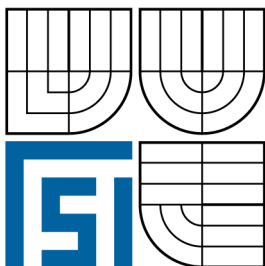


VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

CERTIFIKACE LETOUNU HPH 304 SM S POMOCNÝM MOTOREM BINDER PRO START

CERTIFICATION OF SAILPLANE HPH 304 SM WITH AUXILIARY ENGINE BINDER FOR
TAKE OFF

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

Bc. VLADIMÍR FILIP

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

Ing. MIROSLAV ŠPLÍCHAL, Ph.D.

BRNO 2009

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2008/09

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

student(ka): Filip Vladimír, Bc.

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

obor: **Letecký provoz (3708T011)**

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 diplomové práce:

Certifikace letounu Glasflugel G304 SM s pomocným motorem Binder pro start

v anglickém jazyce:

**Certification of Sailplane Glasflugel G304 SM with Auxiliary Engine Binder
for take off**

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Certifikace nového typu letoun je rozsáhlý proces ověřování a dokládání vlastností letounu, který musí být předepsaným způsobem dokumentován. Úkolem diplomové práce je vytvořit přehledný souhrn podkladů, který bude využitelný pro usnadnění certifikačního procesu letounu Glasflugel G304SM.

Cíle diplomové práce:

Prostudujte obecné požadavky předpisů a vytvořte přehled předpisů, které se týkají problematiky certifikování větroňů s pomocnými motory. Vyhodnoťte relevantní požadavky předpisů, které se vztahují na letoun Glasflugel G304SM.

Vytvořte návrh dokumentace pro podání žádosti o certifikaci a sestavte program letových zkoušek pro certifikaci letounu Glasflugel G304SM.

Seznam odborné literatury:

[1] Dokumentace poskytnutá výrobcem letounu

[2] Předpis; CS 22- Certification Specifications for Sailplanes and Powered Sailplanes (Amendment 1 - ED Decision 2008/008/R, October 1, 2008), EASA, dostupný z: http://www.easa.europa.eu/ws_prod/g/doc/Agency_Mesures/Certification_Spec

[2] Předpis; L-8/A: Předpis Letová způsobilost letadel - postupy, Ministerstvo dopravy ČR, 2008, dostupný z: <http://lis.rlp.cz/predpisy/predpisy/index.htm>

Vedoucí diplomové práce: Ing. Miroslav Šplíchal, Ph.D.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2008/09.

V Brně, dne 20.11.2008



prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.
Ředitel ústavu

doc. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan fakulty

Abstrakt

Práce obsahuje požadavky předpisové základny, samotný průběh certifikace a požadavky Úřadu civilního letectví na letoun HpH 304 Sm s pomocným motorem Binder pro start. Jsou zde popsány jednotlivé části a samotný postup certifikace jako celku. Hlavní část práce tvoří letové zkoušky a návrh programu letových zkoušek. Vzhledem k tomu, že je certifikace rozsáhlý proces, tato práce se snaží vystihnout a popsat všechny důležité aspekty certifikačního procesu tak, aby tvořila určitý přehled o průběhu certifikačního procesu letounu.

Abstract

The thesis is focused on Regulations requirements, on the whole certification process and on requirements of the Civil Aviation Authority on sailplane HpH 304 Sm with auxiliary engine Binder for start. The separate parts and the certification procedure in the whole are described. Main part of the thesis consists of check flight and suggestion of programme of check flight. Due to the fact that certification is an extensive process, this thesis tries to describe all important aspects of certification process, so it would create a view of plane certification process.

Klíčová slova

Certifikace, předpisová základna, zkušební lety, Žádost o Typový certifikát, certifikační postupy, Typový certifikát letounu, HpH 304 Sm.

Key words

Certification, based regulation, check flight, Application for Type certificate, certification procedures, Type certificate, HpH 304 Sm.

Bibliografická citace

Filip Vladimír. Certifikace letounu HpH 304 Sm s pomocným motorem Binder pro start. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2009. Vedoucí práce Ing. Miroslav Šplíchal, Ph.D.

Místopřísazné prohlášení

Místopřísazně prohlašuji, že jsem byl seznámen s předpisy pro vypracování diplomové práce a celou diplomovou práci včetně příloh jsem vypracoval samostatně s využitím uvedené literatury.

V Brně: 21.05.2009

.....

Podpis diplomanta

Poděkování

Tímto chci poděkovat vedoucímu diplomové práce panu Ing. Miroslavu Šplíchalovi, Ph.D. za odborný dohled a cenné rady a pomoc při tvorbě této práce.

Dále chci poděkovat firmě HpH Ltd. za poskytnutí veškerých informací a materiálů bez kterých by tato práce nemohla vzniknout.

Obsah

Seznam obrázků.....	1
Seznam tabulek.....	2
1 Úvod.....	3
2 Popis letounu HpH 304 Sm a pohonné jednotky Binder- Solo 2625-01	4
2.1 Letoun HpH 304 Sm	4
2.1.1 Technické parametry HpH 304 Sm.....	6
2.2 Pohonná jednotka Binder- Solo 2625-01	8
2.2.1 Technické parametry pohonné jednotky	8
3 Přehled organizací a předpisů týkajících se certifikace	9
3.1 Mezinárodní organizace	9
3.2 Národní organizace	9
3.3 Mezinárodní předpisy týkající se certifikace	10
3.4 Národní předpisy v oblasti certifikace	10
3.5 Nařízení, směrnice, postupy a poradní oběžníky	11
3.6 Ostatní potřebná dokumentace	12
3.7 Předpisová základna	12
4 Analýza možností certifikace letounu HpH 304 Sm s pomocným motorem.....	13
4.1 Kategorie způsobilosti.....	13
4.1.1 Standardní kategorie způsobilosti letadel.....	13
4.2 Přehled prokazovaných bodů předpisu	14
4.3 Obecný postup při certifikaci	16
5 Podrobný popis certifikace.....	17
5.1 Všeobecně	17
5.2 Všeobecné zatížení.....	18
5.3 Výpočet pevnosti.....	25
5.4 Třepetání (Flutter)	28
5.5 Funkčnost systémů	28
5.6 Pohonná jednotka	35
5.7 Letové zkoušky	39
5.7.1 Obecný popis.....	39
5.7.2 Postup při zkušebních letech	39
5.7.3 Zkušební lety prototypů, experimentálně upravených a sériových letadel ..	41
5.7.4 Doklady pro zkušební lety.....	42
5.7.5 Program letových zkoušek	44
6 Návrh dokumentace a zpráv	52
7 Druhy a výše úhrad za úkony prováděné Úřadem	53
7.1 Poplatky národnímu Úřadu	53
7.2 Poplatky EASA	54
8 Závěr.....	55
9 Použité zkratky	56
10 Seznam použité literatury	58
11 Přílohy	59

Seznam obrázků

Obrázek 2-1: Třípohledový pohled na letoun HpH 304 S.....	4
Obrázek 2-2: Motorový prostor.....	5
Obrázek 2-3: Solo 2625-01	8
Obrázek 5-1: Poryvová obálka	21
Obrázek 5-2: Obratová obálka.....	22
Obrázek 5-3: Palubní deska letounu HpH 304 Sm.....	30
Obrázek 5-4: Madlo odhozu překrytu kabiny.....	32
Obrázek 5-5: Řídící a ovládací jednotka Ilec	33
Obrázek 5-6: Mechanické páky ovládání motoru v poloze volnoběhu a zaretované vrtule	34
Obrázek 5-7: Pohonná jednotka a jednotlivé rozmístění prvků zástavby	35
Obrázek 5-8: Ovladač požárního kohoutu v kabině	37
Obrázek 5-9: Schéma palivové instalace.....	38

Seznam tabulek

Tabulka 2-1: Technické parametry HpH 304 Sm.....	6
Tabulka 2-2: Technické parametry HpH 304 S.....	7
Tabulka 2-3: Technické parametry pohonné jednotky Binder- Solo 2625-01	8
Tabulka 4-1: Způsoby prokazování bodů předpisu	14
Tabulka 5-1: Síla pilota na řídicí prvky.....	24
Tabulka 5-2: Síla pilota na řídicí prvky sekundárních systémů	24
Tabulka 5-3: Seznam částí konstrukce prokazovaný MoC2	26
Tabulka 5-4: Seznam částí konstrukce prokazovaný MoC5	27
Tabulka 5-5: Seznam částí konstrukce prokazovaný MoC8	27
Tabulka 5-6: Mezní síly pilota	49
Tabulka 5-7: Přehled odhadovaných počtů letů a potřebného času	51

1 Úvod

Jeden z nejoblíbenějších a zároveň nejrozšířenějších leteckých sportů je plachtění. Výhodou kluzáků je nenáročný, ekonomický a tichý provoz. K letu využívá atmosférické jevy a je tedy i velmi ekologický, pokud zanedbáme start kluzáku pomocí jiného zařízení. Start je jednou z mála nevýhod kluzáku, protože je ke vzletu potřeba motorového letounu uzpůsobeného k vlečení letadel, navijáku nebo startu za automobilem. Start pomocí navijáku nebo automobilu je nevýhodný z hlediska poměrně omezené výšky vleku a většího počtu osob nutných ke startu. Start s využitím vlečného letounu je méně náročnější na počet osob a je výhodnější i z hlediska výšky a místa vleku větroně dle přání pilota větroně.

Oba způsoby vzletu kluzáku jsou však nevýhodné z hlediska dalšího personálu a techniky potřebné pro start a získání potřebné výšky letu kluzáku. Jako účinné řešení odstranění vyjmenovaných nedostatků těchto dvou typů startu je umístění pohonné jednotky do kluzáku. Letoun HpH 304 Sm je vybaven pohonnou jednotkou, která slouží pro start, tak i pro opětovné nabrání výšky během letu. Po nastoupení potřebné výšky je celá pohonná jednotka i vrtule zatažena do trupu tak, aby nebyla narušena aerodynamika letounu. Dále pak let kluzáku probíhá za pomoci termiky. Tímto se i výrazně zvětšuje použitelnost letounu v podmínkách, které nebudou pro let úplně ideální a hrozilo by vynucené přistání do terénu.

Cílem této práce je prostudovat a vypracovat obecné požadavky předpisů, kterých se týká problematika certifikace kluzáků s pomocným motorem. V práci je vytvořen rámcový přehled požadavků předpisové základny kladených na kluzák tak, aby mohl být letoun úspěšně certifikován.

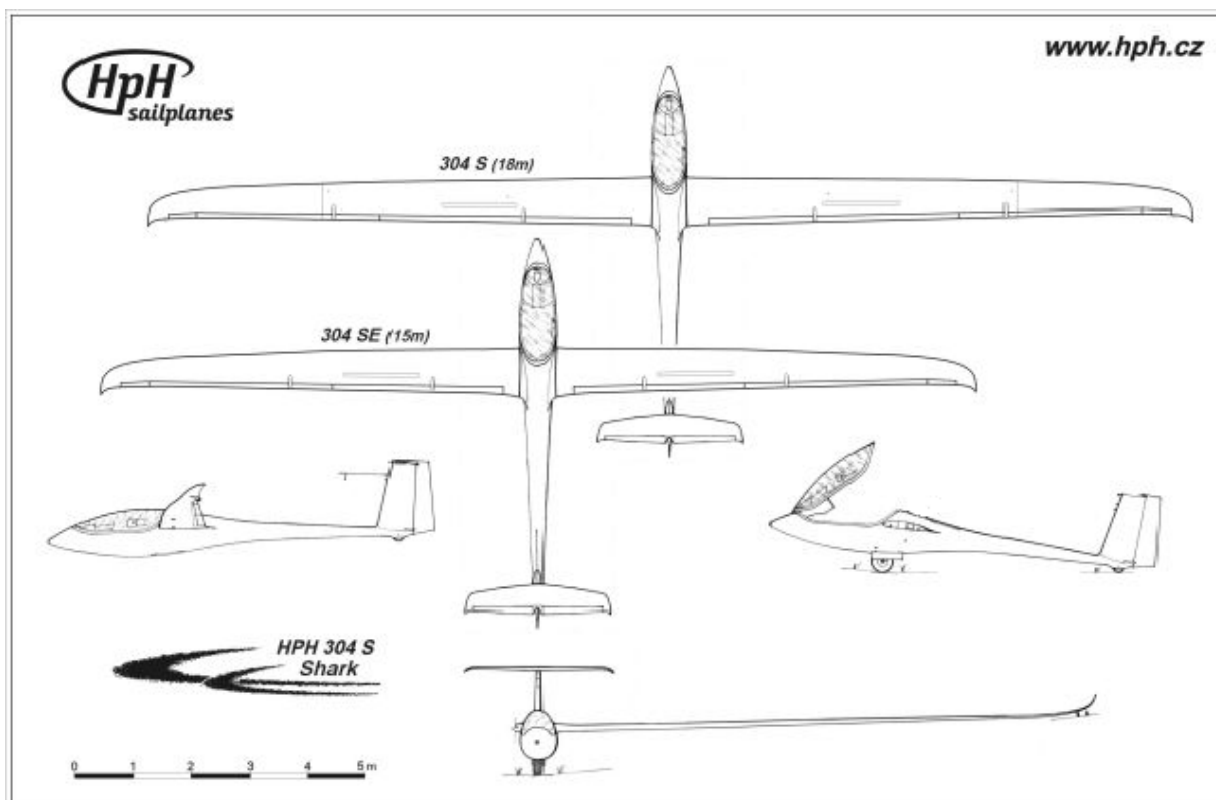
Vzhledem k tomu, že je certifikace velmi rozsáhlý proces není, možné v práci obsáhnout všechna úskalí problematiky certifikace relevantní pro tento letoun. Proto všeobecné části, výpočet a ověření všeobecného zatížení, výpočet pevnosti, třepetání, funkčnosti systémů a pohonné jednotky jsou rozpracovány do menších podrobností, než jaké požaduje předpis. Dalším cílem této práce je utvořit ucelený všeobecný přehled a postup certifikačního procesu, navrhnout potřebnou dokumentaci pro podání žádosti. Hlavní částí jsou letové zkoušky a vytvoření programu letových zkoušek.

Tato práce v žádném případě nenahrazuje předpis, ke kterému se vztahuje plnění požadavků certifikace kluzáku s pomocným motorem pro start. Během vypracování diplomové práce došlo ke změně oficiálního označení kluzáku z Glasflugel G304 SM uveďého v zadání diplomové práce na označení HpH 304 Sm. Tento opravený název se pro přesnost již vyskytuje v celé diplomové práci.

