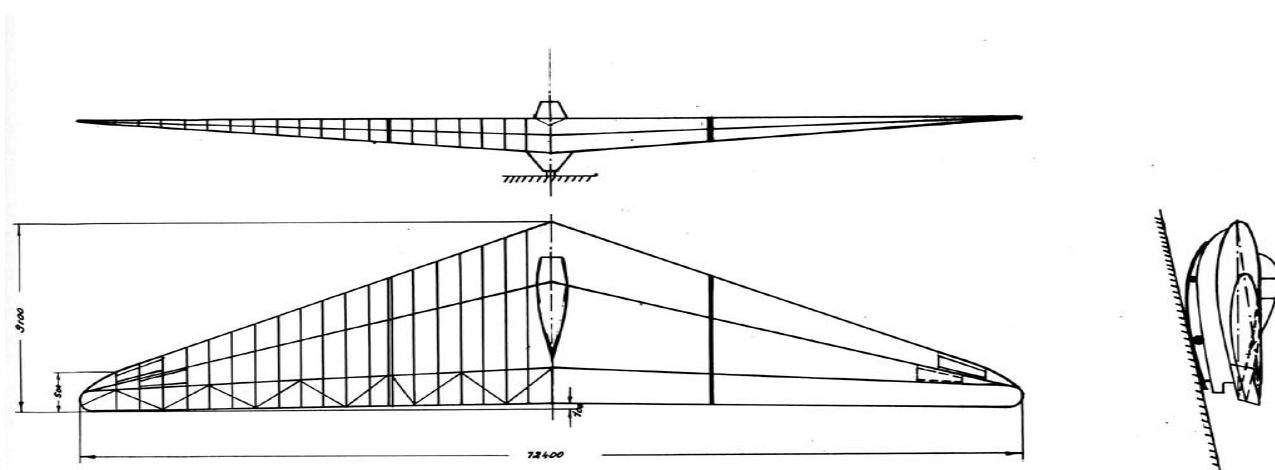


Obr. 8.4. Bratři Hortenové u dokončeného Ho I.

křídélky byl vyřešen diferenciací jejich vychylek, aby nedocházelo k roztáčení letadla vlivem rozdílného odporu.

V průběhu těchto testů bylo zjištěno, že umístění výškovky ve středu křídla je technicky nedokonalé řešení. S každým pohybem dochází k výrazným změnám aerodynamických vlastností profilu, díky těmto změnám. Vzhledem k těmto změnám ale mohlo dojít k odstranění závaží z přídě trupu. Směrovku mělo letadlo řešeno jako odporovou. U ní byl zjištěn zajímavý fakt, že díky absenci jakékoliv svislé ocasní plochy je potřeba pro zastavení zatáčky dát vždycky kontra, jinak samokřídlo dál ochotně zatáčí. Problém s

První aerovlek byl do výšky 1000m a následoval klouzavý let, největší problém se objevil při přistání, protože došlo k reverzi vychylek a letoun byl lehce poškozen. Problém s reverzí vychylek výškovky byl vyřešen posunutím těžiště dopředu.



Obr. 8.5. Trojpohledový náčrt letounu Horten Ho I

Následující léto měl být letoun předveden na letecké show v Bonn-Hanglear. Soutěž na Wasserkuppe se bohužel stala letadlu osudným, nejdříve bylo poškozeno při přistání za špatných povětrnostních podmínek, následovala oprava a účast v soutěži kluzáků kde získalo cenu 600 DM za konstrukci. Bohužel neexistovala možnost jak letadlo dostat efektivně pryč z Wasserkuppe tak po posledním letu bylo spáleno.

Použití		Experimentální
Konstrukce trupu		Ocelové trubky
Konstrukce křídla		Dřevo kovové konce
Rozpětí	m	24,2
Šípovitost křídla	°	16,7
Plocha křídla	m ²	17,8
Štíhlost		32,4
Prázdná hmotnost	kg	330
Maximální rychlost	km/h	200
Klouzavost		45 při 83,5km/h
Minimální propad	m/s	0,45 při 70km/h

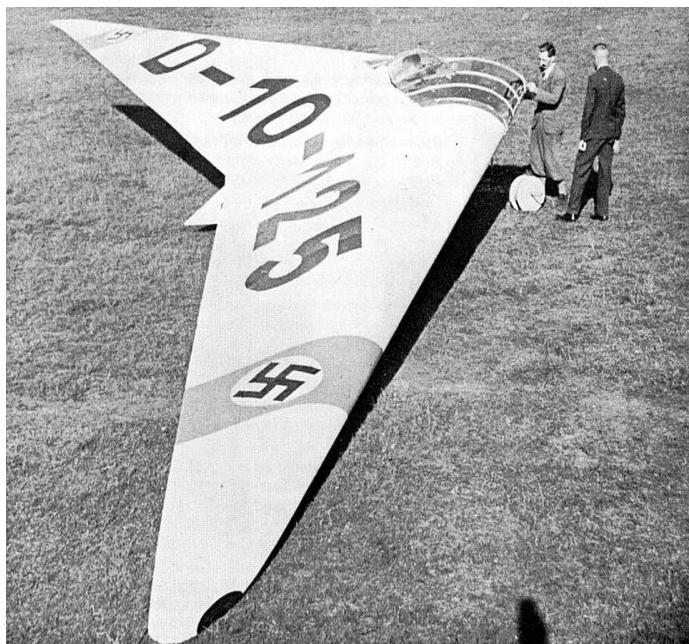
Tab. 8.1. Přehled rozměrů a vlastností letounu Ho I

8.3.2. Horten Ho II „Habitch“ a Parabela

Byly dva z dalších prototypů zkonstruovaných za účelem ověřování letových vlastností samokřídel a jejich zlepšování.

U Ho II pilot, z důvodu udržení co nejmenšího čelního průřezu, zaujímal pozici v leže na zádech. Tahle pozice, která je populární v moderních kluzácích, se u tohoto letadla ukázala jako poměrně nešťastná. Pilot prakticky nic neviděl při pojíždění a při pomalém letu, kdy se vzhledem k zvýšení úhlu náběhu jeho nohy dostávaly nad úroveň jeho hlavy a horizontu. Pro zlepšení výhledu pilota byla náběžná hrana křídla, v místě kokpitu,

potažena plexisklovými panely.



Obr 8.6. Horten Ho II těsně po dokončení

Byl postaven s pomocí místního aeroklubu. První let proběhl za pomoci navijáku kdy byl Ho II tažen v nízké výšce nad plochou. Těžiště bylo posunuto co nejvíc dopředu, i tak zůstala ovladatelnost zachována. Přestože se nepovedlo vyřešit některé problémy spojené s prvním prototypem, byl tohle velký krok dopředu k plně ovladatelnému a stabilnímu samokřídлу.

Podvozek měl být tvořen předním kolem které šlo zatahovat a zadním kolem které bylo říditelné: Tato koncepce se bohužel ukázala jako poměrně nevhodná, postrádala jakoukoliv stranovou stabilitu.

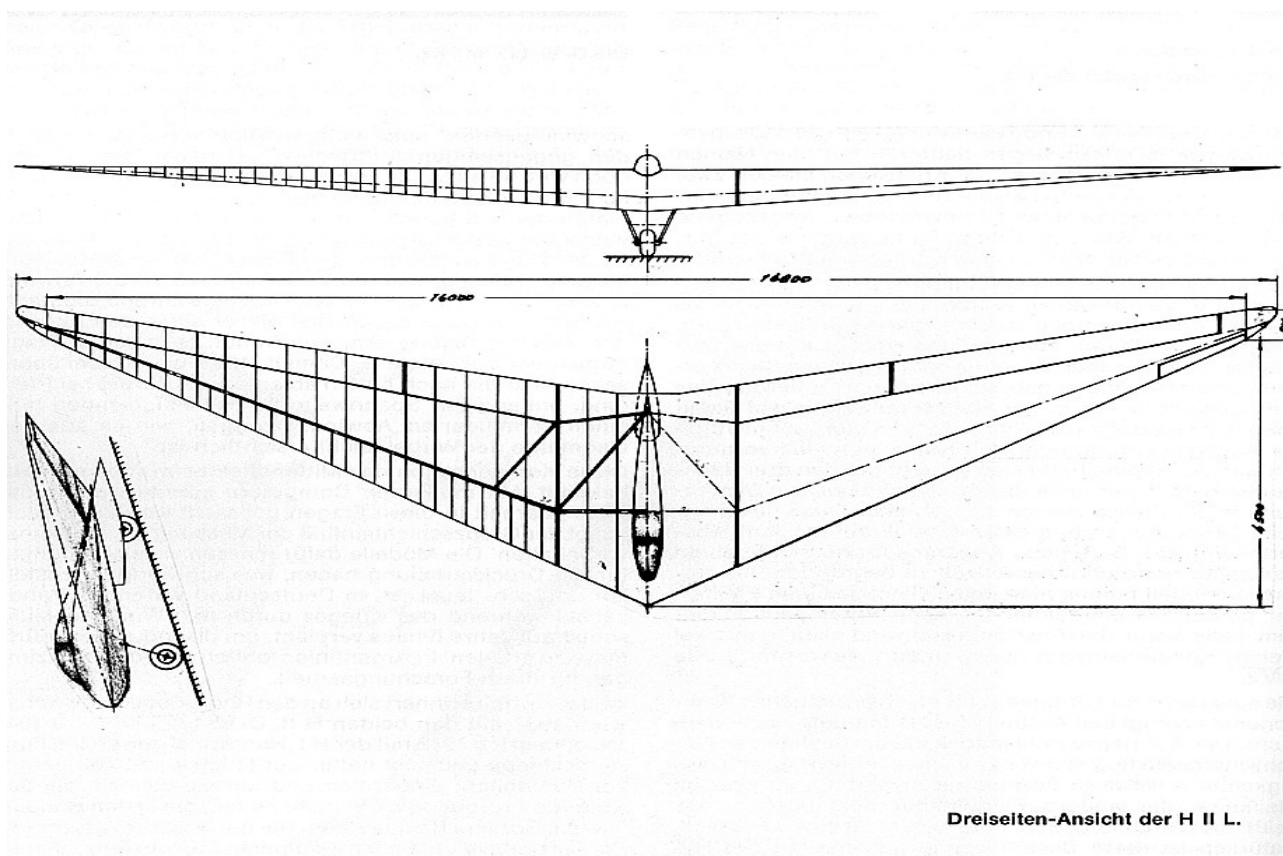
Motorizace letadla byla provedena 60-ti koňovým motorem Hirth, po třech měsících modifikací byl připravena motorová verze k prvnímu letu. Podle výpočtů bylo potřeba výkon pouze 20HP. Přebytek výkonu motoru Hirth umožnil letadlu akcelarovat až na rychlost 180km/h.