2 Popis letounu HpH 304 Sm a pohonné jednotky Binder- Solo 2625-01

2.1 Letoun HpH 304 Sm

Letoun HpH 304 S je nový jednomístný soutěžní kluzák. Je nabízen v konvertibilní křídlové konfiguraci s dlouhými a krátkými nastavci křídel dovolujícími 15m a 18m rozpětí křídel. Kluzák byl konstruován tak, aby byla možná následná zástavba pohonné jednotky. HpH 304 S dovoluje zástavbu různých typů motorů. Tato práce řeší zástavbu pohonné jednotky Binder Flugmotorenbau GmbH, typ Solo 2625-01, umožňující provést nejen nastoupání do potřebné výšky v případě nenavázání do stoupavého termického proudu, ale i vzlet větroňe, což značně zlevňuje a zjednodušuje provoz. Větroň v základní konfiguraci bez pohonné jednotky je značený HpH 304 S (Shark). V provedení s pohonnou jednotkou Binder pro start je označen HpH 304 Sm (Shark + motor).



Obrázek 2-1: Třípohledový pohled na letoun HpH 304 S

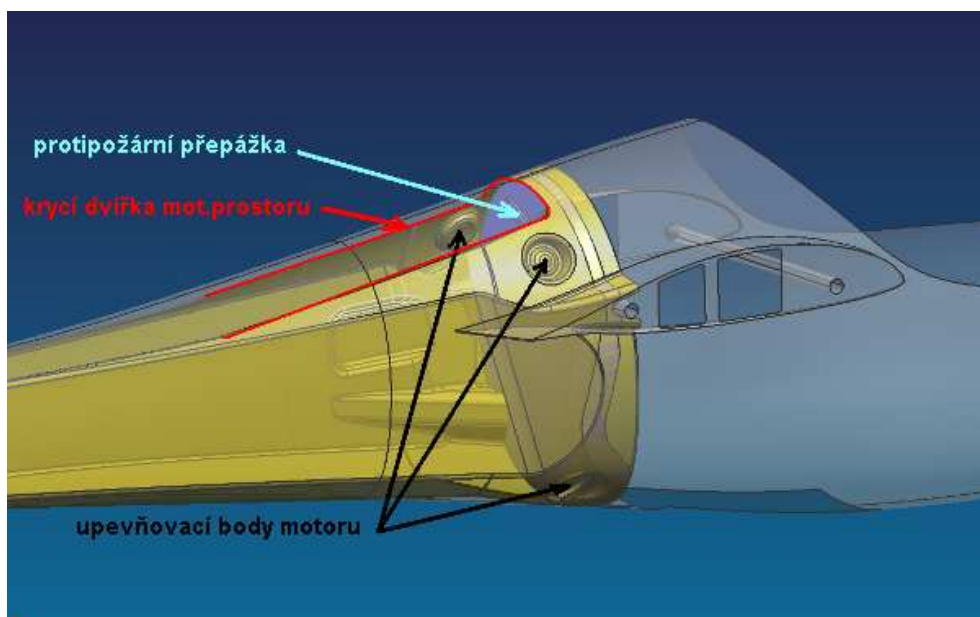
Trup

Je zhotoven z uhlíkového vlákna se širokým použitím uhlíko-aramidového hybridního kompozitu, což má mimořádnou schopnost odolat při nárazu do země a ochránit tak pilota.

Zástavba pohonné jednotky si vyžádala zásadní přestavování střední části trupu. Trupová přepážka je z důvodu přístupu k palivové nádrži provedena jako prstencová. Na tuto přepážku se následně připevňuje vlastní požární stěna tvořená kompozitovou deskou pokrytou nerezovým plechem.

Vlastní motorový prostor je ohraničen motorovou přepážkou, svislými stěnami, stupňovitou přepážkou a skořepinou trupu. Svislé stěny spolu se skořepinou trupu tvoří dutiny, které kompenzují sníženou tuhost a pevnost trupu díky velkému výřezu motorového prostoru na horní straně. Stupňovitá přepážka uzavírá motorový prostor, současně tvoří dosedací plochu pro zasunutou pohonnou jednotku. V její zadní části prochází bezpečnostní lano pouzdem koncového spínače, které v havarijních situacích zachycuje pohonnou jednotku a brání jejímu překlopení.

Do motorového prostoru jsou umístěny závěsy vlastní pohonné jednotky, závěsy systému zavírání dveří a závěsy výklopného rámu výfuku. Za kokpit byla umístěna pouzdra pro bloky baterií a závěs lineárního motoru. V kokpitu byly provedeny drobné úpravy, jako zkrácení palubní desky, a její spodní část byla využita jako pojistková skříň. Do levého větracího otvoru byly umístěny ovládací páky motoru.



Obrázek 2-2: Motorový prostor

Ocasní plochy

Ocasní plochy jsou v T uspořádání, které je pro větroň nejlepší variantou pro případ vynuceného přistání mimo letiště. Výškovka a směrovka jsou vyrobené z prepregu uhlíkových vláken, aby se dosáhlo nízké váhy při držení vysoké tuhosti. Koncové oblouky stabilizátoru mají moderně tvarovaný koncový oblouk, který zvyšuje efektivitu stabilizátoru.

Křídlo

Křídlo HpH 304 S (je stejné i pro HpH 304 Sm) bylo optimalizováno a vypočítáno za pomoci výzkumného zkušebního ústavu a dvou vysokých škol (VUT Brno a ČVUT). To přineslo nový tenký 13,2% profil křídla, který je upraven tak, aby redukoval vliv znečištění hmyzem. V kořenové části má křídlo 16,4% tloušťku. Křídlo má ostrou eliptickou náběžnou hranu a speciálně 3D tvarované winglety, které byly optimalizovány k tomu, aby snížily indukovaný odpor křídla. Odtoková hrana připojuje třísegmentové flaperony (křídélko kombinované se vztlakovou klapkou) podél celé délky. Tato konfigurace přináší pilotovi příjemné vlastnosti letadla za letu a zlepšení letových charakteristik.

Tuhost křídla byla optimalizována za použití FEM kalkulace v kombinaci s lámacími zkouškami. Výsledek je uhlíková vláknitá struktura poskytující pohodlí během letu, maximální citlivost pro silné a slabé termické proudy.

Vodní přítěž v křídelních integrálních nádržích umožňuje nést až 200 litrů vody. Další stabilizační nádrže jsou v ocasních plochách a v trupu. Pro lepší kontrolu klesání a přistání byly použity tří-segmentové brzdící štíty.

Kompletace křidel s trupem je velmi snadná, spojení řízení je automatické (včetně ovládání vodní přítěže).

Kabina pilota

Pilotní prostor je navrhnut tak, aby měl pilot během letu co největší komfort, ergonomii sezení a výhled z kabiny.

Podvozek

HpH 304 Sm je vybaven odpruženým a tlumeným podvozkem. Dvojitý teleskopický rám s pryžovými tlumiči v kombinaci s velkým 5" kolem umožňuje měkké přistání i na nerovném poli. Hydraulická brzda zajišťuje rychlé a plynulé brzdění.

2.1.1 Technické parametry HpH 304 Sm

Výkonnostní charakteristiky letounu jsou zatím jen teoreticky vypočtené. Praktické ověření bude provedeno při letových zkouškách letounu. Je možno předpokládat, že hodnoty budou z převážné části ovlivněny vyšší hmotností letounu způsobené zástavbou pohonné jednotky.

Doposud byly vážením zjištěny pouze hmotnostní parametry. Zjištěné hodnoty jsou uvedeny v tabulce 2-1. Hmotnosti platí pro 18m nástavce křidel. U motorizované verze se uvažuje s 18m nástavci. Dále jsou vyvíjeny nástavce křidel s rozpětím 20,5 m.

	HpH 304 Sm (18 metrů)	
Hmotnost		
Prázdná hmotnost bez paliva	415,6 kg	915,8 lb
Prázdná hmotnost s palivem	425,4 kg	937,4 lb
Maximální hmotnost	kg	lb
Vodní přítěž (včetně ocasní nádrže)	210 l	55,4 US gal

Tabulka 2-1: Technické parametry HpH 304 Sm

Technické parametry uvedené v tab. 2-2 jsou platné pro letoun HpH 304 S (verze bez pohonné jednotky) v konfiguraci s 15m a 18m nastavci křídel. Pro motorizovanou verzi kluzáku s motorem Binder pro start jsou stejné hodnoty geometrie. Hmotnostní a výkonnostní specifikace se liší. Tato tabulka je uvedena pro doplnění a případné porovnání s motorizovanou verzí.

	HpH 304 S (18 metrů)	HpH 304 S (15 metrů)
Geometrie		
Rozpětí křídla	18 m / 59 ft	15 m / 49,2 ft
Plocha křídla	11.8 m ² / 127 ft ²	9.9 m ² / 107 ft ²
Štíhlost	27.43	22.57
Délka trupu	6.79 m / 22.28 ft	6.79 m / 22.28 ft
Celková výška	1.48 m / 4.86 ft	1.48 m / 4.86 ft
Výška trupu	0.83 m / 2.72 ft	0.83 m / 2.72 ft
Šířka trupu	0.62 m / 2.03 ft	0.62 m / 2.03 ft
Profil křídla	HPH xn2	HPH xn2
Hmotnost		
Prázdná hmotnost	280 kg / 617 lb	260 kg / 573 lb
Maximální hmotnost	600 kg / 1323 lb	550 kg / 1212 lb
Vodní přítěž	250 l / 66 US gal	220 l / 58 US gal
Min. specifické zatížení	29.6 kg/m ² / 6.0 lb/ft ²	33.3 kg/m ² / 6.8 lb/ft ²
Max. specifické zatížení	50.8 kg/m ² / 10.4 lb/ft ²	55.5 kg/m ² / 11.4 lb/ft ²
Výkonnost v klouzání		
Nejlepší klouzavost	51.2	45.3
na rychlosti	125 km/h / 77.7 mph / 67.5 kt	130 km/h / 80.8 mph / 70.2 kt
Min. klesavost (min. hmotnost)	0.44 m/s / 82.8 ft/min	0.52 m/s / 102 ft/min
na rychlosti	66 km/h / 41 mph	72 km/h / 44.7 mph
Omezení		
Pádová rychlost při max. hm.	88 km/h / 55 mph / 47.5 kt	87 km/h / 54.7 mph / 47 kt
V _{NE}	280 km/h / 174 mph / 151 kt	280 km/h / 174 mph / 151 kt

Tabulka 2-2: Technické parametry HpH 304 S

2.2 Pohonná jednotka Binder- Solo 2625-01

Výrobce

Binder Flugmotorenbau GmbH
Alter Frickenhäuser Weg 15
97645 Ostheim v. d. Rhön

Typ pohonné jednotky

Solo 2625-01



Obrázek 2-3: Solo 2625-01

Specifikace

Jedná se o certifikovanou zatažitelnou pohonnou jednotku pro větroně volné třídy (open class). ÚCL si vyhrazuje právo provést dodatečné zkoušky a přezkoumání této jednotky. Tato jednotka musí splňovat i podmínky vlivu na životní prostředí (emise, hluk, atd.).

Motor je dodáván

Motor je dodáván včetně elektrického startéru, montáže motoru, výfukového systému, chladicího systému, kladkového pohonu s odstředivou spojkou, systému zastavování (vrtule se musí zastavit ve vertikální pozici, aby bylo možno pohonnou jednotku zasunout do trupu) a vrtule.

2.2.1 Technické parametry pohonné jednotky

Výkon	39 KW / 53 koní
Max. trvalé otáčky	6250 ot./min
Karburátor	1x Mikuni
Kompresní poměr	9,5 : 1
Zapalování	Ducati, Bosch W5 AC
Převod do pomala	ozubený řemen
Spotřeba paliva	21,5 l/h
Hmotnost	23 kg
Alternátor	12 V 150 W
Mazání	Olej pro dvoutaktní motory v poměru 1:50
Vrtulový sloupek (pilon)	z uhlíkových vláken
Vrtule	dvoulístá
Spotřeba paliva (nominální výkon)	21,5 l/h



Tabulka 2-3: Technické parametry pohonné jednotky Binder- Solo 2625-01

3 Přehled organizací a předpisů týkajících se certifikace

3.1 Mezinárodní organizace

ICAO (International Civil Aviation Organization)

Mezinárodní organizace pro civilní letectví je mezivládní organizace přidružená k OSN, která pomáhá rozvíjet a regulovat mezinárodní civilní letectví. ICAO vzniklo Chicagskou úmluvou ze dne 7. prosince 1944. K základní dohodě o vzniku ICAO se váže od počátku 18 příloh, tzv. *annexů*, v řadě Annex 1 až Annex 18. Tyto annexy definují standardy mezinárodního civilního leteckého provozu. V českém zákonodárství tyto annexy tvoří letecké předpisy L1 až L18. Předpis týkající se certifikace je Annex 8 – Letová způsobilost letadel.

EASA (European Aviation Safety Agency)

Evropská agentura pro bezpečnost letectví, jejímž hlavním úkolem je bezpečnost letectví v oblasti Evropské unie. Agentura sleduje postup zavádění standardů prostřednictvím kontrol v jednotlivých členských státech a dále poskytuje nezbytnou technickou odbornost, odborná školení a výzkum. Odpovídá rovněž za vydávání osvědčení typu, tj. osvědčení konkrétního modelu letadla, motoru nebo součástí schválených k provozu v Evropské unii. Letecký průmysl tak může těžit z jednotných specifikací, čímž se sníží náklady. EASA převzala 28. 9. 2003 odpovědnost za letovou způsobilost a environmentální osvědčení pro veškeré letecké produkty, části a spotřebiče navržené, vyráběné nebo používané osobami členských států EU. Provádí i schvalování změn, opravy leteckých součástí, vydávání směrnic letové způsobilosti. Provádí dále dohled nad leteckými výrobci v celé EU. EASA spoléhá na národní letecké úřady. Předpis týkající se certifikace kluzáků je CS 22- Certification Specifications for Sailplanes and Powered Sailplanes.

JAA (Joint Aviation Authorities)

JAA (Sdružené letecké úřady) je mezinárodní letecký úřad sdružující letecké úřady většiny evropských států. JAA je přidruženou organizací k Evropské konferenci pro civilní letectví (ECAC). Členství v ECAC je nezbytnou podmínkou členství v JAA. JAA nemá návaznost na orgány EU, v současné době je nahrazován novou Evropskou agenturou pro bezpečnost letectví (EASA), která bude orgánem EU. JAA sídlí v Nizozemsku a je protějškem amerického leteckého úřadu Federal Aviation Administration (FAA), oba tyto úřady jsou odpovědné za certifikaci nových letadel pro obchodní použití, mají dohodu o vzájemném uznávání certifikátů letadel i pilotních průkazů. Předpis týkající se certifikace kluzáků je JAR 21 a JAR 22.

3.2 Národní organizace

Nejvyšším orgánem pro civilní letectví v ČR je ministerstvo dopravy a spojů především odbor civilního letectví. ÚCL je úřad správy pro oblast civilního letectví, jež je oprávněn vydávat předpisy jako předpisy řady L pro oblast leteckého provozu a zároveň zajišťovat jejich aplikaci, vést rejstřík letadel, zabývá se způsobilostí posádek, letadel, věcí spojených se zřizováním a provozem letišť. Předpisy řady L jsou přeložené annexy, které vydává ICAO. Souhlasí i s čísly annexů, proto předpis řady L, který se zabývá certifikací letounů, je předpis L-8/A Letová způsobilost letadel - postupy.

3.3 Mezinárodní předpisy týkající se certifikace

1) Předpis CS 22 (Certification Specifications for Sailplanes and Powered Sailplanes)

Předpis CS 22 podrobně řeší požadavky kladené na kluzák a motorizovaný kluzák při certifikaci. Předpis se dělí se na dvě části:

a) Letová způsobilost-

dělí se na tyto podčásti: A- Všeobecná část

B- Let

C- Konstrukce

D- Návrh konstrukce

E- Pohonná jednotka

F- Vybavení

G- Provozní omezení a informace

H- Motor

J- Vrtule

Dodatky: F- Slovníček akrobatických obrátů

G- Štítky v pilotní kabině

I- Motorové kluzáky schopné udržet hladinu letu

J- Postup stanovení bodu H

b) Přijatelné způsoby průkazu (AMC)-

Dělí se na stejné podčásti jako letová způsobilost, pouze neobsahuje dodatky F, G, I, J. Obsahuje navíc Dodatek K- Vlečení kluzáků motorovými kluzáky.

2) Předpis JAR-22 (kluzáky a motorizované kluzáky)

Řeší požadavky kladené na kluzák a motorizovaný kluzák při certifikaci. Zabývá se konstrukčními a technickými požadavky těchto letounů. V této době již tento předpis není platný. Byl nahrazen předpisem CS 22, který má stejnou strukturu a obsahuje stejné informace.

3) Předpis JAR 21(Postupy certifikace letadel a ostatních výrobků a částí letadlové techniky)

Tento předpis popisuje postupy certifikace letadel tak i ostatních výrobků a částí letadlové techniky. Předpis bude použit pouze jako doplňkový zdroj informací.

3.4 Národní předpisy v oblasti certifikace

3) Předpis; L-8/A (Předpis Letová způsobilost)

Účelem tohoto předpisu je stanovit národní požadavky na letovou způsobilost pro letadla včetně jejich motoru, vrtule a vybavení. Dále pro letadla včetně jejich motoru, vrtule a vybavení, jejichž Typová osvědčení nebyla převedena do kompetence EASA. Pokud je některá položka vybavení schválená dle EASA, pokládá se, jako by byla schválená i podle tohoto předpisu. Tento předpis je důležitý z hlediska doplňujících informací, vzhledem k tomu, že má být kluzák distribuován hlavně zahraničním zákazníkům, a je tedy pro uznání certifikace nutné postupovat podle např. předpisu SC-22.

3.5 Nařízení, směrnice, postupy a poradní oběžníky

1) Nařízení komise (ES) č. 1702/2003

Stanovuje prováděcí pravidla pro certifikaci letové způsobilosti letadel a souvisejících výrobků, letadlových částí a zařízení a certifikaci ochrany životního prostředí, jakož i pro certifikaci projekčních a výrobních organizací.

2) Nařízení komise (ES) č. 1057/2008

Jedná se o dodatek nařízení (ES) č. 1702/2003 týkající se Osvědčení kontroly letové způsobilosti ze dne 27. října 2008.

3) Zákon o civilním letectví č. 49/1997 sb.

Tento zákon zpracovává a upravuje příslušné předpisy Evropských společenství v oblasti civilního letectví., tedy i podmínky letecké stavby a certifikace.

4) Vyhláška č.108 1997

Doplňuje Zákon o civilním letectví č.49/1997 sb.

5) CAA TI 026 2 01

Postupy pro získání oprávnění výrobků, letadlových částí a zařízení nebo jejich změn a oprav, které nespadají pod působnost Nařízení komise (ES) č. 1702/2003.

6) CAA-ST-079-n-04

Postupy pro vystavování Povolení k letu, jako osvědčení letové způsobilosti nově vyrobených sériových letadel v ČR.

7) CAA-ST-084-n-05

Postupy pro získání oprávnění k projektování výrobků, letadlových částí a zařízení nebo jejich změn a oprav v souladu s ustanoveními Nařízení komise (ES) č. 1702/2003.

8) CAA-TI-012-4/99

Postupy pro vydání oprávnění k provádění zkoušek letecké techniky.

9) CAA-TI-019-1-00

Směrnice pro vypracování technické specifikace vybavení letadel.

10) PO-TI-L8A-1A

Poradní oběžník k předpisu L8A pro způsoby prokazování jednotlivých požadavků předpisové základny.

11) CAA-TI-010-4/99

Směrnice pro zkušební lety civilních letadel.

12) CAA-TI-005-n-97

Směrnice pro nakládání se zkušebními vzorky po provedené zkoušce.

13) CAA-TI-026-2-01

Postupy pro získání oprávnění k projektování výrobků, letadlových částí Nařízení komise (ES) č. 1702-2003.

14) CAA-ST-079-n-04

Postupy pro vystavování Povolení k letu, jako osvědčení letové způsobilosti nově vyrobených sériových letadel v ČR.

15) CAA-ST-084-n-05

Postupy pro vystavování Osvědčení hlukové způsobilosti nově vyrobených sériových letadel v ČR, typově osvědčených ÚCL nebo EASA.

16) CAA-TI-012-4-99

Postup pro vydání oprávnění k provádění zkoušek letecké techniky.

17) CAA-TI-015-n-99-R3

Směrnice Pověřování a činnost fyzických osob pro vydávání letadlům nově vyrobeným v ČR organizací oprávněnou dle Části 21 Hlava G.

18) CAA-TI-019-1-00

Směrnice pro vypracování Technické specifikace vybavení letadel.

3.6 Ostatní potřebná dokumentace

1) Dokumentace poskytnutá výrobcem letounu

Firma HpH Ltd.- dokumentace výrobce kluzáku (např. provozní technické doklady, výrobní dokumentace, průvodní technická dokumentace atd.).

2) Dokumentace poskytnutá výrobcem motoru

Firma Binder Flugmotorenbau GmbH- dokumentace výrobce pohonné jednotky (např. parametry pohonné jednotky, provozní technické doklady, certifikáty, atd.).

3.7 Předpisová základna

Ještě před začátkem certifikace je nutné určit, kde bude letoun provozován, zda jen v ČR nebo i v zahraničí, a podle toho pak postupovat ve výběru vhodné předpisové základny. Výrobce předpokládá, že největší distribuce větroně bude hlavně pro zahraniční zákazníky, a je tedy nutné pro uznání Typového certifikátu v zahraničí (státech EU) postupovat dle nadnárodních předpisů (CS, JAR).

V současné době jsou platné předpisy CS evropské agentury EASA, ale vzhledem k tomu, že žádost o Typový certifikát byla zaslána v době, kdy byly v platnosti předpisy JAR, je prováděna certifikace podle těchto předpisů. Po bližším prozkoumání obou předpisů je obsah předpisu CS- 22 a JAR 22 téměř identický.

4 Analýza možností certifikace letounu HpH 304 Sm s pomocným motorem

Aby mohl být letoun provozován za normálních provozních podmínek u budoucích zákazníků, musí projít schvalovacím procesem nazývaným certifikace. Cílem certifikace je ověření zda konstrukce a všechny ostatní parametry letadla jsou vyhovující a nevytváří nebezpečí pro posádku. Kluzák HpH 304 Sm je motorizovanou variantou základní verze kluzáku HpH 304 S. Tento fakt je zásadní pro celou certifikaci, protože se nejedná o zcela nový letoun, ale jen o upravenou verzi základní bezmotorové verze (modifikaci). Proto bude nejdříve probíhat certifikace základní bezmotorové verze a pak body předpisu, které byly ovlivněny nebo změněny zástavbou pohonné jednotky, budou prokázány pro motorovou verzi kluzáku HpH 304 Sm. Tato práce nerozděluje certifikaci a neřeší jen ty části certifikace pro motorizovanou verzi HpH 304 Sm, ale řeší certifikaci i základní verze, aby práce tvořila ucelený obraz průběhu celé certifikace. V práci jsou vyzdvýženy body předpisu, které postihují a řeší zástavbu motoru pro verzi HpH 304 Sm.

4.1 Kategorie způsobilosti

Před samotnou certifikací je nutné, aby výrobce definoval, k čemu vyvíjený letoun bude používán, a podle toho zvolil kategorii způsobilosti. Předpis rozeznává dva základní typy způsobilosti: a) standardní
b) zvláštní

Vzhledem k omezeným možnostem zvláštní kategorie způsobilosti požaduje výrobce certifikaci v kategorii způsobilosti **standardní**.

4.1.1 Standardní kategorie způsobilosti letadel

Standardní kategorie způsobilosti letadel jsou přesně definovány předpisem letové způsobilosti (stavebním předpisem) a rozlišují se tyto kategorie:

- a) Normální (Normal)- je kategorie, do níž se zařazují letouny, kluzáky, vrtulníky, balóny a vzducholodě schválené pouze pro normální neakrobatický provoz.
- b) Cvičná (Utility)- je kategorie, do níž se zařazují letouny, kluzáky a motorové kluzáky schválené pro částečně akrobatický provoz.
- c) Akrobatická (Acrobatic)- je kategorie, do níž se zařazují letouny a kluzáky schválené pro akrobatický provoz.
- d) Pro sběrnou dopravu (Commuter)- je kategorie, do níž se zařazují vícemotorové vrtulové letouny s nejvýše 19 sedadly, vyjma sedadel pilotních, do maximální vzletové hmotnosti 8 618 kg (19 000 lb), které jsou určeny pro neakrobatický provoz.
- e) Dopravní (Transport)- je kategorie, do níž se zařazují vícemotorové letouny a vrtulníky

Letoun HpH 304 Sm by bylo možno certifikovat v kategoriích: normální, cvičná nebo akrobatická. Vzhledem k zamýšlenému určení letounu a představám požaduje výrobce získání Osvědčení letové způsobilosti v kategorii **cvičná**.

4.2 Přehled prokazovaných bodů předpisu

V tabulce je přehled použitelných způsobů prokazování včetně označení pro splnění jednotlivých požadavků předpisové základny pro udělení Typového osvědčení letadel i typového schvalování ostatních výrobků letadlové techniky podle národního předpisu *L8/A Letová způsobilost letadel*, tak podle i podle předpisu *JAR 21 Postupy osvědčování letadel a ostatních výrobků a částí letadlové techniky* a i pro CS předpisy. Tento způsob prokazování a značení odpovídá značení dle **Poradní oběžník ÚCL PO-TI-L8-A-1-A**.

Typ průkazu	Způsoby prokazování	Dokument průkazu
Technické hodnocení	MoC 0 : Prohlášení o plnění požadavků	Typový návrh Zaznamenaná prohlášení
	MoC 1 : Hodnocení konstrukčního návrhu	Popis , výkresy
	MoC 2 : Výpočty, rozbor	Zpráva o rozboru, výpočtu
	MoC 3 : Hodnocení bezpečnosti – spolehlivosti	Bezpečnostní analýza
Zkoušky	MoC 4 : Laboratorní zkoušky	Program zkoušek Protokol zkoušky Zpráva o zkoušce
	MoC 5 : Pozemní zkoušky	
	MoC 6 : Letové zkoušky.	
	MoC 8 : Simulace	
Prohlídky	MoC 7 : Inspekční prohlídky konstrukce	Inspekční zprávy a protokoly
Osvědčování vybavení (výstroje)	MoC 9 : Osvědčování vybavení (výstroje)	Poznámka: Kvalifikace vybavení je proces, který může obsahovat předešlé způsoby průkazu

Tabulka 4-1: Způsoby prokazování bodů předpisu

MoC 0 – Prohlášení o plnění požadavků

Tento typ průkazu spočívá v prohlášení žadatele, že konkrétní požadavek nebo požadavky předpisové základny jsou splněny. Pro daný požadavek je tento způsob průkazu jeho plnění použit buď jako jediný, kdy je toto plnění natolik zřejmé, že není třeba použít žádných jiných způsobů průkazu, nebo jako doplňkový v kombinaci s ostatními způsoby průkazu.

Průkazné dokumenty: -vlastní zaznamenaná prohlášení žadatele

-dokumenty Typového návrhu, na které se prohlášení odkazuje

MoC1 – Hodnocení konstrukčního návrhu

Způsob průkazu zahrnuje činnosti související s technickým posuzováním navrhované konstrukce prostřednictvím dokumentů (Typového návrhu), a to ve vztahu k plnění příslušných požadavků, tím se míní hodnocení popisů soustav, výkresů, seznamů, technologických postupů, posuzování neobvyklých nebo nových konstrukčních principů a prvků, posudky a připomínky

MoC2 - Výpočty, rozbor

Těmito způsoby průkazů se míní veškeré výpočty a rozbor, např. aerodynamické, pevnostní, aeroelastické a jiné, včetně přehledů součinitelů bezpečnosti (tyto součinitele nesouvisí s kódem MC3).

Průkazné dokumenty: příslušné analýzy

MoC3 - Hodnocení bezpečnosti - spolehlivosti

Do tohoto způsobu prokazování spadají všechny spolehlivostní (pravděpodobnostní) analýzy funkce soustav a jejich poruch, které ovlivňují bezpečné dokončení letu. Nepatří sem „bezpečnosti“ související se standardními pevnostními výpočty.

Průkazné dokumenty: spolehlivostní zprávy obsahující rozbor

MoC4 – Laboratorní zkoušky

Způsob průkazu zahrnuje zkušební činnosti prováděné v laboratořích nebo ve zkušebnách (např. statické pevnostní zkoušky, únavové zkoušky, zkoušky soustav na zkušebních stendech, zkoušky na motorové brzdě, zkoušky hořlavosti materiálů, měření frekvenčních a inerčních charakteristik pro aeroelastické výpočty atd.).

Průkazné dokumenty: programy, metodiky zkoušek, protokoly a zprávy o zkouškách

MoC5 – Pozemní zkoušky

Tím se rozumí zkoušky na hotovém finálním výrobku, tj. celém letadlu, prováděné mimo zkušebny na zemi (např. zkoušky spojené s pohybem letounu po zemi, kompenzování kompasů, provozní pozemní zkoušky za mezních klimatických podmínek).

Průkazné dokumenty: programy a metodiky zkoušek, protokoly a zprávy o zkouškách.

MoC6 – Letové zkoušky

Zde jsou činnosti, které souvisí se zkouškami letounu, pohonných jednotek, ale i jednotlivých soustav a systémů za letu ve vzduchu.