Ke korekci směru byla používána pouze křídélka, odporové směrovky se využívaly pouze ve výjimečných případech. Létání s tímto letadlem bylo poměrně jednoduché. Jedinou kuriozitou byla ztráta vrtule při předvádění letadla lidem z ministerstva letectví. Bez větších problémů ale Walter Horten zvládl s letadlem přistát a odrolovat k hangáru. Letové vlastnosti hodnotila ve svojí správě i německá pilotka Hana Reitschová. Ve výsledku zpráva vyzněla kladně. Poukazovala na některé nedostatky chování za letu a v ergonomii. Část z nich byla způsobena malý vzrůstem Hany Reitschové. Tak například nedosáhla na páku podvozku a nebyla schopná ho zatáhnout. Stěžovala si ještě na příliš vysoké třecí síly v řízení, díky tomu knipl zůstával v poloze kam ho pilot „nastavil“ a nevracel se do neutrálu.

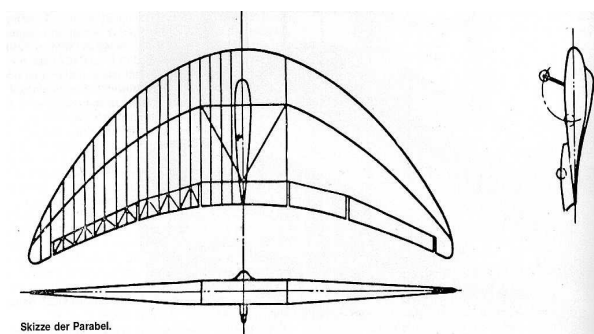
Horten Parabola: Byl to pokud o další krok kupředu v návrhu samokřídla, měl vyřešit problém s rozložením vztlaku na křídle a jeho ztrátami vzhledem ke konečné štíhlosti křídla. Předpoklad byl, že plynulá křivka paraboly bude konečným řešením tohoto problému, když šípovité křídlo už vykazovalo jistá zlepšení. Ale byl potřeba důkaz, tak vznikl Ho III Parabola. Bohužel letadlo bylo poničeno během zimy a nikdy se nedostalo do vzduchu.

		Horten Ho II		Horten Parabola	
Použití		Experimentální		Experimentální	
Konstrukce trupu		Ocelové trubky		Ocelové trubky	
Konstrukce křídla		Dřevo		Dřevo	
Rozpětí	m	16,5		12	
Šípovitost křídla	°	29,9		-	
Plocha křídla	m ²	32		33	
Štíhlost		8,5		4,4	
Prázdná hmotnost	kg	250		90	
Maximální rychlost	km/h	230		164	
Klouzavost	m/s	0,7 při 60km/h		19,5 při 61,5km/h	
Minimální propad		24 při 72km/h		0,8 při 45km/h	

Tab 8.2. Vlastnosti Ho II a Parabola



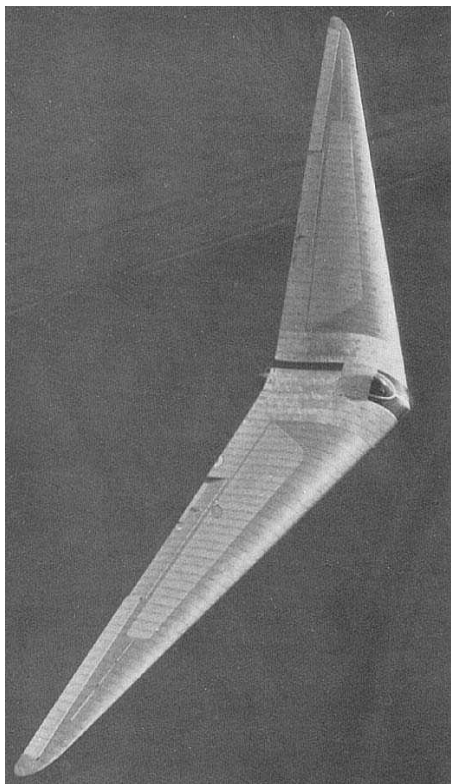
Obr 8.7. Náčrt letounu Horten Ho II



Obr 8.8. Horten Prabela náčrt a postavený prototyp.

8.3.3. Horten Ho III - 1938 Rhön Contest Challenger

Třetí Horten Ho III byl dokončený v roce 1938 kdy byla všechna tři letadla přihlášena na národní leteckou soutěž. Proti svým předchůdcům měl jen minimum vylepšení, aby bylo minimalizováno riziko, že dojde k zhoršení letových vlastností. V plánu byla zvětšená verze Ho II s rozpětím 20m. V obavě z středového efektu byl nahrazen parabolický centroplán rovným s ostrou špicí. Byla zkrácena třetina u kořene křídla ve snaze dát křídlu o něco menší zúžení.



Obr. 8.9. Horten Ho III za letu

Kvůli minimalizaci odporu v řízení byly pro táhla použita kuličková ložiska. Dalším vylepšením prošlo výškové kormidlo, bylo rozděleno na dvě části, kdy vnitřní část měla omezený pohyb nahoru. Důvodem tohoto opatření byla snaha zlepšit letové vlastnosti samokřídla při nízkých rychlostech.

Pro soutěž se prováděl výběr pilotů ze čtyř kandidátů. Začínali létat na třech Ho II, po třech týdnech bych dokončen první z Ho III a každý pilot měl svoje letadlo. Hlavní náplní létání byly dálkové lety podle přístrojů. Výběr pilotů byl završen dálkovým přeletem z Bonnu do Cologene. Dva z pilotů to odmítli jako nemožný úkol. Nakonec byly do soutěže nasazeny tři větroné s imatrikulačními čísly D-12-348 (pilot Blech), D-12-347 (Scheidhauer), D-11-187 (Kurt Hieckman – ten ale pilotoval Ho II). Oba piloti se umísťovali zhruba někde uprostřed startovního pole. Ho III překonával většinu konvenčních kluzáků hlavně při dálkových letech protože zvládal o hodně lépe stoupat v termice. Ho II se umísťoval také poměrně dobře, hlavně díky zkušenému pilotovi.

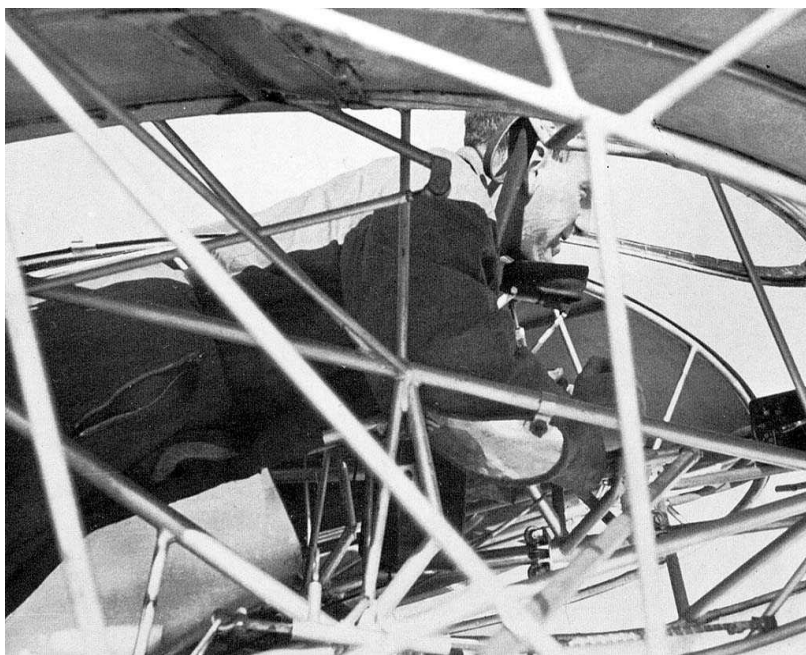
Díky úspěchům Ho III jako lehkého, jednoduše ovladatelného letadla bylo objednáno dalších 10 kusů ministerstvem letectví. Čtyři z nich se objevily na Wasserkuppe v roce 1939 kde s ním Scheidhauer získal ocenění Zlaté-C za překonání vzdálenosti větší než 200mil.

Ho III			
Použití		Vysocovýkonný kluzák	
Konstrukce trupu		Ocelové trubky	
Konstrukce křídla		Dřevo	
Rozpětí	m	20,4	
Šípovitost křídla	°	24,3	
Plocha křídla	m ²	36	
Štíhlost		11,6	
Prázdná hmotnost	kg	220	
Maximální rychlost	km/h	210	
Klouzavost		28	při 60km/h
Minimální propad	m/s	0,48	při 45km/h

Tab. 8.3. Tabulka vlastností letounu Ho III

8.3.4. Horten Ho IVa a IVb

Horten Ho IVa začal vznikat v roce 1940, jeho první let se uskutečnil v květnu 1941. Vznikal zároveň s výkresovou dokumentací pro Ho VI, který měl malé odlišnosti. Největší odlišností byl rozdílný tvar c/4 čáry křídla. Zatímco u Ho IV v centropláně procházela c/4 čára jako parabola tak u Ho VI končila znovu v osvědčené špičce. Pilot zaujímal osvědčenou polohu v leže na břiše se sklonem přibližně 30°.