Průkazné dokumenty: programy a metodiky zkoušek, protokoly a zprávy o zkouškách

MoC8 - Simulace

Tento způsob průkazu zahrnuje všechny použitelné simulace (např. modelování), prováděné na vhodných simulátorech (většinou počítačové modely pro řešení dynamických charakteristik, jako jsou průběhy deformací pod zatíženími, modely letových vlastností v mezních letových stavech atd.). Nepatří sem grafická zpracování napětových stavů metod konečných prvků.

MoC7 - Inspekční prohlídky konstrukce

Způsob průkazu zahrnuje činnosti související s fyzickými prohlídkami a funkčními kontrolami realizované konstrukce výrobku, sestav, podsestav a částí.

Průkazné dokumenty: inspekční zprávy a protokoly.

MoC9 - Osvědčování vybavení (výstroje)

Zde jsou zahrnuty veškeré činnosti prováděné při typovém schvalování konstrukce vybavení (výstroje) navržené pro použití na typově osvědčovaném výrobku (letadlu, motoru, vrtuli) a podléhající povinnosti podrobit se proceduře osvědčování. Z hlediska osvědčování nového výrobku je tato činnost považována za samostatný proces a může - podle rozsahu průkazu tohoto vybavení - obsahovat všechny předchozí způsoby rokazování, tzn. že se předpokládá i existence samostatného „Compliance Record Document/Checklist“ pro příslušné položky, jestliže si to rozsah jejich průkazu vyžádá.

4.3 Obecný postup při certifikaci

1) Žádost

Pro zahájení certifikace musí nejprve výrobce (žadatel) vyplnit a odeslat formulář Žádosti o typové osvědčení. Vzhledem k distribuci letounu k budoucím zahraničním zákazníkům a k tomu, že Typové osvědčení má být mezinárodně platné, bude ,jak již bylo popsáno, certifikace probíhat dle předpisu JAR 22. V tomto případě byla žádost poslána přímo na ÚCL. ÚCL přijme žádost pouze od žadatele, který je držitelem Oprávnění organizace k projektování.

Tato žádost má platnost: a) 5 let u kategorie letadel Dopravní

b) 3 roky u ostatních kategorií

Po uplynutí doby platnosti žádosti je nutné, aby žadatel podal novou žádost. V takovém případě dojde ke změně podání žádosti, vzhledem k přechodu z JAA na EASA. Pokud by tedy nebyla certifikace dokončena během 3 let a bylo by nutno zaslat novou žádost o certifikaci přímo na některou pobočku EASA, nikoli na ÚCL. EASA přezkoumá tuto žádost a nejpravděpodobněji osloví národní letecký Úřad ve státě, ve kterém je letoun certifikován (v tomto případě český ÚCL), aby provedlo certifikační proces. Tímto se stane ÚCL orgánem zodpovědným za tuto certifikaci. V této době certifikace letounu HpH 304Sm spadá pod agenturu EASA (díky přechodu na EASA), která svěřila tento projekt českému ÚCL.

2) Vlastní certifikace

Vlastní proces certifikace lze rozdělit do 3 částí:

a) seznámení

Výrobce popíše, co je účelem certifikace a co požaduje, aby bylo výsledkem certifikace.

b) certifikační základna

Žadatel popíše pro jakou certifikační základnu se rozhodl a podle kterého předpisu bude celá certifikace probíhat. Patří sem CRI procedura (Navržené Použitelné Požadavky).

c) příprava certifikačních programů

Jak žadatel doloží daný bod předpisu (navrhnutí typu zkoušek, metodika zkoušky + výsledek zkoušky, atd.)

d) prokazování zkoušek

Zkoušky se prokazují ÚCL. Firma HpH Ltd. by mohla výsledky zkoušek prokazovat ÚCL sama, ale musela by mít nezávislého inženýra zodpovědného za nestranné vyhodnocení zkoušek. Takového pracovníka však nemá.

3) Odeslání zprávy ÚCL na EASA

Po úspěšném dokončení certifikace odešle ÚCL výsledky certifikace na EASA a ta po přezkoumání vystaví letounu Typový certifikát.

5 Podrobný popis certifikace

Samotný certifikační proces si navrhuje žadatel sám a dá ho následně ke schválení ÚCL. Úřad tento plán doplní, opraví nebo v případě, že nenajde ÚCL v daném plánu pochybení nebo neuzná za vhodné doplnit certifikační proces ještě dalšími zkouškami, plán schválí.

Návrh certifikace byl rozdělen do 7 základních bloků:

- 1) Všeobecně
- 2) Všeobecné zatížení
- 3) Výpočet pevnosti
- 4) Třepetání (Flutter)
- 5) Funkčnost systémů
- 6) Pohonná jednotka
- 7) Letové zkoušky

Tyto bloky se pak dále podrobně dělí.

5.1 Všeobecně

Všeobecně

Pro obecné řešení se hodí způsoby prokazování MoC0, kdy žadatel napíše jen prohlášení, že požadavky předpisové základny jsou splněny. Průkaznými dokumenty jsou vlastní zaznamenaná prohlášení žadatele nebo dokumenty Typového návrhu, na které se prohlášení odkazuje.

Všeobecný popis/ základní data

Základní popis letounu jako jsou rozměry a hmotnosti. Předpis vymezuje pro motorové kluzáky s jedním motorem, jejichž návrhová hodnota W/b^2 (poměr hmotnosti a druhé mocniny rozpětí) není vyšší než 3 (W [kg], b [m]) a jejichž maximální hmotnost nepřekračuje 850 kg a maximální počet dvou členů posádky. Tyto hmotnostní požadavky kluzák HpH 304 Sm splňuje. Ověření základních dat a obecného popisu lze provést pomocí Hodnocení konstrukčního návrhu MoC1. Zde jsou činnosti pro posuzování technického rázu konstrukce pomocí dokumentace- Typového návrhu. Tato konstrukce musí splnit požadavky, které jsou kladené předpisem.

V této fázi se hodnotí: - technologické postupy

- hodnocení popisů soustav
- klasifikace neobvyklých nebo nových konstrukčních principů a prvků
- posudky a připomínky
- výkresů

Podobnost s předchozími modely

V tomto bodu certifikace se žadatel (výrobce) pokusí poukázat na to, že existuje určitá podobnost v konstrukčním řešení některých částí letounu s dříve vyráběným letounem Glasflügel G 304 C, a ušetřit tak náklady a čas za zkoušky a prokazování funkčnosti shodných částí konstrukce u nově certifikovaného letounu. Nejvhodnější způsob prokázání požadavků předpisové základny tohoto bodu je MoC1 (Hodnocení konstrukčního návrhu), pomocí tohoto průkazu lze technicky posuzovat navrhované konstrukce prostřednictvím dokumentace jako je např. Typový návrh.

Materiálová data

Pevnostní a návrhové specifikace materiálu musí být obsaženy v dokladech buď konkrétně přijatých Úřadem, nebo musí být připraveny organizací či osobou v podobě, kterou Úřad uznává a která má potřebné vlastnosti. Konstruktor by při definování návrhových vlastností měl tyto hodnoty specifikace materiálu upravit tak, aby byla zohledněna výrobní praxe. Za normální provozní teploty se považují teploty do 54°C. Prokazování tohoto bodu lze pomocí Osvědčování vybavení MoC 9.

Speciální aerodynamická data/ profil

Posouzení vlastností a charakteristik profilu křídla. Profil byl zvolen HpH xn2. Jedná se o modifikaci profilu HQ10-16-42, tloušťce redukované na 13.2 % a u kořene na 16.4 %. Prokázání požadavků předpisové základny se provádí za pomoci MoC4 (laboratorní zkoušky). Výsledky jsou podloženy zkouškami a výzkumem v laboratořích a zkušebnách. Průkaznými dokumenty jsou programy a metodiky zkoušek, protokoly a zprávy o zkouškách.

Hmotnosti/ těžiště

Doložení deklarovaných hmotností, polohy těžiště je možno prokázat pomocí výpočtů provedených při návrhu konstrukce letounu, tomu odpovídá MoC2 (Výpočty, rozbor), zde jsou průkaznými dokumenty příslušné analýzy. Dále je vhodné po dokončení kompletace celého letounu ověřit doposud pouze teoreticky vypočtené hodnoty pomocí Pozemní zkoušky (MoC5), zde jsou průkaznými dokumenty, protokoly a zprávy o zkouškách.

Certifikované vybavení

Některá vybavení v letounu už mají vlastní certifikát, který provedl výrobce tohoto vybavení, mezi tato vybavení např. patří avionické vybavení, atd. Avionické vybavení se kromě základních letových a motorových přístrojů (Ilec) dále bude lišit podle požadavků a přání zákazníků, kde bude moci být nainstalován např. systém LX 8000 (případně nižší verze) či jiné podobné navigační systémy. Toto vybavení má certifikát od výrobce, ale ještě je nutno ověřit a prokázat správnou funkčnost zařízení v letounu, zda zástavba neovlivnila vlastní funkčnost nebo funkčnost okolních systémů. Jako způsob prokázání použijeme MoC9 (Osvědčování vybavení, výstroje), pod tímto kódem je zahrnuto veškeré typové schvalování vybavení pro použití na typově osvědčovaném výrobku.

5.2 Všeobecné zatížení

U všech podčástí zatížení letounu je způsob prokazování předpisové základny uskutečněn pomocí MoC2 (Výpočty, rozbor). Dokládání těchto bodů je založeno na výpočtech a rozbořech včetně přehledů součinitelů bezpečnosti. Průkaznými dokumenty jsou příslušné analýzy.

Rozložení vztlaku

Zatížení ve směru odporu není tak velké a pro dimenzování nebývá rozhodující. Rozhodující je zatížení ve směru vztlaku. Pomocí výpočtů určíme vztlakovou sílu křídla. Tímto je dáno celkové zatížení od vztlaku, které se ale musí vhodně převést na spojitě. To se provádí pomocí tzv. rozložení vztlaku po křídle, které udává průběh součinitele vztlaku po rozpětí a určí se již při aerodynamickém výpočtu křídla.

Návrhová rychlost

Je několik druhů návrhových rychlostí pro letoun HpH 304 Sm, které musí být určeny. Ty musí být s ohledem na bezpečnost při létání budoucím uživatelem dodržovány. Předpis definuje tyto rychlosti:

1) Návrhová obratová rychlost V_A

$$V_A = V_{S1} \cdot \sqrt{n_1} \quad V_{S1} = \text{odhadovaná pádová rychlost při navrhované maximální hmotnosti se vztlakovými klapkami v neutrální poloze a se zataženými aerodynamickými brzdami}$$

2) Návrhová rychlost s vysunutými klapkami V_F

a) Rychlost V_F s klapkami vysunutými v poloze na přistání nesmí být menší než:

- $1,4 V_{S1}$ (V_{S1} - vypočtená pádová rychlost se vztlakovými klapkami v neutrální poloze při maximální hmotnosti)
- $2,0 V_{SF}$ (V_{SF} - vypočtená pádová rychlost při plně vysunutých vztlakových klapkách při maximální hmotnosti)

b) Při každém pozitivním letovém nastavení klapky nesmí být V_F menší než větší z následujících hodnot:

- $2,7 V_{S1}$ (V_{S1} - je vypočtená pádová rychlost při maximální návrhové hmotnosti se vztlakovými klapkami v určitém pozitivním letovém nastavení)
- $1,05 V_A$ (V_A se určuje pro vztlakové klapky v neutrální poloze)

c) U všech ostatních nastavení se musí V_F rovnat V_D

3) Návrhová rychlost poryvu V_B - nesmí být menší než V_A

4) Návrhová rychlost v aerovleku V_T - nesmí být menší než 125 km/h

5) Návrhová rychlost při vzletu navijákem V_W - nesmí být menší než 110 km/h

6) Maximální návrhová rychlost V_D - může být zvolena žadatelem (při dodržení požadavků předpisu)

Omezení obratového zatížení, poryvové zatížení

Obratové zatížení se rozděluje na symetrické a nesymetrické a dále může být ustálené a neustálené. Mezi základní případy patří tzv. **ustálený symetrický manévr** – letoun se pohybuje po kruhové dráze s předepsaným násobkem zatížení, momentové rovnováhy je dosaženo vyvažovací silou na vodorovných ocasních plochách. Dalším z případů je tzv. **manévr VOP**. Jde o odezvu letounu na náhlé vychýlení výškového kormidla. Z časového hlediska se jedná o neustálený manévr, který se obvykle řeší pomocí soustavy pohybových rovnic a vyjádřením časového průběhu jednotlivých veličin. Významné letové případy zatížení jsou i tzv. **křídélkové případy**, kdy se zkoumá zatížení letounu při vychýlení křídél.

Poryvové zatížení vzniká kvůli atmosférickým vzdušným proudům, které se tvoří zejména nerovnoměrným ohřevem zemského povrchu. Má obecný směr, pro výpočet zatížení se uvažují poryvy svislé, kdy je zatěžováno křídlo a vodorovné ocasní plochy. V případě vodorovného poryvu je zatížení působící na svislé ocasní plochy.

Nesymetrické letové podmínky

Za nesymetrické letové podmínky dle předpisu JAR- 22 patří podmínky náklonu a podmínky zatáčení. Podmínky náklonu musí mít kluzák navrženy tak, aby při náklonu vyplývajícím z výchylek křidélek a při rychlosti v kombinaci s násobkem zatížení odpovídali nejméně 2/3 kladných násobků zatížení při obratech.

Na nesymetrické letové podmínky při zatáčení musí být kluzák navržen na zatížení svislé ocasní plochy.

Po vychýlení řídicích ploch kluzáku za účelem vyvolání náklonu nebo zatáčení je předpoklad, že udržuje svou polohu do doby, dokud výsledná dodatečná zatížení nedosáhnou své nejvyšší hodnoty.

Zatížení na vodorovné ocasní ploše

Zatížení na vodorovné ocasní ploše lze rozdělit na tyto typy:

a) Vyvažovací zatížení

Vodorovná ocasní plocha musí být navržena tak, aby při letech v kterémkoli bodu provozní obrátové obálky, tak i polohy aerodynamických brzd a vztlakových klappek (specifikovaných v předpisu JAR- 22) byla zachována rovnováha bez klopivého zrychlení.

b) Zatížení při obratech

Vodorovná ocasní plocha musí být navržena tak, aby vydržela největší zatížení, ke kterému může dojít při klopivých obratech vyvolaných pilotem až do rychlosti V_D .

c) Zatížení při poryvu

Tyto hodnoty zatížení se musí určit početně, pokud není k dispozici vhodnější analýza.

d) Nesymetrické zatížení u motorových kluzáků

Při dimenzování ocasních ploch je nutno vzít v úvahu působení vrtulového proudu na tyto pevné plochy (zejména zatížení na směrové kormidlo).

Zatížení na svislé ocasní ploše

Zatížení na vodorovné ocasní ploše lze rozdělit na tyto typy:

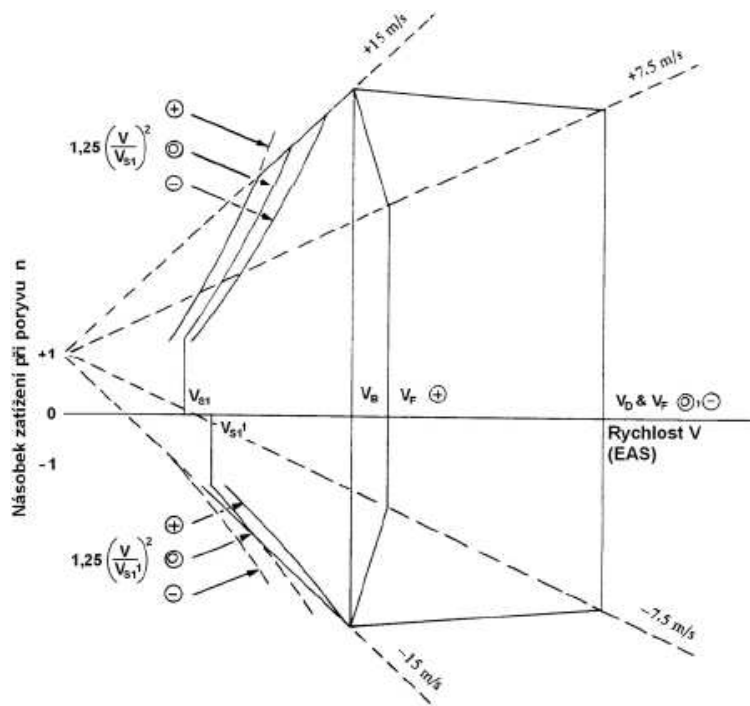
a) Zatížení při obratech

Svislá ocasní plocha musí být navržena na zatížení při obratech pro plné výchylky směrovky až do rychlosti V_A nebo V_T (podle toho, která je vyšší). Dále 1/3 plné výchylky při rychlosti V_D .

b) Zatížení při poryvu

Svislá ocasní plocha musí odolávat bočním poryvům:

- 1) Při návrhové rychlosti poryvu V_B musí být kluzák schopen odolávat pozitivním a negativním poryvům o síle 15 m/s působícím kolmo na dráhu letu.
- 2) Při maximální návrhové rychlosti V_D musí být kluzák schopen odolávat pozitivním a negativním poryvům o síle 7,5 m/s působícím kolmo na dráhu letu.



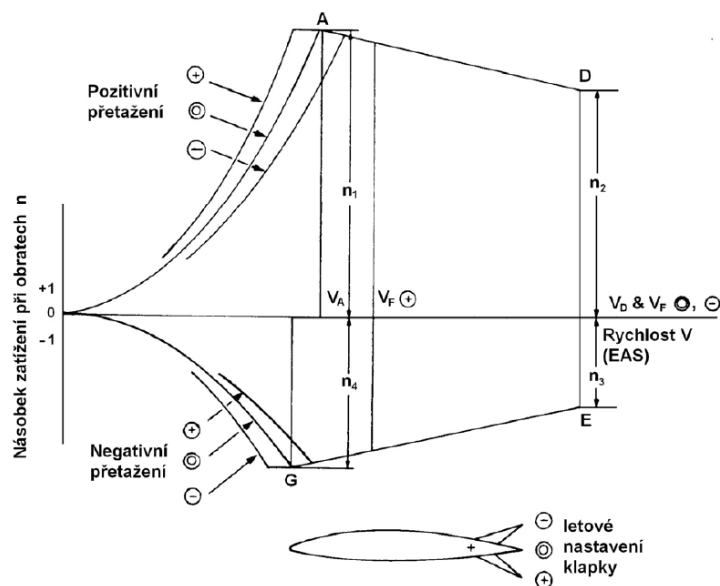
Obrázek 5-1: Poryvová obálka

Zatížení křidélek

Křídélka musí být navržena tak, aby vyhověla zatížení řízení plné výchylky do rychlosti V_T nebo V_A (podle toho, která hodnota je vyšší) a dále 1/3 plné výchylky při rychlosti V_D .

Kombinované zatížení ocasních ploch

Jedná se o zatížení současně působící jak na horizontální, tak na vertikální plochu. Toto kombinované zatížení je zkoumáno v letových podmínkách odpovídajících bodům A a D, patrných z obálky obrátů (obr.5-2). Obraty, při kterých je toto zatížení na horizontální a vertikální ocasní ploše zkoumáno, musí odpovídat zatížení, které specifikuje předpis. Pro kategorii Utility se předpokládá toto kombinované zatížení o velikosti 75 %. Pokud nejsou k dispozici vhodné údaje, lze nesymetrické rozložení získat násobením aerodynamického zatížení na jedné straně roviny symetrie letadla $(1+x)$ a na druhé straně násobením $(1-x)$. Pro bod A v obálce obrátů se hodnota $x = 0,34$ a pro bod D se hodnota $x = 0,15$. Pro ocasní plochu ve tvaru T se nesymetrické zatížení horizontální ocasní plochy nesmí kombinovat s klonivým momentem vyvolaným na této ocasní ploše.



Obrázek 5-2: Obratová obálka

Zatížení aerodynamických brzd a klapky

1) Aerodynamické brzdy

Konstrukce aerodynamických brzd musí být navržena tak, aby odolala ve vysunuté poloze zatížení v nejnepříznivějších letových částech. Aerodynamické brzdy musí umožňovat otevření ze zatažené polohy do plně vysunuté až do rychlosti V_D (EAS) a násobku zatížení při obrazech v rozsahu od -1,5 do +3,5. Pro určení rozdělení zatížení po rozpětí křídla je třeba zohlednit změny způsobené důsledkem umístění aerodynamických brzd a zatížení vodorovných ocasních ploch, které odpovídá statickým podmínkám rovnováhy.

2) Vztlakové klapky

Pro zatížení s vysunutými vztlakovými klapkami je nutno předpokládat zatížení způsobené poryvy a obraty. Vztlakové klapky ve vysunuté poloze musí splňovat následující požadavky:

a) Všechna přistávací nastavení až do rychlosti V_D :

- Obraty s kladným násobkem až do hodnoty + 4,0.
- Negativním a pozitivním poryvům o rychlosti 7,5 m/s působícím kolmo k dráze letu.

b) Pro všechny polohy nastavení vztlakových klapky (od nejnegativnější do nejpozitivnější) musí být bráno v úvahu:

- Pro rychlost větší než rychlost V_F .
- násobky zatížení vztlakových klapky při obrazech odpovídající bodům nad spojnici bodů AD anebo pod spojnici bodů GE na obr.5-2.

Zatížení při aerovleku a navijáku

Pokud má být větroň schopen provádět vzlet v aerovleku za jiným letadlem, musí být minimálně zjištěno chování při:- Změně délky vlečného lana

- Změně nastavení podélného vyvážení
- Zrychlení ve směru podélné osy kluzáku
- Náhlé změně zatížení od vlečení
- Gradient vektoru větru způsobený účinky přízemní mezní vrstvy ovzduší.

Pokud má větroň vyhovět i požadavkům pro vzlet pomocí navijáku, mělo by být provedeno minimálně šest vzletů navijákem v rozsahu rychlostí až do V_w (V_w - Návrhová rychlost při vzletu navijákem, nesmí být menší než 110 km/h).

Pozemní zatížení

Pozemní zatížení vzniká při pohybu letounu po zemi při jeho vlečení, pojíždění, vzletu a přistání. Největší zatížení na letoun je vyvoláno při přistání. Při reálném přistání není totiž klesací rychlost v momentu dosednutí nulová, ale je v některých případech (špatné povětrnostní podmínky, nezkušenost posádky) i dost značná, protože ztráta vztlaku nastane ještě před dotykem se zemí. Tyto přistávací rázy jsou u kluzáku umocněny jeho použitím, kdy z převážné části je provozován na nezpevněných vzletových a přistávacích drahách. Konstrukce podvozku musí tato zatížení co nejvíce utlumit.

Předpis definuje tyto podmínky a předpoklady:

- požadavkům pozemního zatížení musí být vyhověno při maximální návrhové hmotnosti kluzáku.
- provozní násobek zatížení od vertikálních setrvačných sil v těžišti kluzáku nesmí být menší než hodnota násobku, které by se dosáhlo při rychlosti sestupu 1,77 m/s a dále tento násobek nesmí být menší než 3.
- násobek zatížení reakcí země může být rovný násobku zatížení od setrvačných sil -1.

Předpis dále definuje tyto části konstrukce, pro která se uvažuje pozemní zatížení:

- a) Uspořádání podvozku
- b) Podmínky vodorovného přistání
- c) Podmínky přistání na ostruhu
- d) Podmínky bočního zatížení
- e) Náraz na ocasní kluznici
- f) Přistání na konec křídla

Zatížení při nouzovém přistání

Pozemní zatížení nejsou tak nebezpečná, protože parametry letišť musí splňovat určitá kritéria (výška porostu, nerovnosti, rozměry, atd.), a tedy nedochází k tak velkému namáhání konstrukce letounu. Velké zatížení a v jistých případech i nebezpečí možnosti poškození konstrukce od pozemních zatížení je v momentu vynuceného přistání do terénu (porucha motoru, zhoršení počasí). Při přistání může být poškozen kvůli velkým nerovnostem povrchu v místě přistání nebo velké výšky porostu.

Předpis požaduje, aby i při poškození kluzáku byla konstrukce navrhnutá tak, aby posádka měla dostatečnou šanci vyhnout se zranění.

Montážní a demontážní zatížení

Předpokladem je, že montážní zatížení bude působit na konci křídla a bude přenášeno křídlem, když je podepřeno reakcí a dvojicí u kořene křídla.

Zatížení řídicího systému a sekundárního řídicího systému

a) Řídicí systém

Řídicí systém musí být navržen tak, aby dokázal přenést 125 % vypočtených závěsových momentů pohyblivých řídicích ploch, včetně dorazů a jejich opěrných konstrukcí. Tato síla je vyvozována pilotem na řídicí páku a pedály. Tato síla má odezvu v připojení řídicího systému k rohovým kompenzátorům řídicích ploch.

Kromě výše uvedených požadavků na řídicí systém je zde ještě omezení vyplývající z mezních sil pilota. Řídicí systém podélné, příčné, svislé osy (hlavní řídicí systém) a ostatní řídicí systémy (tímto jsou myšleny systémy, které ovlivňují letové chování, včetně jejich dorazů) musí být navrženy tak, aby vydržely provozní zatížení působením pilota na řídicí orgány (síla pilota viz. Tabulka 5 1.)

Řízení	Síla pilota [daN]
Výškové kormidlo	35
Křídélka	20
Směrové kormidlo	90
Aerodynamické brzdy, spojery, vztlakové klapky	35
Uvolnění vlečného lana	35
Systém řízení kormidla pomocí pedálů (směrové řízení)	100

Tabulka 5-1: Síla pilota na řídicí prvky

b) Sekundární řídicí systémy

Tyto systémy musí být navrženy tak, aby byly schopny vydržet maximální sílu, jakou dokáže pilot na ovladač daného řídicího systému vyvinout. Mezi sekundární systémy řízení patří: systém vyvažování řízení, vysouvání podvozku, vypouštění vodní přítěže, atd.

Popis funkce řízení	Síla pilota [daN]
Ruční zatížení na malých kolečkách, klikách, atd. vyvolaná silou prstu nebo zápěstí	15
Ruční zatížení na pákách a ručních kolech vyvolaná silou nepodepřené paže bez použití hmotnosti těla	35
Ruční zatížení na pákách a rukojetích vyvolaná silou podepřené paže s využitím hmotnosti těla	60
Zatížení vyvolané pilotem (sedí a má opřená záda)	75

Tabulka 5-2: Síla pilota na řídicí prvky sekundárních systémů

Zatížení motoru

Zástavbou pohonné jednotky vznikají na konstrukci specifická zatížení, která se u větroňů bez motoru neobjevují. Předpis řeší tato zatížení:

a) Kroutící moment od motoru

Motorové lože a jeho nosná část musí být navržena tak, aby přenesla provozní kroutící moment odpovídající vzletovému výkonu a otáčkám vrtule včetně s 75% maximálním zatížením odpovídajícím bodu A (viz obr.5-2), kdy jsou vztlačové klapky v letovém nastavení, aerodynamické brzdy zavřené. Dále musí motorové lože a jeho nosná část odolat provoznímu krouticímu momentu odpovídajícímu trvalému výkonu včetně otáček vrtule, který současně působí s provozními zatíženími shodnými s bodem A (viz obr.5-2), kdy jsou vztlačové klapky v letovém nastavení, aerodynamické brzdy zavřené. Provozní kroutící moment u pístového motoru se získá vynásobením středního krouticího momentu součinitelem 4 (platí pouze pro motory se dvěma válci- motor Binder Solo 2625-01).

b) Boční zatížení motorového lože

Motorové lože a jeho nosná část musí být schopny vydržet provozní násobek zatížení v bočním směru. Velikost tohoto bočního zatížení nesmí být menší než 1/3 provozního násobku zatížení pro letové podmínky odpovídající bodu A (viz obr.5-2). Toto boční zatížení může být považováno za nezávislé na ostatních letových podmínkách.

c) Gyroskopická zatížení

Zatížení wingletů

Kluzák s naistalovanými winglety musí splňovat:

- Zatížení při dotyku wingletu země při přistání
- Ruční síly na winglety
- Vzájemné ovlivnění křídla a wingletu při aerodynamických zatíženích
- Poryvové zatížení působící kolmo na povrch wingletu při rychlostech V_B a V_D
- Boční zatížení vzniklé z maximálního úhlu bočního skluzu wingletu při rychlosti V_A

V případě, že nejsou k dispozici důvěryhodné analýzy pro určení výše uvedených bodů, musí být zatížení vypočteno.

5.3 Výpočet pevnosti

Následující seznam obsahuje seznam částí letounu, které je nutno doložit Úřadu, že jejich pevnost je odpovídající své funkci, bude tedy splňovat předpis a nebude vytvářet nebezpečí pro posádku letounu. Způsoby prokázání požadavků předpisové základny u většiny zde uvedených částí se uskuteční pomocí výpočtů a rozborů (MoC2). Těmito způsoby průkazů se míní všechny výpočty a rozborů jako jsou např. aerodynamické, pevnostní, aeroelastické, atd. včetně přehledů součinitelů bezpečnosti. Průkaznými dokumenty jsou příslušné analýzy.