Obr. 8.10. Pozice pilota v leže na břiše.

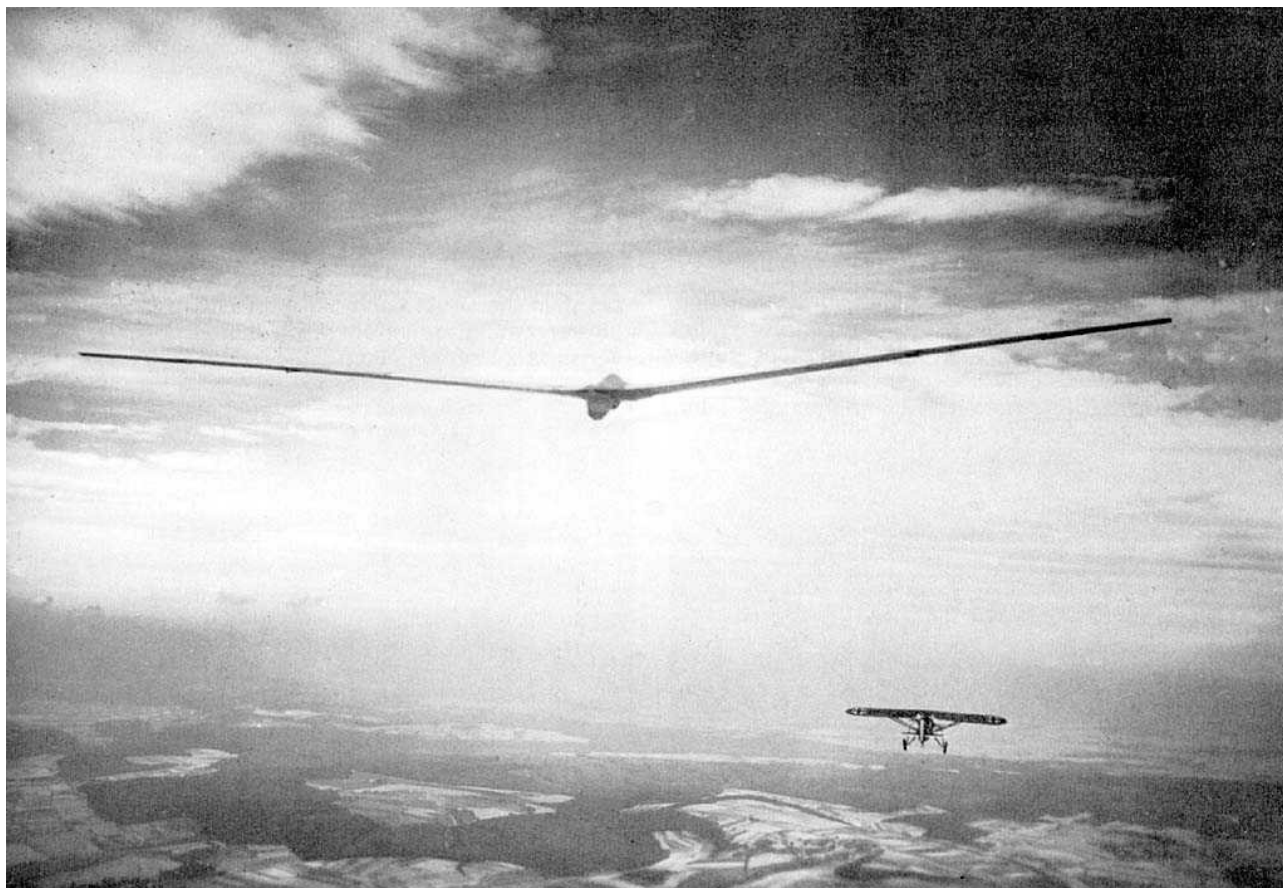
pilota poměrně pohodlná, hlavně na delší lety. Bezpečnostní pásy měl zapnuté přes záda, a v případě potíží docházelo k jejich odhození zároveň s překrytem kabiny.

Druhý prototyp začal vznikat při přerušení práce na supersonickém Ho X (Ho XIIIb), kdy se čekalo na data z testování Ho XIII. Další motivací byla možnost postavení Ho IVb s profilem křídla okopírovaným ze sestřeleného amerického P-51 Mustangu. Po úvodním zalétání byl odeslán do Hornbergu na další testy. Hnedka po prvních letech bylo jasné, že Reynoldsovo číslo na koncích křídla je moc nízké a

dochází zde k nepříznivému odtrhávání proudění což degradovalo vlastnosti celého křídla. Stavba si vyžádala použití naprosto odlišných konstrukčních postupů. Křídlo vznikalo skládáním vrstev vlnité lepenky prosycené pryskyřicí do negativní části dvoudílné formy a následným stlačením. Takto vznikala z 1,8m dlouhých kusů lepený D nosník. Centroplán a koncové oblouky křídla byly potaženy plechem. Rozměrově byl Ho IV b kopií Ho IV a

jedinými dalšími úpravami bylo použití padáku, který měl pilot zavěšený na břiše a sloužil i jako polštář. Ovládací táhla dostala tepelně kompenzační člen pro lety ve velkých výškách, a přístroje byly umístěny dovnitř nosníku křídla, kam se na ně pilot díval za pomoci zrcátka. Posledním vylepšením byla možnost použít odporové směrovky jako brzdy.

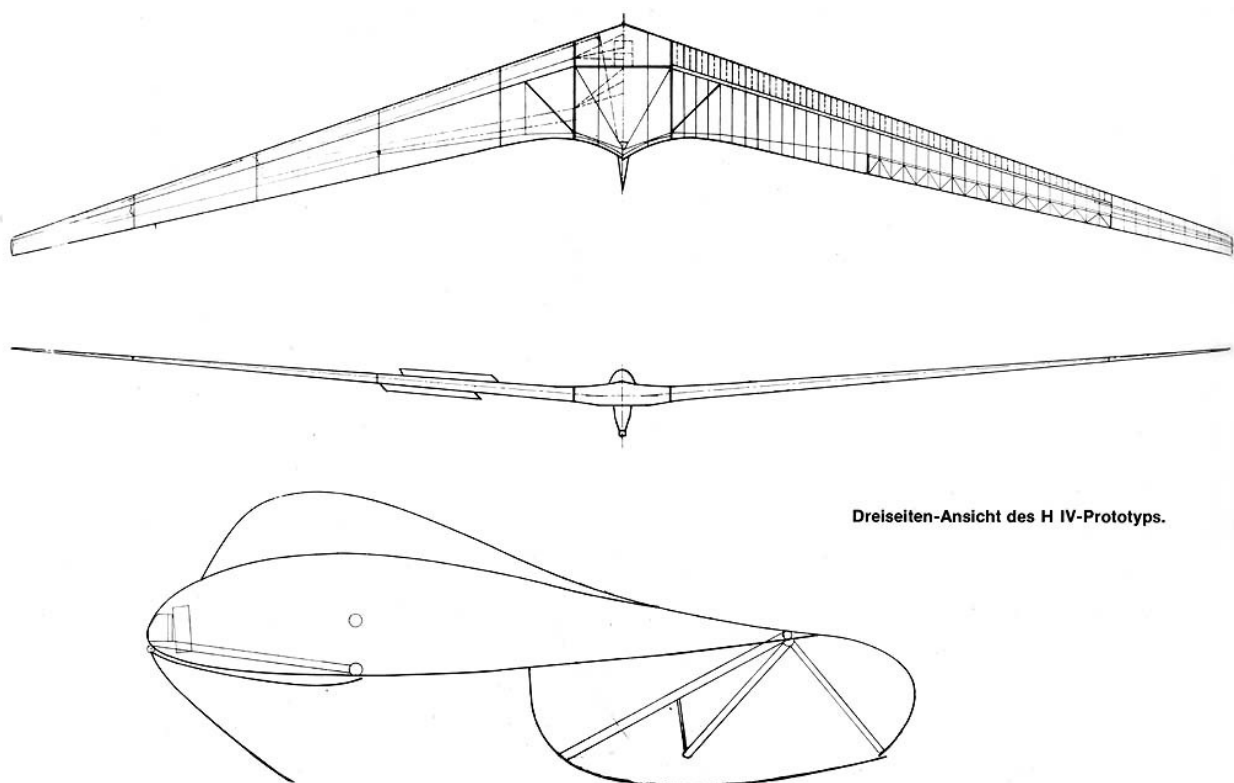
Jak se časem ukázalo, největším problémem Ho IV bylo třepání křídel při rychlostech okolo 100km/h. V jednom případě dokonce došlo k smrtelné havárii. Podle svědků na zemi začalo letadlo po opuštění vývrtky mávat křídly jako pták až do chvíle, než se jedno ulomilo. Pilotovi se sice povedlo vyskočit, ale jeho padák se bohužel neotevřel. Jediný způsob jak utlumit třepání se ukázalo vytažení aerodynamických brzd a potlačení, aby letadlo překonalo kritickou rychlost.