Způsob prokazování MoC (viz. Tab. 5-3)

- 2.1 - load analysis - rozbor / výpočet zatížení (zatížení křídla, VOP, SOP, podvozku atd.)
- 2.2 - strength analysis -pevnostní výpočet - na základě výsledku dle MoC 2.1

Výpočty, rozborů (MoC2)

V tabulce jsou uvedeny všechny části konstrukce letadla, u kterých byl zvolen způsob prokázání požadavků předpisové základny pomocí výpočtů a rozborů (MoC2). Tyto výpočty a rozborů si firma HpH Ltd. dala vypracovat z převážné části od firmy Vanessa Air.

Prokazovaná část letounu	MoC
Křídlo (zatížení)	2.1
Nosník křídla	2.2
Potah křídla	2.2
Závěs křídla	2.2
Křídélka	2.2
Klapky	2.2
Aerodynamické brzdy	2.2
Koncové oblouky křídla	2.2
Winglety	2.2
Nádrž na vodní přítěž	2.2
Nádrž na vodní přítěž	2.1
Upoutání a podpěrné body	2.2
Vodorovná ocasní plocha	2.2
Závěs vodorovné ocasní plochy	2.2
Svislá ocasní plocha	2.2
Nosník kýlové plochy	2.2
Trup (zatížení) (6.2-6.5 Mosquito)	2.1
Trup (výpočet pevnosti)	2.2
Závěs křídlo- trup	2.2
Závěs vlečného zařízení	2.2
Závěs přístrojové desky	2.2
Závěs přístrojové desky	2.1
Zavěs překrytu kabiny a zavírání	2.2
Zavěs překrytu kabiny a zavírání	2.1
Zadní zavazadlový prostor	2.1
Zadní zavazadlový prostor	2.2
Upevnění akumulátoru	2.1
Upevnění akumulátoru	2.2
Hmotnotové zařízení v kabině (vyvážení)	2.1
Hmotnotové zařízení v kabině (vyvážení)	2.2
Konstrukce kabiny/ sedačka a pásy	2.1
Konstrukce kabiny/ sedačka a pásy	2.2
Podvozek (zatížení)	2.1
Hlavní podvozek	2.2
Ocasní kolo podvozku	2.2
Systém vyvažovacích ploch	2.1
Připojení motoru	2.2

Tabulka 5-3: Seznam částí konstrukce prokazovaný MoC2

Pozemní zkoušky (MoC5)

Způsoby prokázání požadavků předpisové základny kromě již zmíněných výpočtů a rozborů (MoC2) uvedených v tabulce 5-3, lze prokázat zbylé body dalšími způsoby. Dalším způsobem prokázání je myšleno MoC5- pozemní zkoušky. Tyto zkoušky se provádí na již kompletním letounu, prováděné na zemi mimo zkušebny. Průkaznými dokumenty jsou programy a metodiky zkoušek, protokoly a zprávy o zkouškách. Tyto způsoby prokazování se jeví jako méně nákladné, rychlejší a prokazatelnější.

Prokazovaná část letounu	MoC
Nádrž na vodní přítěž	5
Závěs vlečného zařízení	5
Připojovací bod padáku	5
Konstrukce kabiny/ sedačka a pásy	5
Systém řízení výškového kormidla/ vyvážení	5
Systém směrového řízení	5
Systém příčného řízení	5
Systém ovládání klappek	5
Systém ovládání aerodynamických brzd	5
Systém vyvažovacích ploch	5
Pomocný řídicí systém	5
Systém dvojitého řízení	5
Tuhost a napětí	5

Tabulka 5-4: Seznam částí konstrukce prokazovaný MoC5

Simulace (MoC8)

Při konstrukci podvozku byla pevnost počítána, aby však byly tyto vypočítané vlastnosti prokázány, bylo třeba zvolit jiný způsob prokazování požadavků předpisové základny. Protože pozemními zkouškami lze jen velmi těžko simulovat všechna namáhání hlavního podvozku, která mohou vzniknout v běžném provozu, bylo prokázání zvoleno pomocí MoC8 (Simulace). Tento způsob průkazu obsahuje všechny použitelné způsoby modelování, prováděné na vhodných simulátorech. U takto nasimulovaných počítačových modelů lze řešit dynamické charakteristiky, jako jsou např. průběhy deformací pod zatížení. Tuto simulaci firmě HpH Ltd. vypracovává VUT v Brně.

Prokazovaná část letounu	MoC
Hlavní podvozek	8

Tabulka 5-5: Seznam částí konstrukce prokazovaný MoC8

5.4 Třepetání (Flutter)

Třepetání je velmi nebezpečný jev, kdy dojde k samovolnému rozkmitání částí konstrukce, které se může zvětšovat až do té míry, že dojde k poškození nebo zničení celého letounu. Proto nesmí dojít k třepetání při všech rychlostech až nejméně do rychlosti V_{DF} , dále také nesmí dojít k třepetání v normálních podmínkách letu i při použití aerodynamických brzd. Třepetání jako výstraha před pádem je povolené. Tuto simulaci firmě HpH Ltd. vypracovává ČVUT.

Měření vlastní frekvence

Měření je provedeno pomocí MoC4 (laboratorní zkoušky).

Výpočet třepetání

Výpočet flutteru bude prokazován pomocí MoC2 (výpočty a rozborů).

Výsledky a požadavky

U letounu nesmí docházet k třepetání, divergenci profilu křídla a reverzaci řízení až do rychlosti V_D .

- To musí být prokázáno: a) Pozemním vibračním testem- zahrnuje analýzu a vyhodnocení různých režimů frekvencí a vibrací pomocí analytické metody (nebo jinou schválenou). Tato metoda určí každou kritickou rychlost až do $1,2 V_D$.
- b) Systematické letové testy- při těchto testech je vyvoláno třepetání až do rychlosti V_{DF} . Musí být dostatečná zásoba tlumení a nesmí docházet k rychlému snížení tlumení v blízkosti rychlosti V_{DF} .
- c) Letové testy- které prokáží, že v blízkosti rychlosti V_{DF} nezvykle neklesá účinnost řízení v žádné ze tří os a nesmí být náznak k přiblížení profilové divergence trupu, křídla a ocasu.

Výsledky těchto jednotlivých provedených testů jsou zpracovány a ověřeny pomocí rozborů a výpočtů (MoC2).

5.5 Funkčnost systémů

Pro bezpečnost letu je zapotřebí, aby všechny systémy letounu pracovaly bezchybně. Způsoby prokázání a správné funkčnosti všech níže uvedených systémů jsou prováděny pomocí pozemních zkoušek (MoC5).

Řídící systém

Řídící systém slouží k přímému řízení kluzáku kolem podélné, příčné a svislé osy. Patří sem dále všechny systémy, které ovlivňují letové chování. Pilot letoun řídí pomocí řídicí páky (podélná a příčná osa) a pedálů (svislá osa). Výchylka řídicích ploch (tomu odpovídající reakce letounu) musí odpovídat zažitému (správnému) smyslu výchylky řídicí páky a pedálů. Každé řízení musí pracovat lehce, spolehlivě a plynule, čímž je zajištěn řádný výkon jeho funkcí. Správná funkce řídicího systému musí být zajištěna ve všech fázích a režimech letu. Funkční zkoušky musí prokázat, že řídicí systém se při řízení z pilotní kabiny (návrhová velikost zatížení viz Tabulka 5-1) nezablokuje, nebude docházet k nadměrnému tření a nenastane nadměrný průhyb.

Sekundární řídicí systém

K těmto systémům, jak již bylo popsáno, se řadí všechny řídicí systémy, které nepatří k hlavnímu řídicímu systému a systémům, které ovlivňují letové chování. Mezi sekundární systémy řízení tedy patří:

a) systém vyvažování řízení

Musí být proveden tak, aby se zabránilo neúmyslné, náhlé nebo nesprávné činnosti vyvažovací plošky. Systém vyvažovacího zařízení musí mít k dispozici prostředky, které pilotovi ukazují polohu a směr posunu vyvažovacího zařízení vzhledem k pohybu kluzáku a rozsahu seřízení. V případě, že není ploška správně vyvážena nebo by hrozilo nebezpečí vzniku flutteru, musí být řízení vyvažovacích ploch samosvorné.

b) vysouvání podvozků- viz. níže

c) vypouštění vodní přítěže- viz. níže

Podvozek a systém brždění kola podvozků

a) Všeobecně

Podvozek kluzáku musí být navržen tak, aby při přistání na neupravený nebo měkký povrch (např. při vynuceném přistání do terénu) nedošlo k ohrožení pilota na palubě. Zatažitelný podvozek musí umožňovat normální přistání v zatažené poloze. Konstrukce podvozků musí minimalizovat možnost dotyku s vlečným lanem. Ocasní kluznice musí být vybavena tlumičem nárazů. Podvozek musí být vybaven mechanickým brzdovým zařízením (např. kolové brzdy).

b) Zatahovací mechanismus

Musí umožňovat bezproblémové vysunutí a zasunutí podvozků až do rychlosti V_{LO} . Nosná část a samotný mechanismus zatahování musí být navržen pro maximální letové násobky zatížení, které nastanou se zataženým podvozkem.

c) Kola a pneumatiky

Kolo hlavního podvozků musí být schváleno a maximální radiální provozní zatížení musí být stejné nebo nižší než maximální provozní zatížení každého kola.

d) Tlumení nárazů

Prvky tlumící nárazy, včetně pneumatik, musí být schopny při přistání absorbovat kinetickou energii (aniž by se úplně stlačily). Velikost kinetické energie se určí za předpokladu, že kluzák má maximální návrhovou hmotnost a je konstantní rychlost sestupu (rychlost sestupu nesmí být nižší než 1,77 m/s a zvolený provozní násobek nesmí být menší než 3). Za tohoto předpokladu nesmí přetížení v těžišti překročit násobek 4,5g. Dostatečnou schopnost tlumení nárazů je nutno stanovit zkouškou, kdy podvozek musí být schopen absorbovat rychlost sestupu 1,77 m/s a provozní násobek 3. Při tomto nárazu se podvozek může zdeformovat.

Kyslíkové vybavení

Pokud je letoun vybaven dodávkou kyslíku, musí být toto vybavení schváleno, zároveň nesmí svým způsobem činnosti vytvářet nebezpečí pro jiné součásti letounu. Posádka musí mít možnost během letu zjistit, jaké množství kyslíku je v zdroji a zda je do dávkovacího zařízení dodáván kyslík. Kyslíkové lahve nesmí při havarijním přistání vytvářet nebezpečí.

Přístrojové vybavení

Každý přístroj musí být označen štítkem, který udává identifikaci, funkci nebo provozní omezení (popřípadě kombinaci těchto údajů). Druh a konstrukce přístroje musí odpovídat zamýšlené funkci a po zástavbě musí správně fungovat. Přístroje nesmí představovat nebezpečí pro kluzák ani pro posádku. Přístrojové vybavení lze obecně rozdělit na tyto základní skupiny:



Obrázek 5-3: Palubní deska letounu HpH 304 Sm

a) Letové a navigační přístroje

Musí být umístěny tak, aby byly dobře viditelné a přehledně umístěny pro pilota. Požadovanými přístroji (kategorie motorizovaných kluzáků v kategorii Cvičná (Utility) s vodní přítěží)) jsou:

- rychloměr - kalibrován na pravou vzdušnou rychlost (TAS) na hladině moře. Maximální pitot-statická chyba nesmí nepřekročit ± 8 km/h nebo ± 5 % (podle toho, co je větší). Systém indikací v rozmezí rychlostí od V_{SO} do $1,05 \cdot V_{NE}$.
- výškoměr
- ukazatel magnetického kurzu - odchylka max. 10° ve vodorovném letu (nebo 15° při chodu motoru nebo radiostanice).
- měřič venkovní teploty vzduchu

Každý přístroj, který je připojen ke statickému tlaku, musí mít pouzdro odvětrávané tak, aby rychlost kluzáku, otvírání a zavírání oken, vlhkost či cizí látka neovlivnily přesnost těchto přístrojů. Zástavba statického tlaku musí být provedena tak, aby bylo zajištěno odvedení vlhkosti, zamezilo se odírání potrubí, deformaci a zúžení v ohybech. Materiály musí být trvalé a vhodně zvolené.

b) Přístroje pro kontrolu chodu pohonné jednotky

Zde jsou uvedeny všechny požadované přístroje pro motorové kluzáky (v úvahu je brán dvoutaktní motor):

- otáčkoměr
- ukazatel množství paliva pro každou palivovou nádrž
- ukazatel teploty hlavy válce pro každý vzduchem chlazený motor, kde jsou použity klapky krytu
- ukazatel uplynulé doby provozu
- ukazatel plnicího tlaku pro motor vybavený vrtulí s proměnným úhlem stoupání, kde plnicí tlak a otáčky jsou nezávisle říditelné
- u čerpadlem zásobených motorů jeden z následujících přístrojů/ postupů:
 - ukazatel tlaku paliva
 - výstraha o nízkém tlaku paliva
 - zvláštní předletový postup

c) Výstražná varovná a návětní světla

Pokud je letoun vybaven těmito světly, musí mít tyto barvy (pokud není agenturou stanoveno jinak):

- červená- výstražná světla
- žlutá- varovná světla
- zelená- světla bezpečného provozu
- jiná včetně bílé- jiná světla než předcházející

Světla musí být viditelná za všech světelných podmínek.

d) Bezpečnostní pás

Pilot musí mít k dispozici schválený vícebodový bezpečnostní pás.

Elektrický systém

Elektrický systém lze rozdělit na :

a) Návrh a zástavba akumulátorové baterie

Plyny a korozivní kapaliny, které by mohly z akumulátoru unikát, nesmí poškodit okolní konstrukci nebo vybavení. Toxické plyny uvolňované z akumulátoru při normálním provozu, nabíjecím cyklu nebo zástavby se nesmí hromadit. Každý akumulátor musí být navržen podle těchto instrukcí.

b) Uspořádání hlavního spínače

Hlavní spínač nebo jeho ovladače musí být umístěny tak, aby k nim měl pilot snadný přístup a snadno je rozeznal. Dále musí hlavní spínač mít takové uspořádání, aby umožňoval pohotově odpojit zdroje elektrické energie od hlavní sběrnice.

c) Elektrické kabely a vybavení

U motorového kluzáku musí být kabeláž vedena tak, aby bylo nebezpečí zkratu minimální, pokud nemá každá zástavba vedení od baterie k ochrannému zařízení odvodu nebo k hlavnímu vypínači (podle toho, co je blíže k akumulátoru) přenosovou kapacitu dostatečnou k tomu, aby při zkratu nevznikla porucha. Všechna elektrická zařízení musí mít ochranu proti přetížení. Toto ochranné zařízení může vždy chránit nejvýše jeden okruh nezbytný pro bezpečnost letu. Každý spojovací elektrický kabel musí mít přiměřenou kapacitu, musí být správně veden, upevněn tak, aby možnost zkratu nebo nebezpečí požáru byla co nejmenší.

d) Vnější světla

Pokud má být letoun vybaven světly, musí být tyto světla schválena.

e) Palubní vybavení pro ATC

Toto zařízení musí být dostatečně větrané (nebezpečí přehřátí) a musí být snadno ovladatelné. Vybavení včetně antén nesmí vytvářet nebezpečí pro provozní charakteristiky kluzáku a jeho vybavení.