Obr. 8.11. Demonstrace elegance samokřidel Ho IV ve vleku

		Horten Ho IV		Horten Ho IVb	
Použití		Experimentální		Experimentální	
Konstrukce trupu		Ocelové trubky		Ocelové trubky	
Konstrukce křídla		Dřevo		Dřevo	
Rozpětí		m		m	
Šípovitost křídla		°		°	
Plocha křídla		m ²		m ²	
Štíhlost					
Prázdná hmotnost		kg		kg	
Maximální rychlost		km/h		km/h	
Klouzavost		m/s		m/s	
Minimální propad					

Tab 8.4. Tabulka rozměrů a vlastností letounů Ho IV a Ho IVb

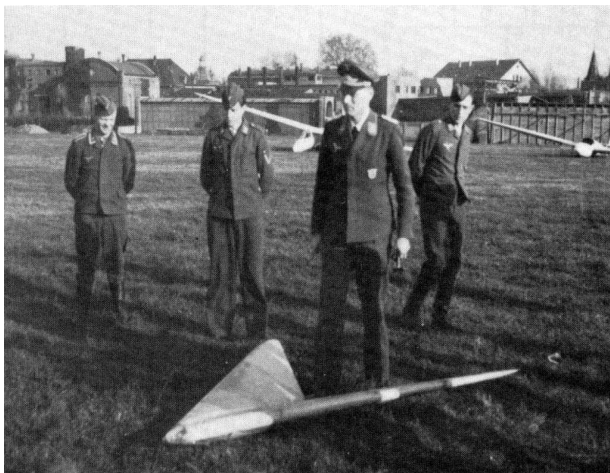


Obr. 8.12. Třípohledový náčrt prototypu Ho IV

8.3.5. Horten Ho XIII – Výzkumný letoun za účelem konstrukce supersonické stíhačky.

Byl postaven v roce 1943 v Herffeldu. Skládal se ze dvou křídel z kluzáku Ho III b připevněných na speciální centroplán. Právě připojení křídel dávalo letadlu tento velký úhel šípu. Rozpětí bylo zredukováno na pouhých 12m. Účelem tohoto letadla bylo zjistit, jak se bude chovat tahle konfigurace při nízkých rychlostech. Pilot byl posazený v gondole

uložené uprostřed centroplánu v odtokové hraně. Takhle pozice sice zajišťovala jednoduché opuštění kabiny, ale také bránila pilotovi ve výhledu, bohužel byla nutná pro dodržení základního vyvážení letadla. Na centroplán byl doplněný spoiler ale ten byl poměrně nepoužitelný díky turbulencím, které se tvořily na povrchu křídla.



Zpráva z letu popisuje vlastnosti letadla, start probíhal normálně k odlepení kluzáku docházelo při rychlosti kolem 130km/h. Z kokpitu byl velmi špatný rozhled, ale byl dostačující pro vzlet a vleč. Letadlo bylo vypuštěno ve výšce 2500m. Rychlost letu byla mezi 70-150 km/h. Po přitažení kniplu klesala rychlost na 70km/h bez tendence padnout do vývrtky. Přiblížení bylo poměrně problematické při větších úhlech náběhu blokoval centroplán výhled dopředu a dolů. Spoiler se ukázal jako velmi neefektivní.

Obr. 8.13. Remair Horten a model Ho XIII

Horten Ho XIII

Použití		Experimentální
Konstrukce trupu		Ocelové trubky
Konstrukce křídla		Dřevo
Rozpětí	m	12
Šípovitost křídla	°	60
Plocha křídla	m ²	37,8
Štíhlost		4
Prázdná hmotnost	kg	250
Maximální rychlost	km/h	180
Klouzavost		16 při 80km/h
Minimální propad	m/s	1,1 při 60km/h

Tab 8.5. Tabulka rozměrů a vlastností letounu Ho XIII

8.3.6. Horten Ho XIV

Jednomu z pilotů Ho IV se povedlo při přistání proletět telefonními dráty a poškodit letadlo. Jeho kluzák přišel o konec křídla a měl poškozenou lyži. Vzhledem k vytíženosti dílny bylo poškození „opraveno“ tak že byl odřezán konec druhého křídla, přepočítáno působíště vztlakové a tíhové síly a přesunut pilot. K překvapení bratří Hortenů se prakticky nezměnily výkony kluzáku i když se snížilo rozpětí na 18m, a zkroucení křídla a zvětšila se délka tělivy koncového profilu. Takhle vznikl nápad na lehký jednoduchý kluzák pro aerokluby. Jednou ze zvláštností tohoto kluzáku bylo, že jako jeden z mála měl mít pilota v sedící pozici. Bohužel prototyp nebyl nikdy dokončen, byl objeven Američany a zničen.

Použití		Cvičný
Konstrukce trupu		Ocelové trubky
Konstrukce křídla		Dřevěná
Rozpětí	m	16
Šípovitost křídla	°	18
Plocha křídla	m ²	15,76
Štíhlost		16,2
Prázdná hmotnost	kg	150
Maximální rychlost	km/h	250
Klouzavost		30 při 70km/h
Minimální propad	m/s	0,55 při 55km/h

Tab 8.6. Tabulka rozměrů a vlastností letounu Ho XIV

8.3.7. Samokřídla Horten stavěná v Argentině.

I.Ae. 34 a (Ho XV a)

Tři dvoumístné kluzáky byly začaty v roce 1948 a dokončeny následující rok. S těmito letadly se snad povedlo naplnit 6 základních požadavků na standardizaci vybavení.

I.Ae. 34 m (Ho XV b)

Byla to jednomístná verze Ho XV a. Dva kusy byly vyrobeny na mezinárodní plachtařskou soutěž do Španělska. Štěstí na závodech nestálo při bratřích Hortenových. Jeden z kluzáků byl zničen ještě v průběhu tréninku a druhý byl vážně poškozen čtvrtý den závodů.

		Horten Ho XV		Horten Ho XV a	
Použití		Závodní kluzák		Závodní kluzák	
Konstrukce trupu		Dřevěná		Dřevěná	
Konstrukce křídla		Dřevěná		Dřevěná	
Rozpětí	m	18		18	
Šípovitost křídla	°	21,8		21,8	
Plocha křídla	m ²	18,9		18,9	
Štíhlost		17,1		17,1	
Prázdná hmotnost	kg	270		270	
Maximální rychlost	km/h	250		250	
Klouzavost		28 při 88,5km/h		30 při 83,5km/h	
Minimální propad	m/s	0,75 při 70km/h		-	

Tab 8.7. Tabulka rozměrů a vlastností letounů Ho XV a Ho XVa

Horten Ho XVI „Colibri“

Byl navržený jako malé bezocasé letadlo pro letecký klub Kondor v Buenos Aires v roce 1950. Aby bylo jednoduché na postavení pro členy klubu, byla dřevěná konstrukce řešená jako nerozebíratelná. Byla snaha udělat tento letoun přitažlivý jak pro zkušené piloty tak pro začátečníky. Bohužel po úspěšném záletu ve vleku za autem došlo při přeletu do nového působiště ke katastrofě. Navzdory 500stop dlouhému vlečnému lanu bylo letadlo zachyceno turbulencí od vrtule a při startu vymršťeno do výšky 50stop kde ztratilo rychlost převrátilo se na záda a narazilo do země. Pilot naštěstí z trosk vyvázl jenom s několika modřinami. Další prototyp už nebyl postaven.

Použití		Cvičný	
Konstrukce trupu		Dřevěná	
Konstrukce křídla		Dřevěná	
Rozpětí	m	12	
Šípovitost křídla	°	18	
Plocha křídla	m ²	9	
Štíhlost		16	
Prázdná hmotnost	kg	80	
v _{max}	km/h	200	
Klouzavost		30	při 77km/h
Minimální propad	m/s	0,65	při 70km/h

Tab 8.8. Tabulka rozměrů a vlastností letounu Ho XVI

Horten Ho Ib

Byla to reinkarnace prvního samokřídla postaveného bratry Hortenovými. Vznikla v Argentině na základě požadavku ředitele plachtařského klubu na jednoduchý jednomístný letoun. Stavba začala v roce 1950 a skončila o rok později. Jednou z největších překážek bylo sehnat kvalitní materiál, prakticky ho nešlo objednávat poštou, vždycky bylo potřeba pro něj jet osobně. Letadlo nakonec bylo postaveno jako nerozebíratelné z důvodu eliminace jakýchkoliv svorníků a spojovacích šroubů.

Po několika krátkých letech ve vleku za autem byl proveden první let ve vleku za letadlem. Letové testy dopadly na 100%. Po několika malých úpravách létalo dalších 25 let bez jediné nehody. Výkony byly podobné ne-li lepší než měl tehdy oblíbený Grunau Baby.

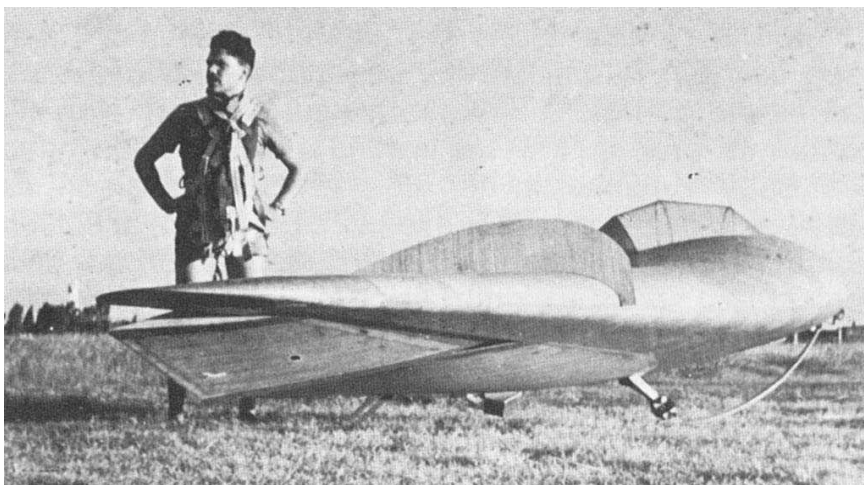
Použití		Rekeační kluzák
Konstrukce trupu		Dřevěná
Konstrukce křídla		Dřevěná
Rozpětí	m	12,4
Šípovitost křídla	°	23
Plocha křídla	m ²	21
Štíhlost		7,3
Prázdná hmotnost	kg	120
v _{max}	km/h	228
Klouzavost		21 při 72km/h
Minimální propad	m/s	0,8 při 60km/h

Tab 8.9. Tabulka rozměrů a vlastností letounu Ho Ib

8.3.8.Horten Ho X Piernifero

Ho X a

Byl navržen jako jednoduchý závěsný kluzák jehož cena neměla přesáhnout tehdejších 100\$.



Obr 8.14. Porovnání velikosti Ho X a pilota

Délka stavby byla původně 2000 hodin ale po několika malých úpravách byla úspěšně snížena na něco málo přes 1000. Pro srovnání tehdy populární Grunau Baby konvenční koncepce trvalo postavit kolem 5000 hodin. Na stavbu stačila místnost rozměrech 4x2 metry. První prototyp neměl přistávací lyži, druhý ji už dostal, aby se mohl do vzduchu dostat i ve vleku

za letadlem. Jinak byly jeho letové testy závislé na počasí a větru. Řízení bylo řešené tak, aby bylo co nejjednodušší. Na křídle byly pouze dvě výšková kormidla a každé se ovládalo nezávisle vlastní pákou takže fungovaly zároveň jako křidélky a při nediferenciálním ovládání přebíraly funkci směrovek.

Ho X b

Verze Xa se zvětšeným rozpětím na 10m.

Ho Xc

Verze „c“ se zvětšeným rozpětím na 15m a s plánovaným skluzem 30:1. Bohužel nebyl nikdy postaven.

		Ho X a		Ho X b		Ho X c	
Použití		Závěsný	kluzák	Závěsný	kluzák	Závěsný	kluzák
Konstrukce trupu		Dřevěná		Dřevěná		Dřevěná	
Konstrukce křídla		Dřevěná		Dřevěná		Dřevěná	
Rozpětí	m	7,5		10		15	
Šípovitost křídla	°	33,7		26,6		24	
Plocha křídla	m ²	11,2		17,5		15	
Štíhlost		5		5,7		15	
Prázdná hmotnost	kg	38		38		42	
v _{max}	km/h	170		150		150	
Klouzavost		18	při 78km/h	20	při 60km/h	30	při 50km/h
Minimální propad	cm/s	0,8	při 50km/h	0,7	při 45km/h	0,4	při 42km/h

Tab 8.10. Tabulka rozměrů a vlastností letounů Ho X a, Ho Xb a Ho Xc

8.4. Jim Marske



Obr. 8.15. První samokřídlo Jima Marskeho XM - 1

Jim Marske je jedním ze současných konstruktérů bezocasých kluzáků. Od svých 5ti let je posedlý stavbou letadel. V mládí stavěl modely od malých poháněných gumovým svazkem až po velké poháněné benzínovým motorem. V devatenácti letech se inspiroval prací Charlese Fauvela a Ala Backstorma a začal stavět modely bezocasých letadel. Následně začal s návrhem prvního letadla XM-1B následovalo několik vývojových stupňů tohoto letadla. Další konstrukcí byl potom dřevěno-kompozitový Pioneer I. Ve věku 37 let se pouští do modernizace svojí prvotiny, do Pioneeru II. Následuje o dva roky později už celokompozitový Monarch. Na dalších 20 let upírá svůj konstruktérský um na návrh laminárních profilů s nízkým odporem. V roce 1992 se spojil s firmou Genesis Group. Pro ně navrhl letadlo Genesis I to se stalo prvním úspěšným polosamokřídlem v historii. V roce 1997 našel konečně kvalitní uhlíkovou tkaninu, která umožňovala výrobu účinnějšího křídla než kdy dřív. O rok později zahájil tým Genesis práce na letounu Genesis II a Jim samostatně práce na letounu Pioneer III.

XM-1

Prototyp začal vznikat v roce 1957. Bylo na něm zkoušeno velké množství konfigurací konců křídel, spoilerů, flaperonů, směrovek

8.4.1 Pioneer I

Při jeho stavě vycházel Jim Marske z dat která získal při testování svého prvního samokřídla a z dat poskytnutých Jimem Danielsem. Byl použit profil NACA 23112

modifikovaný zvednutím odtokové hrany. Klonivý pohyb kolem podélné osy byl řízen za pomoci spoilerů, kolem svislé osy se potom letadlo ovládalo za pomoci směrovky umístěné na poměrně konvenčním trupu. Následně byl postaven další model Pioneer I A. Ten se od svého předchůdce lišil zejména zvětšeným rozpětím.

8.4.2. Pioneer II

Byl logickým pokračovatelem ve vývoji Pioneeru I. Byl kompletně postaven z laminátu a zalétán v roce 1972. Měl rozpětí zmenšené na pouhých 13m, bylo možno ho snadno



8.16. Pioneer II d

postavit ve standardní garáži. Následoval model Pioneer II B s prodlouženou kabinou. Na křídlech byly jako profilu použity modifikované NACA 33012 a 33010. Model C měl zjednodušenou a odlehčenou konstrukci trupu. Posledním vývojovým stupněm byl model D, ten se od předchozích lišil zejména rozdílným tvarem směrovky. Pádové charakteristiky Pioneeru byly velmi dobré. K pádu docházelo při rychlosti pod 60km/h a neměl při něm žádnou tendenci jít do vývrtky.

Prodával se jako stavebnice pro amatérské stavitele. Časová náročnost neměla přesáhnout 600 hodin.

8.4.3. Monarch



Obr. 8.17. Monarch G po úspěšném záletu v roce 2000

křidélek a výškového kormidla. V roce 1976 se objevil pokus o motorizaci monarchu, ale díky nevykonnému motoru a malé vrtuli selhal. Monarch se prodával, podobně jako Pioneer, jako stavebnice. Vývoj monarchu pokračuje v průběhu let dál, v roce 2000 byla dokončena jeho několikátá modifikace, tentokrát už byl hlavním stavebním prvkem sklolaminát.

Byl zalétán v roce 1974. Byl navrhnut jako jednoduchý letoun pro začínající piloty s příjemnými letovými charakteristikami a nízkou pádovou rychlostí (39 km/h). Pilot sedí v otevřeném kokpitu umístěném pod a před křídlem. U prvního prototypu bylo křídlo bez šípů, u pozdějších verzí dostává záporný šíp a křídlo je posíleno dvojicí vzpěr. Ovládání je poměrně konvenční za pomoci směrovky,

8.4.4. Pioneer III



Obr. 8.18. Fotka demonstrujív nový aerodynamicky čistší trup Pione

Je dalším vylepšením Pioneeru II. Dostal nový, aerodynamicky čistší trup. Rozpětí bylo zvětšeno na 15m. Prototyp byl dokončen v roce 2005. Hlavní snahou při návrhu Pioneeru II bylo zlepšit jeho letové vlastnosti hlavně zvýšit klouzavost a snížit minimální propad. To se nakonec povedlo. Tento kluzák tak kombinuje vysoké výkony s nízkou pádovou rychlostí a dobrými pádovými charakteristikami.

		Pioneer II	Pioneer III	Monarch
Rozpětí	m	12,98	15	12,8
Délka	°	3,81		3,71
Plocha křídla	m ²	13,38		17,19
Štíhlost		12,59	16,8	9,5
Prázdná hmotn	kg	159		100
v _{max}	km/h		241	
klouzavost		35		19
propad	m/s	0,7	30,5	0,82

Tab 8.11. Přehled vlastností letounů Jima Marskeho

8.5.Charles Fauvel

8.5.1. AV-1/AV-2/AV-3/AV17



Obr 8.19. AV 2 s namotovaným motorovým pylonem kluzák, přičemž motor šel poměrně jednoduše odstranit a AV-2 používat pouze jako

AV-1 byl model určený k ověření Fauvelovy teorie samokřídla. Ten se, na rozdíl od bratrů Hortenových, snažil zkonstruovat samokřídlo s rovnou střednicí. Jeho pokusy a pozorování začaly v roce 1920. následovalo ještě dlouhých 12 let do chvíle než se v roce 1932 vznesl první prototyp AV-2. Jeho vývoj bohužel nebyl nikdy zcela dokončen, hlavní překážkou byl nedostatek peněz potřebných k vývoji. Původně byl svojí specifikací motorizovaný

kluzák. Zkušenosti získané jeho vývojem byly následně využity u typu AV-3. AV-3 byl navržen jako čistý kluzák. Potvrdil že směr kterým se Fauvel vydal při konstrukci je správný. Kluzák byl zničen bouřkou v zimě v roce 1936

AV 17

Navázal ve vývoji na kluzák AV-3. Jeho stavbu protáhla složitá válečná situace. V jeho návrhu Fauvel udělal pravděpodobně chybu a tak při záletu prototypu došlo k havárii. Nebyl nikdy opraven a uveden zpátky do provozuschopného stavu. Byl to poslední Fauvelův pokus o stavbu bezocasého kluzáku před válkou.

		AV-2	AV-3	AV-17
Rozpětí	m	12,85	12,9	15
Délka	°	3,6	3,62	4,75
Plocha křídla	m ²	20	20	17,3
Zúžení křídla		8,3	8,3	13
Prázdná hmotnost	kg	243	107	195
v _{max}	km/h	160	250	
klouzavost			19	27
propad	m/s		0,8	0,6

Tab.8.12. Přehled vlastností prvních Fauvelových prototypů

8.5.2. AV 36 / AV 361



Obr. 8.20. Charles Fauvel a Eric Nessler před dokončeným AV 36

Byl to následovník kluzáku AV-17. Konstrukčně bylo letadlo poměrně jednoduché s krátkým křídlem, které bylo vyrobeno jako průběžné a nerozebíratelné. Trup byl malý, určený pouze pro pilota. Transport byl řešen tak, že z trupu bylo možno sejmout vpředu kužel. Tím se zajistilo zkrácení trupu na potřebnou délku, aby se vlekl s letadlem vešel na většinu silnic. Zálet se odehrál bez větších potíží a letadlo si rychle získalo oblibu u plachtařů i licence pro provoz v Německu, Francii a Kanadě. Následoval vývoj typu AV 361 což byl hlavně modernizovaný AV 36. Největšími změnami bylo zvětšení rozpětí na 12,78m a změna profilu z původního Fauvel F4 na laminární Wortmann FX-66 HS 159.

Dohromady bylo postaveno kolem stovky exemplářů obou typů. Přibližně 50 jich bylo jako stavebnice postaveno v továrně Wassmer a dodáno aeroklubům. Zbytek byl postaven v amatérských podmínkách nadšenci z Německa, Anglie, Kanady, Brazílie, Itálie a Francie.