Nouzový východ (nouzové opuštění)

Kabina pilota musí být navržena tak, aby v nouzové situaci za letu i na zemi bylo možné rychlé opuštění pilotem, který má padák. Kryt kabiny musí být navržen tak, aby v případě nouze mohl být otevřen nebo odhozen, tomuto nesmí bránit působení aerodynamických sil, jiné části letounu nebo hmotnost krytu kabiny (až do rychlosti V_{DF}). Systém otevírání musí umožňovat rychlé a jednoduché otevření krytu kabiny. Otevření musí být možné i z vnější strany. Systém odhození krytu kabiny musí mít nejvýše dva ovladače, které se musí ovládat ve stejném smyslu. Jestliže je pro odhoz navrhnout jen jeden ovladač, musí být navrhnout tak, aby se minimalizoval neumyšlený odhoz krytu kabiny. Ovládání odhozu musí být možné silou pilota 5 až 15 daN. Pro případ nouzového opuštění za podmínek velkého přetížení musí být k dispozici zesílené části kabiny (popř. madla), o která by se posádka mohla při opouštění letounu opřít a zvednout se ze sedadla. Tyto zesílené části kabiny musí být navrženy na zatížení 200 daN. Kluzák HpH 304 Sm má dvě páky, každá je umístěna na jedné straně kabiny. Jedná se o osvědčený způsob z předcházejícího modelu.



Obrázek 5-4: Madlo odhozu překrytu kabiny

Systém vodní zátěže

Nádrže na vodní zátěž, včetně jejich částí (hadice, armatury, okolní konstrukce) musí být schopny odolat tlaku kapaliny, setrvačnosti, vibracím, deformaci křídla, které mohou vzniknout za provozu kluzáku. Okolní konstrukce letounu musí být chráněna proti nežádoucím účinkům vodní zátěže (např. koroze). V případě integrálních nádrží musí být prokázáno, že okolní konstrukce je před vodní zátěží dostatečně chráněná nebo nepropustná. Každá integrální a nepružná nádrž musí být odvodňována.

Zkouška systému vodní zátěže (včetně armatur a hadic) musí bez jakéhokoliv úniku kapaliny odolat tlaku 0,20 bar.

Při vypouštění vodní zátěže (i v případě poruchy) nesmí dojít k posunu těžiště v příčné nebo v podélné ose takovým způsobem, který by bránil dokončení bezpečného letu a přistání. Vypouštěná kapalina se nesmí hromadit v kterékoliv části kluzáku (změna těžiště) nebo znečistit systém celkového a statického tlaku. Drenáž musí umožnit vypuštění celého systému vodní zátěže pokud letoun stojí v normální poloze na zemi. Pokud v provozu má být povoleno i použití aditiv ve vodní zátěži, musí být prokázáno, že negativně nepůsobí na konstrukci nebo systémy.

Montáž a demontáž

Montáž a demontáž je u kluzáku běžná procedura, kdy v případě, že majitel nemá možnost uložení kluzáku po letovém dni v sestaveném stavu do hangáru, je nutné letoun složit do transportního vozíku. Proto musí být konstrukce navržena tak, aby byla montáž a demontáž co nejjednodušší i v případě pomoci nevyškolených osob a nemohlo nastat poškození nebo deformace konstrukce kluzáku (zvláštní pozornost musí být věnována spojení soustav řízení a připojovacích bodů křídla a ocasních ploch). Tomu lze zabránit vhodně navrženou konstrukcí. Po montáži musí být možné provést kontrolu správné montáže. Pokyny pro montáž a demontáž musí být popsány v Příručce pro údržbu.

Systém ovládání motoru

1) Řídící jednotka

Ovládání motoru je prováděno pomocí elektronické jednotky Ilec. Tato jednotka ovládá a řídí celou pohonnou jednotku. Na displeji zobrazuje informace o motohodinách, množství paliva, teplotě chladicí kapaliny, otáčkách motoru, napětí palubní baterie, zobrazuje informační tabla při poruše. Dále pomocí diodových světel



indikuje otáčky motoru, stav vysunutí, zasunutí pohonného systému, stav baterie.

Přes ovládací jednotku Ilec je řízeno vysouvání, zasouvání pohonné jednotky, spínání zapalování a přepínání mezi zapalovacími okruhy. Souběžně se zapalováním se spouští i čerpadlo chladicí kapaliny a mot. čerpadlo. Pomocné ovladače jsou převážně umístěny okolo řídící jednotky. Slouží k jejímu sepnutí, spuštění startéru motoru, otevření ventilů od křídelních nádrží. Součástí tohoto systému je i požární hlásič a reproduktor, který zvukovým signálem podtrhuje vizuální informaci Ilec.

Obrázek 5-5: Řídící a ovládací jednotka Ilec

2) Mechanické ovladače

Jsou umístěny v levé části kokpitu. Skládají se z dvou pák a ovladače požárního kohoutu. Černá páka ovládá přístup motoru a červená ovládá systém „STOP VRTULE“, který za letu aretuje vrtuli ve stejné poloze.

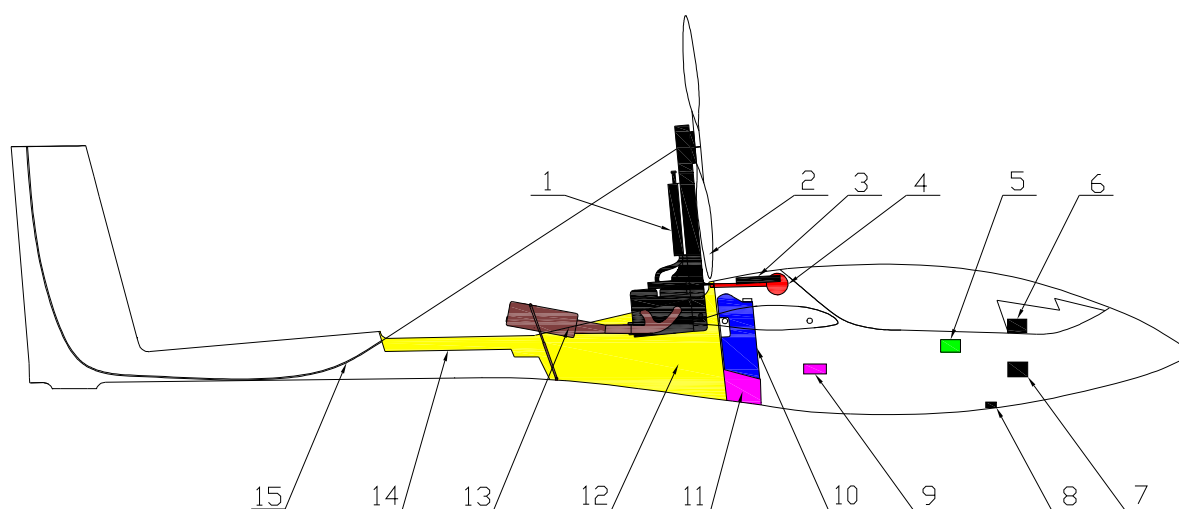


Obrázek 5-6: Mechanické páky ovládání motoru v poloze volnoběhu a zaretované vrtule

5.6 Pohonná jednotka

Pohonná jednotka Solo 2625-01 je vyrobená německým výrobcem Binder Flugmotorenbau GmbH (viz. Tab.2-3. Technické parametry pohonné jednotky). Výrobce již pohonnou jednotku včetně zástavby v Německu certifikoval. Avšak certifikací prošla jen pohonná jednotka (motor) a zástavba motorového lože, pylon vrtule, a vrtule. Trup kluzáku HpH 304 S byl odeslán do německého města Ostheim vor der Rhön, kde sídlí výrobce pohonné jednotky, firma Binder Flugmotorenbau GmbH. Zde byla provedena odborná zástavba pohonné jednotky.

Nicméně je nutné certifikovat pohonnou jednotku zastavěnou v kluzáku jako celek včetně soustav nutných pro funkci pohonné jednotky. **Nařízení evropského parlamentu a rady (ES) č. 216-2008** požaduje, aby každý výrobek plnil požadavky na ochranu životního prostředí. Vzhledem k tomu, že je již pohonná jednotka certifikovaná dle EASA předpisů, měl by být certifikát uznán.



1 – pohonná jednotka	6 – řídicí jednotka	11 – palivová instalace
2 – vrtule	7 – pojistková skříň, palubní baterie	12 – svislá stěna motorového prostoru
3 – blok Li-Ion baterií	8 – relé	13 – výfuk
4 – linerní motor	9 – požární ventil	14 – stupňovitá přepážka
5 – ovládací páky	10 – palivová nádrž	15 – trubka s bezpečnost. lanem

Obrázek 5-7: Pohonná jednotka a jednotlivé rozmístění prvků zástavby

Všeobecně

Pohonná jednotka musí navržena a zastavěna tak, aby v první řadě splňovala bezpečný provoz, podstupovala nutné kontroly a údržbu. Zástavba zahrnuje části nutné pro pohon a části touto zástavbou ovlivněné.

Požadavky kladené na zástavbu pohonné jednotky byly splněny díky zástavbě ve výrobním podniku jednotky. Úřad pouze ověří, zda hodnoty odpovídají požadavkům předpisu, kde jsou kladeny požadavky: a) Zasunutí i vysunutí nesmí klást na pilota zvláštní nároky na zručnost a vynaložení úsilí, příliš dlouhé doby a nebezpečí rizika poškození.

- b) Musí zde být mechanismus umožňující zajistit zasouvání a vysouvání v krajních polohách a signalizace pilotovi o tomto zajištění.
- c) Krycí dvířka nesmí bránit v zasouvání nebo vysouvání jednotky a musí být navržena tak, aby nemohlo dojít k jejich náhodnému otevření.
- d) Zástavba musí být provedena tak, aby nemohlo dojít ke vzniku požáru vlivem tepla z motoru nebo k jiným nebezpečným podmínkám
- e) Nesmí docházet k úniku provozních kapalin motoru v zasunuté poloze, ani při zasouvání a vysouvání.

Motor a vrtule

Požadavky předpisu na motor jsou specifikovány v Hlavě H. Tyto požadavky zde nebudou podrobněji rozebírány z důvodu, že je jednotka již certifikována a tato problematika je poměrně obsáhlá.

Vrtule je pevná, dvoulistá, kompozitová (Typ KS-1G-152-R122), průměr 1520 mm. Vrtule má také certifikát, vzhledem k tomu zde nebudou požadavky kladené na vrtuly rozebírány podrobně. Bude zde uveden jen přehled základních požadavků kladených na umístění vrtule (vzdálenosti vrtule od ostatní konstrukce letounu). Předpis řeší vzdálenost od země (tu není nutno řešit vzhledem k umístění motoru na vrchu trupu) a konstrukční vzdálenost. Zde jsou požadavky, aby radiální vzdálenost byla nejméně 25 mm mezi konci listů vrtule a konstrukcí kluzáku, podélná vzdálenost musí být nejméně 13 mm mezi listy vrtule a stacionárními částmi kluzáku. Poslední požadavek řeší prokazatelnou vzdálenost mezi ostatními rotujícími částmi vrtule a ostatními stacionárními částmi kluzáku. Požadavky vrtule specifikuje Hlava J.

Provozní omezení

Provozní omezení pohonné jednotky jsou výrobcem uvedeny v příručce. Jsou zde uvedeny provozní údaje jako typ paliva, oleje, otáčky, jednoduchá údržba, atd.

Palivový systém

Palivová instalace musí zajistit dostatečnou dodávku paliva (množství a tlak) do motoru pro jeho chod ve všech normálních provozních podmínkách. Protože je palivová nádrž umístěna pod úrovní motoru (ve vysunuté poloze motoru), je palivový systém čerpadlového typu. Palivová soustava obsahuje jednu kompozitovou (uhlíková vlákna + speciální pryskyřice odolná účinkům paliva) palivovou nádrž. Musí být schopen dodávat motoru 150 % vzletové spotřeby paliva motoru. Palivový systém lze rozdělit na dvě skupiny:

- motorovou palivovou instalaci
- drakovou palivovou instalaci

Motorovou palivovou instalaci není nutno řešit, protože je již certifikovaná výrobcem motoru. Draková palivová instalace byla zastavena do trupu pracovníky firmy HpH, a je tedy nutno prokázat Úřadu její soulad s předpisovou základnou.

1) Palivová nádrž

Kluzák je vybaven jednou (hlavní) trupovou nádrží (velikost 9,8 kg paliva). Na přání je možno kluzák vybavit jednou nádrží v každém křídle. Musí odolávat vibračním, kapalinovým, setrvačným a konstrukčním zatížením, která vznikají za provozu. Zkouška nádrže se provádí tlakovou zkouškou o tlaku 0,14 bar pro nekovové nádrže. Nádrž musí být do trupu uložena tak, aby nedocházelo ke koncentraci zatížení, odírání nádrže vlivem hmotnosti paliva v ní, materiály použité pro podložení musí být nenasákavé. Prostor nádrže musí být větrán, odvodněn (zamezení hromadění hořlavých látek), umístění nádrže za protipožární přepážkou (mezera mezi nádrží a protipožární přepážkou 15 mm). V případě přistání bez podvozku musí být vhodně chráněny ty části, které by byly tímto přistáním ohroženy.

Každá nádrž musí mít vyrovnávací prostor (minimálně 2 % z celkového objemu nádrže), který umožní vyrovnat zvýšený tlak v nádrži (vylití paliva z nádrže) způsobený tepelnou roztažností, obratem na zemi.

Dále musí mít palivová nádrž odvodnitelnou jímku (0,1 % nebo 120 cm^3 , podle toho, která hodnota je větší), pokud nemá palivový systém usazovací jímku nebo komoru o velikosti 25 cm^3 nebo pokud není v normální poloze na zemi umístěna nádrž tak, aby z ní voda mohla vytékat ze všech částí do usazovací jímky nebo komory. Odvodňovací systém musí být přístupný a dát se snadno vypouštět. Výpust' palivové soustavy musí mít buď manuální, nebo automatické prostředky pro prokazatelné zablokování v zavřené poloze.

Plnicí hrdlo musí být umístěno mimo kabinu a při plnění musí být zabráněno, aby došlo při rozlití paliva k vniknutí do prostoru palivové nádrže nebo kterékoliv části motorového kluzáku.

Každá nádrž musí být ve své nejvrchnější části opatřena ovzdušněním. Tento vstup musí být konstruován tak, aby se minimalizovalo ucpání, sifonování paliva a otvor musí být vyústěn mimo kluzák.