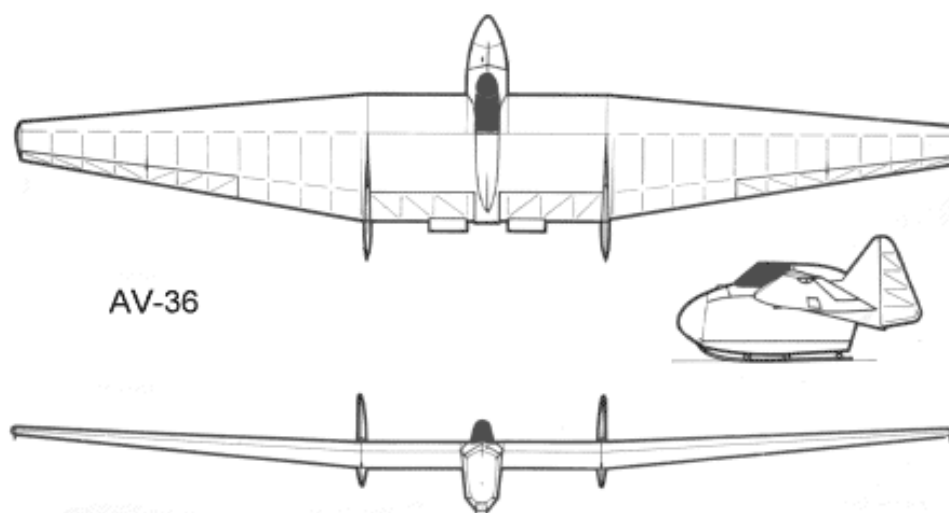
Zajímavostí je, že kritika tohoto typu byla založena spíše na předsudcích vůči bezocasým letadlům než na seriózních zjištěních o letových vlastnostech. Ty byly prý více než uspokojivé a podobně jako u Lippischova kometu nebylo za letu znatelné, že jde o bezocasé letadlo. U některých AV 36 byl v Německu dodatečně osazen motor a tím došlo ke vzniku motorizovaného kluzáku. Běžně se používalo dvoutaktního motoru o výkonu 24 koní v tlačném uspořádání.



Obr. 8.21. AV 36 za letu

		AV-36	AV-361
Rozpětí	m	11,95	12,78
Délka	°	3,17	3,24
Plocha křídla	m ²	14,2	14,6
Zúžení křídla		10	11,4
Prázdná hmotnost	kg	120	134
v _{max}	km/h	180	180
klouzavost		26	30
propad	m/s	0,87	0,74

Tab. 8.13. Vlastnosti letounu AV-36 a AV-361



Obr 8.22. Trojpohledový náčrt AV-36

8.5.3. AV-45 / AV-451



Obr. 8.23. AV - 45

Byl postaven jako motorizovaný kluzák odvozený od typu AV – 36. Jeho konstrukce navázala na německé pokusy o amatérskou motorizaci tohoto typu. Byl použit silnější motor o výkonu 37 koní v tlačném uspořádání. Druhý vylepšený prototyp byl postavený v SAN (společnost pro letectví v Normandii) v Bernay. Nejnižší povolený výkon pro použitý motor byl 23 koňských sil, Ten dostačoval plně pro vzlet na dráze dlouhé 100m a následné stoupání rychlostí 3m/s. První prototyp sloužil i jako

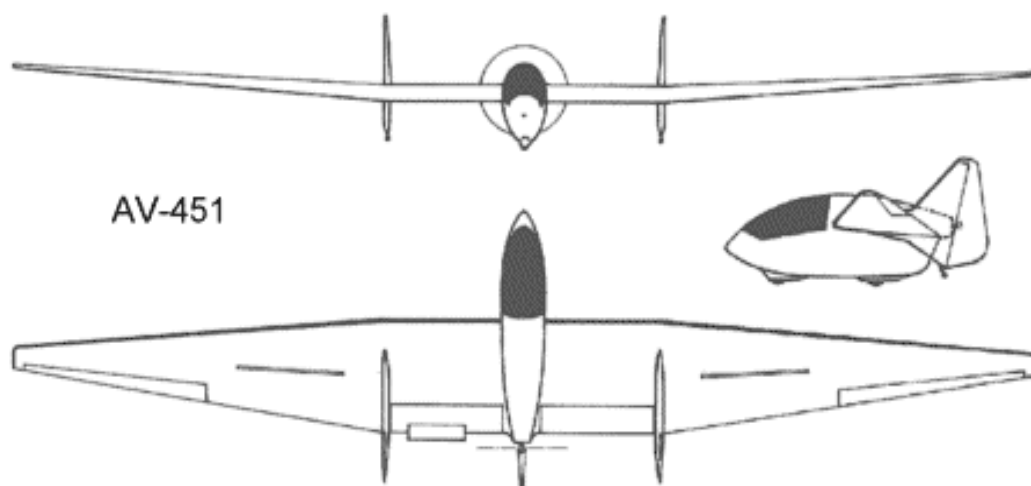
testovací pro použití mini turbínky o tahu 68 kgps. Výkon turbínky umožňoval maximální stoupavost 4m/s. První amatérsky postavený AV 45 byl zkonstruován v Japonsku a následně zalétán v Jižní Africe. Následovaly další amatérské stavby v Anglii, Americe, Francii Německu a Španělsku.

AV 45

- nedosáhl takových úspěchů jako jeho předchůdce AV 36. Částečně to je dané úmrtím Charlese Fauvela a částečně tím že zájem pilotů kluzáků se přesunul spíše k těžším strojům které lépe pronikaly vzdušnými proudy. Původně měl následovat typ AV 48, ale ten bohužel shořel už při výstavbě, tak byla myšlenka vysoce výkonného samokřídla odkázána do říše snů. Stejně jako AV – 36 tak i AV – 45 doplatila na předsudky pilotů kluzáků proti bezocasým letounům, jinak by jejich popularita mohla být ještě mnohonásobně větší.

		AV-45	AV-451
Rozpětí	m	13,75	15
Délka	°	3,6	3,84
Plocha křídla	m ²	14,8	16,68
Zúžení křídla		10,8	13,5
Prázdná hmotnost	kg	219	250
vmax	km/h		
klouzavost		26	32
propad	m/s	0,82	0,72

Tab. 8.14. Vlastnosti letounu AV-45 a AV-451



8.24. Troj pohledový náčrt AV-451

8.5.4 AV – 22 / AV – 221 / AV – 222



8.25. AV 22 za letu

Od začátku vývoje do prvního letu typu AV – 22 uběhla dlouhá cesta. Začala na aerosalonu v Paříži kde v roce 1846 Charles Fauvel představil projekt dvousedadlového víceúčelového kluzáku. Projekt byl založen na nápadu z roku 1938 kdy začal pracovat na vývoji malého kluzáku. Měl být jednoduše modifikovatelný z jednosedadlového na dvousedadlový typ.

Jednosedadlový typ proto měl mít možnost dovybavení malým motorem, který měl umožnit vzlet vlastní silou.

Poslední modifikací měla být možnost přesunout v případě motorizovaného letu sedadla vedle sebe a vytvořit tak další typ. Bohužel tento projekt musel počkat až do roku 1956 kdy byly prodány plány na AV 36 firmě Wassmer a z těchto peněz zafinancován další vývoj projektu AV 22. Vývoj vyvrcholil záletem 5.4. 1956.

Druhý prototyp byl dokončen následující rok a byl vybaven poměrně účinnými odporovými brzdami. Do roku 1959 byly dokončeny 4 prototypy. Ty byly dodány do aeroklubu v St. Auban. Zajímavým zápisem v jejich historii je exhibice na závodech v LeBourget 15.6.1960. Tam Charles Fauvel po aerovleku do 1000m předvedl sérii akrobatických figur zakončenou přeletem těsně nad zemí rychlostí 220km/h. Byla to působivá demonstrace schopností tohoto kluzáku. Nakonec se bohužel AV – 22 nestal vítězem tendru o nový kluzák pro francouzské aerokluby. Zvítězil poměrně klasicky navržený kluzák Bijave.

AV – 221

-byl motorizovanou verzí kluzáku AV -22. Zalétán byl v roce 1965 na 18. srazu amatérských stavitelů letadel. Poháněl ho motor o výkonu 39 HP WV Rectimo. Motor byl časem nahrazen lehčím a nepatrně výkonnějším motorem Survol o výkonu 40HP. Piloti byli podle návrhu původní koncepce usazeni vedle sebe na sedadlech. To si vyžádalo rozsáhlou přestavbu trupu. Podvozek byl předělán z klasického větroňového na tříkolový. Skládal se z říditelného příďového kola a zadních pevných kol.

AV – 222

-byl zjednodušenou verzí AV -221 určenou pro podmínky amatérské výstavby. Celý letoun se skládal ze tří částí. Středová část s trupem neměla žádné vzepětí a byl zde použit buď laminární profil Wortmann, nebo na výrobu a zpracování jednodušší profil Fauvel F4. Podvozek mohl být v závislosti na stavějícím buď klasický nebo jednoduchý tandemový (ten byl většinou doporučen kvůli snížení nákladů na výrobu).

Motor byl navržen buď 40HP Limbach nebo 60HO WV případně dvoutaktní Rotax. Palivová nádrž měla obsah 30 – 45 litrů. Plány na stavbu byly prodávány zejména do Německa, Itálie, Švédska, Anglie a Ameriky.

		AV-22	AV-221	AV-222
Rozpětí	m	15,2	15,48	16,4
Délka	°	5,07	5,22	4,95
Plocha křídla	m ²	21,75	21,75	23,05
Zúžení křídla		11,7	10,6	10,7
Prázdná hmotnost	kg	220	325	350
vmax	km/h	170	160	210
klouzavost		26	23	27
propad	m/s	0,83	0,87	0,9

8.15. Vlastnosti letounu AV-22, AV-221 a AV-222

8.7.Ostatní projekty bezocasých kluzáků

V této kapitole jsou zařazeny typy konstrukčních kanceláří, které většinou vyvinuly jeden až dva typy. Většina z nich byla vyvíjena v akademickém prostředí evropských univerzit. SB 13 je prací studentů a zaměstnanců univerzity v Německém Braunschweigu. Část skupiny pracující na SWIFTu zase pocházela ze Stradfordské univerzity.

8.7.1.SB 13 Arcus

Byl vyvinut Akademickou leteckou společností v Braunschweigu jako jednosedadlový vysokovýkonný bezocasý kluzák standardní třídy. Je to jedno ze samokřídel, při jehož vývoji bylo provedeno největší množství návrhů, výpočtů a měření. Projekt by nevznikl bez



Obr. 8.26. SB 13 za letu.

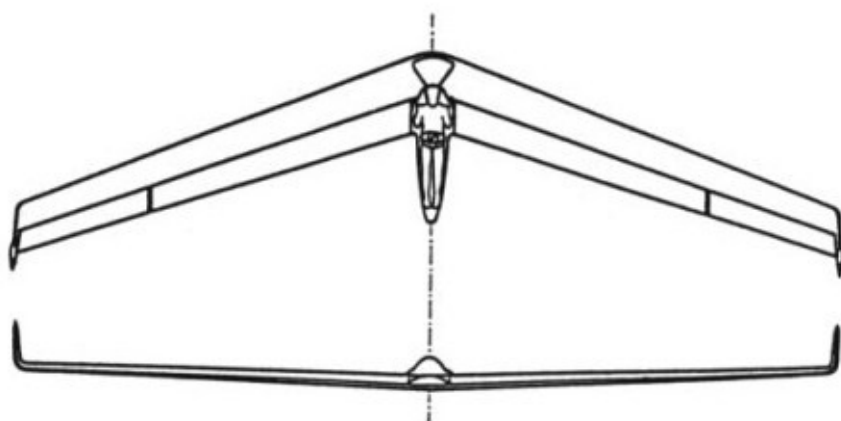
podpory výzkumného německého centra pro létání. Zálet SB 13ky proběhl v roce 1989. Letové vlastnosti byly shledány poměrně uspokojivými, většina z nich dosáhla předpokládaných hodnot. Následující testy se odehrávaly na klasické trojúhelníkové trati, kde dosáhl překvapivých výsledků. Provádělo se taky měření výkonů letadla a zjišťovala se jeho polára. Výsledné zjištění bylo, že přes celý rozsah rychlostí je tento typ lepší než současné závodní kluzáky. Při letech za zhoršeného počasí byl zjištěn jenom velmi malý vliv znečištění na letové vlastnosti. Déšť na křídlech způsoboval lehké vibrace celého letadla včetně ovládacích ploch. Co se týče plánů na následovníka SB 13ky, měla být použita pozice pilota v leže na břiše. Tu s úspěchem využívali bratři Hortenové. Pilotovi zaručí v

samokřídle vynikající výhled dolů a do stran, což je potřeba jak při aerovleku tak při kroužení a přesném létání kolem vyznačených bodů. Dále mělo dojít ke zmenšení poměrně velkých wingletů. Tím mělo být zajištěno snížení odporu při letu vysokými rychlostmi, při zachování směrové stability. Zápořem tohoto řešení bylo zvýšení odporu při letu nízkými rychlostmi. Posledním bodem mělo být zvětšení úhlu šípů křídla, které mělo zajistit stabilizaci letadla.

Rozpětí	m	15
Délka	m	3,02
Plocha křídla	m ²	11,6
Zúžení křídla		2,31
Prázdná hmotnost	kg	282
v _{max}	km/h	190
klouzavost		42
propad	m/s	0,57

Tab. 8.16. Vlastnosti SB 13 Arcus

8.7.2. Rochelt flair 30



Obr. 8.27. Náčrt samokřídla Rochelt Flair 30

Byl vyvinut Guntherem Rocheltem. Základní ideou bylo postavit výkonné letadlo pro piloty závěsných kluzáků. Pilot byl k zvýšení aerodynamické čistoty fixovaný v trupu, tudíž nebylo použitelné řízení za pomoci přemísťování váhy pilota. Proto muselo být použito aerodynamické řízení jako u velkých letadel.

Flair 30 měl na rozdíl od většiny samokřidel vztlakové klapky. Jejich funkčnost byla zajištěna tím, že při výchylce se nárůst momentu kompenzoval zvýšením vztlaku křídla. Minimální rychlost letu byla dosažena při vychýlení klapky na 15°, při vychýlení na 45° mohly být použity jako účinné aerodynamické brzdy. Nejvíce je možno klapky vychýlit na hodnotu 180° pro snadnější složení a přepravu Flairu.

Rozpětí	m	12
Délka	m	
Plocha křídla	m ²	11
Zúžení křídla		13,1
Prázdná hmotnost	kg	
v _{max}	km/h	
klouzavost		30
propad	m/s	0,5

Tab. 8.17. Vlastnosti Rochlet Flair 30

8.7.3. Projekt SWIFT a SWIFT light

Projekt SWIFT vznikl spojením dvou podobných projektů. Prvním byl kluzák vyvíjený od roku týmem British Star Hang Gliders. Původní jméno projektu bylo Odyssey pod tímto jménem se zúčastnil a vyhrál US National Hang Gliding Championships v Californii. Druhým projektem byl projekt studentů doktorského studia Stradfordské univerzity pod vedením prof. Karoa. Ti začali v roce 1985 jako cvičení vyvíjet vysoce výkonný kluzák z kterého následně vznikl plnohodnotný projekt.



Obr. 8.28. Tým tvůrců SWIFTu s prvním prototypem

Samokřídlo bylo pro závěsný kluzák nalezeno jako nejvýhodnější řešení. Jakékoliv jiné řešení přinášelo pilotovi velké problémy hlavně při startu. Dále letadlo dostalo do vlnky klapky podobné těm, jaké jsou použity u Flairu. Profil pro křídla byl navržen jako laminární, s laminárním prouděním do 25% tělivity. Tomu odpovídá i konstrukce, kde křídlo je tvořeno laminátovým D nosníkem do hloubky 25% a zbytek křídla je tvořen žebry a plátným potahem. Profil byl po prvních letových zkouškách znovu navržen.

Původní řešení mělo příliš silnou odtokovou hranu a proto generoval příliš vysoký odpor. Zároveň byl upraven tak aby byl co nejméně citlivý proti znečištění povrchu. Účinnost byla zvýšena použitím wingletů. Ty jsou u prvních typů použity jako pevná plocha. Následující typy mají winglety řešeny tak, aby mohly být používány jako směrovky a případně i aerodynamické brzdy. Kabina SWIFTu je uzavřená, její nosnou konstrukci tvoří svařenec z ocelových duralových trubek opláštěný Lexanem. Pilot je usazen v ležící pozici na látkové sedačce. Maximální rychlost je 60 uzlů a přetížení 6g. Vývoj SWIFTu neustrnul na místě.

Následně vznikla jeho odlehčená verze SWIFT Light. Je to závěsný kluzák s pevným křídlem o váze pouhých 48kg v kluzákové verzi. Byla přepracována geometrie a zlepšena skladovatelnost a usnadněna přeprava kluzáku. Následně byla vyvinuta i jeho motorizovaná verze. Ta měla zaručit větší zájem létající veřejnosti. SWIFT je jedním z mála samokřidel dnešní doby, která nebyla vyvinuta pouze jako prototyp a běžně jsou

dostupná na trhu.

8.7.4. Genesis II



Obr. 8.29. Genesis II na zemi

Genesis II je kluzák vyvinutý skupinou lidí okolo Jima Marskeho, Roberta Mudda a Johna Roncze a vedená Jeerym Mercerem. Genesis je podobně jako raná Fauvelova křídla poměrně stabilní letadlo bez šípovitého křídla. Malá ploška na vrcholu směrovky se používá pro kontrolu úhlu náběhu. Záporný šíp byl zvolen kvůli nádržím s vodní přítěží, ty jsou umístěny ve křídlech. Díky šípu křídla při jejich vypouštění dochází pouze

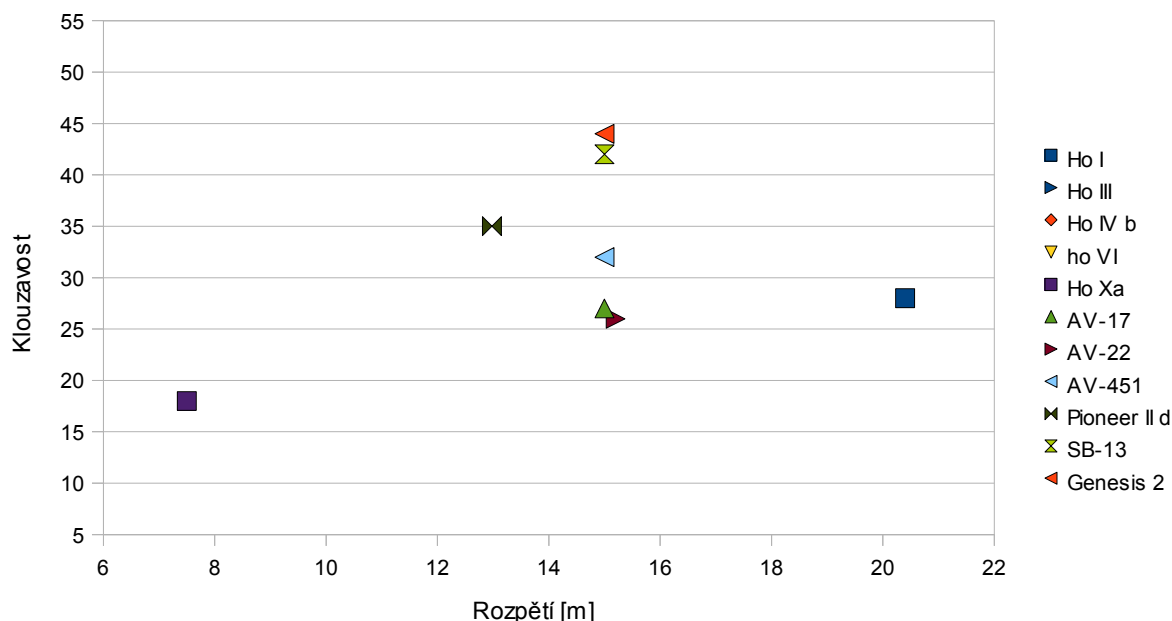
k nepatrné změně těžiště. Genesis je jako většina samokřidel odolná proti pádu do vývrtky. Zároveň má poměrně dobrou řiditelnost. Cílem konstrukčního týmu bylo vytvořit kluzák standartní třídy, který by se neztratil v konkurenci a pokořil Schempp-Hirthův Discus.

Rozpětí	m	15
Délka	°	
Plocha křídla	m ²	11,15
Zúžení křídla		20,2
Prázdná hmotnost	kg	241
v _{max}	km/h	276
klouzavost		44
propad	m/s	0,58

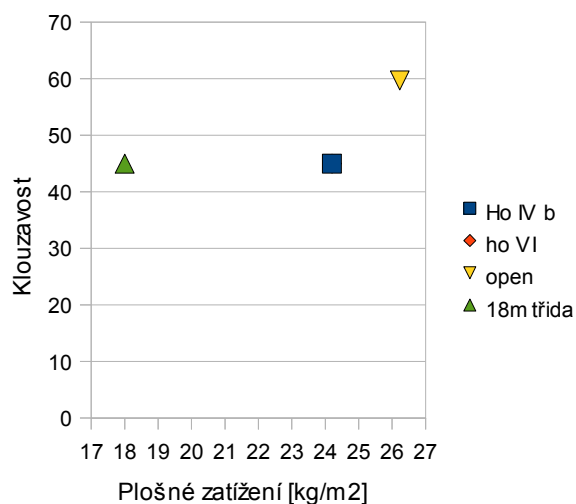
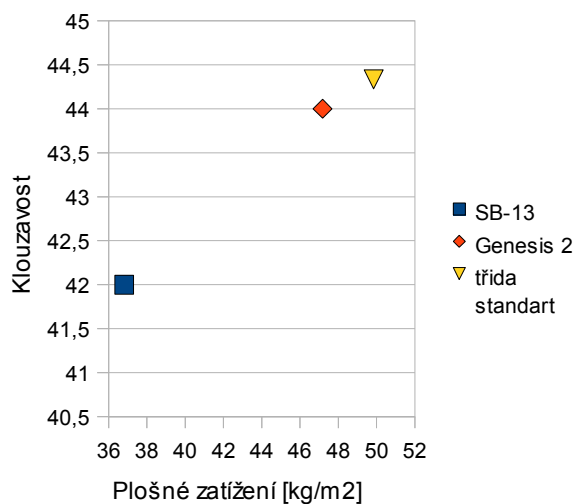
Tab 8.18. Výkony Genesis II

9. Srovnání výkonů

V této kapitole jsou porovnávány výkony jednotlivých typů samokřídel. Jako první je uveden graf, který dává do souvislosti výkony jednotlivých samokřídel různých výrobců v průběhu jejich vývoje.



V následujících dvou grafech jsou porovnány výkony vybraných samokřídel s přibližnými výkony závodních kluzáků dnešní doby. Jejich výkony byly pro přehlednost zprůměrovány. Z každé výkonnostní třídy byly použity tři až čtyři typy a následně z nich vznikl průměrný kluzák reprezentující danou třídu.



Je překvapivé, že samokřídla bratří Hortenů vzhledem k době svého vzniku, výrazně nezaostávají za výkonem moderních kluzáků a moderní samokřídla drží krok s konkurencí.

10.Závěr

V této bakalářské práci jsem si stanovil několik základních cílů.

Prvním cílem bylo vytvořit přehled bezocasých kluzáků a grafy porovnávajících jejich výkon jak navzájem mezi sebou, tak i vůči konvenčním letadlům. Při porovnání s konvenčními letadly vychází, že moderní samokřídla, která byla navrhována jako závodní, jsou výkonově srovnatelná s konvenčními letadly. Hlavní výhody samokřidel by se potom měly projevit hlavně v Open Třídě kluzáků, ta je limitována pouze hmotností. V této třídě na rozdíl od ostatních nejsou limitovány rozpětím a mohly by maximální povolenou hmotnost naplno využít například po vzoru Hortenu Ho Vi a Ho IV b. Mezi další výhody samokřidel se řadí menší spotřeba místa při parkování do hangáru a větší jednoduchost tohoto kroku vyplývající z jednoduššího tvaru letadla. Výhodou zejména pro domácí kutily je u řady typů nižší časová náročnost na výstavbu. Nejlépe tohle číslo vyznívá u letounu Ho IX, kde je doba výstavby ve srovnání s konvenčním Grunau Baby pětinová.

Druhým cílem bylo získat aspoň základní přehled o principech používaných při stabilizaci a řízení bezocasých letadel.

11.Zdroje

Publikace:

[1] BROWN Eric: Křídla Luftwaffe. 1.vydání. Plzeň: Laser – books s.r.o., 1998. 175s. ISBN 80-7193-036-9

[2] Karl Nickel: Tailless Aircraft in Theory and Practice, AIAA (American Institute of Aeronautics & Ast) 1994

Internet:

[1] BULLARD Douglas. *Nurflugel*[on-line], poslední revize 28.10.2008

[cit. 13.5.2010] <<http://www.nurflugel.com/Nurflugel/nurflugel.html>>

[2] WOOLRIDGE E.T. *Early Flying Wings (1870-1920)* [on-line] [cit. 13.5.2010]

<<http://www.century-of-flight.net>>

[3] HEPERLE Martin. *Flying Wings*[on-line], poslední revize 08.09.2003

[cit. 13.5.2010]. <<http://www.mh-aerotools.de>>

12. Přehled obrázků

- 4.1. Ploché těleso
- 4.2. Těleso stabilizované těžištěm
- 4.3. Závislost pozice těžiště na momentu
- 4.4. Autostabilizace šípového křídla
- 4.5. Varianty uspořádání směrovek
- 4.6. Stabilizace kolem podélné osy za pomoci vzepětí a wingletů
- 5.1. Rozložení výškových kormidel podél rozpětí u samokřídla s velkým úhlem šípu
- 5.2. Typy používaných odporových směrovek
- 5.3. Friseho křídélko
- 5.4. Úpravené Friseho křídélko pro zvýšení odporu
- 5.5. Alternativa k diferenciaci křidélek.
- 5.6. Typy zařízení pro zvýšení vztlaku
- 5.7. Výchyly klapek za účelem zvýšení odporu.
- 7.1. Kompenzace klopivého momentu profilu použitím obráceného profilu
- 7.2. Kompenzace klopivého momentu profilu použitím speciálního profilu
- 8.1. Lippisch Storch E4
- 8.2. Lippisch u právě dokončeného Storchu V
- 8.3. Lippischův Storch IX
- 8.4. Bratři Hortenové u dokončeného Ho I.
- 8.5. Trojpohledový náčrt letounu Horten Ho I
- 8.6. Horten Ho II těsně po dokončení
- 8.7. Náčrt letounu Horten Ho II
- 8.8. Horten Parabola - náčrt a postavený prototyp.
- 8.9. Horten Ho III za letu
- 8.10. Pozice pilota v leže na břiše.
- 8.11. Demonstrace elegance samokřídla Ho IV ve vleku
- 8.12. Třípohledový náčrt prototypu Ho IV
- 8.13. Remair Horten a model Ho XIII
- 8.14. Porovnání velikosti Ho X a pilota
- 8.15. První samokřídlo Jima Marskeho XM - 1
- 8.16. Pioneer II d
- 8.17. Monarch G po úspěšném záletu v roce 2000
- 8.18. Fotografie demonstrující nový aerodynamicky čistší trup Pioneeru III
- 8.19. AV 2 s namotovaným motorovým pylonem
- 8.20. Charles Fauvel a Eric Nessler před dokončeným AV 36
- 8.21. Trojpohledový náčrt AV-36
- 8.22. AV 36 za letu
- 8.23. AV - 45
- 8.24. Trojpohledový náčrt AV-451
- 8.25. AV 22 za letu
- 8.26. SB 13 za letu.
- 8.27. Náčrt letounu Rochlet Flair 30
- 8.28. Tým tvůrců SWIFTu s prvním prototypem
- 8.29. Genesis II na zemi

13.Přehled tabulek

- 8.1 Přehled rozměrů a vlastností letounu Ho I
- 8.2. Vlastnosti Ho II a Parabola
- 8.3 Tabulka vlastností letounu Ho III
- 8.4 Tabulka rozměrů a vlastností letounů Ho IV a Ho IVb
- 8.5 Tabulka rozměrů a vlastností letounu Ho XIII
- 8.6 Tabulka rozměrů a vlastností letounu Ho XIV
- 8.7.1 Tabulka rozměrů a vlastností letounů Ho XV a Ho XVa
- 8.8 Tabulka rozměrů a vlastností letounu Ho XVI
- 8.9 Tabulka rozměrů a vlastností letounu Ho Ib
- 8.10 Tabulka rozměrů a vlastností letounů Ho X a, Ho Xb a Ho Xc
- 8.11. Přehled vlastností letounů Jima Marskeho
- 8.12. Přehled vlastností prvních Fauvelových prototypů
- 8.13. Vlastnosti letounu AV-36 a AV-361
- 8.14. Vlastnosti letounu AV-45 a AV-451
- 8.15. Vlastnosti letounu AV-22, AV-221 a AV-222
- 8.16. Vlastnosti letounu SB 13 Arcus
- 8.17. Vlastnosti letounu Rochlet Flair 30
- 8.18. Vlastnosti letounu Genesis II

14.Přehled Grafů

- 9.1. Srovnání klouzavosti bezocasých kluzáků v závislosti na rozpětí
- 9.2. Srovnání výkonů moderních konvenčních kluzáků s moderními závodními samokřídly
- 9.3. Srovnání výkonů Hortenových samokřidel s moderními kluzáky třídy open.