Nevyužitelné množství paliva se určí tak, že nesmí být menší než množství, při kterém se projeví nesprávná činnost (v nejnepríznivějších podmínkách) dodávky paliva.

2) Palivový filtr

Je umístěn za palivovou nádrží. Musí zabránit vstupu nečistot obsažených v palivu do motoru.

3) Palivový ventil a regulační prvky

Palivový systém musí být opatřen prvky, které umožní pilotovi zastavit přívod paliva do motoru. Tento uzavírací ventil musí být za protipožární přepážkou. V kluzáku HpH 304 Sm je umístěn mezi palivovou nádrží a protipožární přepážkou.



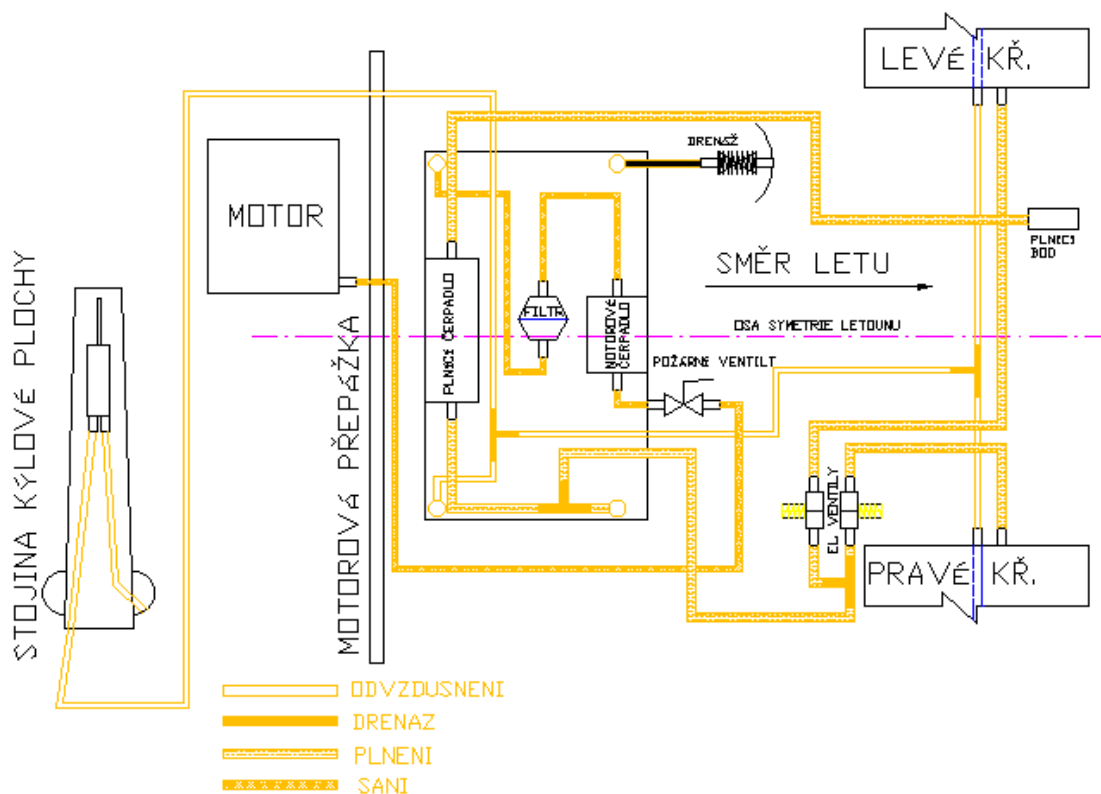
Obrázek 5-8: Ovladač požárního kohoutu v kabině

4) Potrubí a spoje

Palivové potrubí musí být umístěno v kluzáku tak, aby se zamezilo nadměrným vibracím, aby odolávalo zatížení tlakem paliva a přetížení za letu. V místech, kde dochází k pohybu částí kluzáku, musí být pružné potrubí vhodného typu. V místech, kde je nebezpečí požárem motoru, musí být alespoň žáruvzdorné.

Schéma palivové instalace

Z níže uvedeného schéma palivové instalace je patrné uspořádání prvků palivové soustavy. Jsou patrné i zamýšlené nádrže umístěné v každém křídle (dle přání zákazníka) pro zvýšení doby chodu motoru, a tedy zvýšení doletu v případě nepříznivého počasí. Palivo z křídelních nádrží je přepouštěno pomocí elektromagnetických ventilů přes plnicí čerpadlo do trupové (sběrné) nádrže. Palivo je z nádrže dopravováno přes filtr k motorovému čerpadlu, dále pak přes protipožární motorovou přepážku až k motoru (viz. Obr.5-9).



Obrázek 5-9: Schéma palivové instalace

5.7 Letové zkoušky

5.7.1 Obecný popis

Přesný program letových zkoušek JAA, EASA ani ÚCL nestanovila. Program letových zkoušek výrobce navrhne sám a Úřad pak tento návrh schválí nebo upraví. Tento program musí obsahovat všechny zkoušky, které požaduje předpis tak, aby byly prokázány požadavky předpisové základny. Za zkušební lety jsou považovány všechny lety, během kterých se ověřuje způsobilost letadla, jeho soustav nebo slouží k výzkumným a vývojovým účelům.

Druhy zkušebních letů

- 1) zkušební lety prototypů a experimentálně upravených letadel
- 2) zkušební lety sériových letadel
- 3) zkušební lety provozní
- 4) zkušební lety prováděné v rámci namátkové kontroly letové způsobilosti letadel zapsaných v leteckém rejstříku ČR

Zkušební lety prototypů a experimentálních letadel jsou lety k ověření parametrů letadla nebo vyzkoušení jeho soustav. Do této kategorie jsou zahrnuty všechny lety, které slouží k výzkumným a vývojovým účelům včetně přeletů s touto činností souvisejících. Do této kategorie také patří lety za účelem ověření a splnění požadavků předpisů pro vydání Typového osvědčení, jeho změny nebo Dodatku k Typovému osvědčení.

5.7.2 Postup při zkušebních letech

Souhlas ke zkušebnímu létání

Aby žadatel mohl provádět některé z výše uvedených druhů zkušebních letů, je nutné získat od Úřadu ***Souhlas ke zkušebnímu létání***. Získání tohoto souhlasu vyplývá z § 15 Leteckého zákona. Od 29.3.2007 je agentura EASA odpovědná za ***Schvalování letových podmínek***. Toto schválení je podmínkou pro vydání EASA Povolení k letu (Permit to fly). Tuto odpovědnost může EASA přenést na příslušné úřady nebo oprávněné organizace.

1) Schvalování letových podmínek

Netýká-li se schválení letových podmínek bezpečnosti konstrukce, není zapojena agentura EASA, ale tuto problematiku řeší úřad členského státu, kde je proveden zápis do rejstříku, nebo státu předepisující identifikační značku (pro ČR je to ÚCL). Do této skupiny letových podmínek lze zařadit:

- a) výrobní letové zkoušky pro účely stanovení shody
- b) předávací a exportní let nového letadla schválené konstrukce
- c) prokazování zachování shody se standardem dříve uznaným agenturou u daného letadla nebo typu letadla, které má splnit nebo opětovně splnit podmínky pro vydání osvědčení letové způsobilosti

Pro získání tohoto povolení, které je (jak již bylo napsáno) podmínkou pro získání Povolení k letu od ÚCL a je nutno zaslat ÚCL tyto formuláře:

- CAA/F-135-0/07 (EASA Form 37) – ***Žádost o schválení podmínek pro vydání PtF***

- CAA/F-133-0/07 (EASA Form 18b) – ***Formulář pro schválení letových podmínek pro PtF***

Tyto formuláře jsou pro ukázkou v přílohách č. 4 a 5

2) Vydání povolení k letu

Vydání Povolení k letu je v kompetenci příslušného národního leteckého úřadu. Toto povolení bude vydáno po schválení letových podmínek (**Formulář 18b** nebo **CAA/F-133-0/07**). Žádost o povolení k letu má označení:

- **CAA/F-132-0/07 (EASA Form 21) - Žádost o povolení k letu PtF**- viz příloha č.3

Schéma postupu a podmínek, které je nutno splnit před zahájením letových zkoušek (Žádost o povolení k letu), je patrné z **Vývojového diagramu letových zkoušek** (viz. Příloha č.2)

Pozn.: Organizace, které jsou držiteli oprávnění DOA a POA, za určitých podmínek mohou získat právo schvalovat letové podmínky a vydávat Povolení k letu. Toto umožňuje nové nařízení EASA. Organizace DOA žádají o rozšíření svých pravomocí přímo agenturu EASA (formulář 82 EASA) a organizace POA mohou zažádat u svého národního leteckého úřadu.

Postup žadatele

Podmínky pro získání Souhlasu a provádění samotných druhů Zkušebních letů jsou podrobně popsány ve Směrnici pro zkušební lety civilních letadel (vydanou ÚCL pod označením **CAA-TI-010-n/99**, verze n= 3). Další odkazy na zkušební lety lze nalézt v dodatku C předpisu L6/II. Konkrétní postup žadatele, který chce provádět zkušební lety, je ve stručné podobě uveden ve vývojovém diagramu.

Provádění zkušebních letů

Zkušební lety mohou být prováděny pouze zdravotně a odborně způsobilou posádkou (pilot, dále popř. technik), který má oprávnění k provádění zkušebních letů na příslušném typu letadla. Tento pilot může být pracovník ÚCL, pilot pověřený ÚCL nebo fyzická osoba. Zkušební lety prototypů a experimentálně upravených letadel. Pilot provádějící zkušební lety prototypů a experimentálních letadel musí mít kvalifikaci pro zkušební lety bez omezení. Odpovědnost za provedení zkušebního letu nese vždy oprávněný velitel letadla.

Pojištění

V souladu s ustanovením § 12 odstavec 2, písmeno d) zákona o civilním letectví musí být na letadlo provozovatelem zapsaným v Leteckém rejstříku ČR uzavřené pojištění odpovědnosti za škody z provozu letadla a zapláceno pojistné v rozsahu a podmínkách stanovených ustanovením § 98 odst.

5.7.3 Zkušební lety prototypů, experimentálně upravených a sériových letadel

Pro zkušební lety tohoto typu musí být vždy vydán buď jednorázový (*Souhlas s provedením zkušebního letu*), nebo trvalý souhlas (*Souhlas s prováděním zkušebních letů*).

1) Pro vydání Souhlasu s provedením jednoho zkušebního letu žadatel předkládá:

Je nutno vyplnit Žádost *CAA /FTI-043-0/00* pro udělení souhlasu ÚCL k provádění zkušebních letů (viz. Příloha č.3)

Návrh podmínek pro provedení zkušebního letu obsahující:

- typ letadla, výrobní číslo letadla
- druh zkušebního letu -dle předpisu L6/II Dodatek C bod 1.1.
- lety sériově vyrobených letadel
- zkušební let provozní
- kvalifikace letového a pozemního personálu, který provede přípravu letadla a zajistí provedení letu

2) Pro vydání Souhlasu s prováděním zkušebních letů žadatel předkládá:

Je nutno vyplnit Žádost *CAA /FTI-043-0/00* pro udělení souhlasu ÚCL k provádění zkušebních letů (viz. Příloha č.3)

Návrh instrukce pro provádění zkušebních letů s obsahem:

- obchodní jméno, sídlo, právní forma organ., číslo a druh Oprávnění vydaného ÚCL
- druh zkušebních letů - dle předpisu L6/II., Dodatek C bod 1.1.
- lety sériově vyrobených letadel
- zkušební lety provozní
- typy letadel s nimiž mají být zkušební lety prováděny
- seznam kvalifikovaného letového i pozemního personálu
- označení letišť, ze kterých budou zkušební lety uskutečňovány
- způsob zajištění údržby letadel
- způsob zajištění bezpečnosti zkušebních letů
- způsob zpracování programů zkušebních letů a metodiky těchto zkušebních letů
- organizační zajištění zkušebních letů s uvedením odpovědných osob
- přehled formulářů použitých pro zkušební lety (Příkaz k letu, Program a metodika zkušebního letu, Protokol zkušebního letu)
- stanovisko provozovatele (majitele) letiště

Pokud je letounu uděleno povolení k letu PtF (nebo ZOLZ), řídí se žadatel tímto postupem:

Pro zkušební lety tohoto typu je vydání povolení k letu (PtF) nebo ZOLZ současně Souhlasem s provedením tohoto zkušebního letu provozního s výjimkou letů uvedených v Předpise L6/II, dodatek C, část 1.1 a), b). Tento typ zkušebního letu provozního může být proveden pouze po splnění následujících podmínek:

- a) zkušební let provede organizace mající Oprávnění k údržbě daného typu letadla nebo provozovatel daného letadla
- b) letadlo má platné Povolení k letu nebo ZOLZ
- c) zkušební let provede kvalifikovaný personál
- d) Nesmí být na palubě letadla jiné osoby, než kvalifikovaný personál a během těchto letů nesmí být prováděna jiná činnost (přeprava cestujících, přeprava nákladu, letecké práce atd.) než ta, která je uvedena ve schváleném programu daného zkušebního letu.
- e) z provedeného zkušebního letu bude vypracován Protokol zkušebního letu
- f) na zkušební let bude vydán Příkaz ke zkušebnímu letu. Tento Příkaz ke zkušebnímu letu vydá organizace mající Oprávnění k údržbě daného typu letadla nebo Provozovatel daného letadla.

5.7.4 Doklady pro zkušební lety

Pro provedení zkušebního letu musí být letadlu vystaveny doklady:

1) Příkaz ke zkušebnímu letu

Musí obsahovat minimálně tyto informace:

- Typ letadla, výr. číslo, pozn. značka
- Účel letu
- Provozní omezení
- Posádku i další účastníky a jejich funkce za letu
- Podpis velitele letadla
- Podpis osoby oprávněné schválit provedení letu, uvedené v Instrukci pro provádění zkušebních letů nebo odpovědná osoba provozovatele

2) Program a metodika (PRG a MET) zkušebního letu

Program musí obsahovat:

- požadavek předpisu a způsob jeho plnění (cíl zkoušky)
- podmínky a omezení pro zkušební let
- stav letadla a měřicí techniky (je-li měřicí technika použita)
- způsob vyhodnocení zkušebního letu

Metodika potom uvádí:

- podmínky a omezení pro zkoušku (konfigurace, hmotnosti, centráže, režimy, nastavení a seřízení, meteorologická omezení ...)
- vlastní postup a způsob provedení zkoušky
- způsob registrace dat
- vyhodnocení zkoušky

3) Protokol zkušebního letu

Protokol pro zkušební lety prototypů a experimentálně upravených letadel musí obsahovat (minimálně) následující údaje:

- druh zkušebního protokolu a název hlavního bodu programu zkušebního letu
- typ letadla (popř. motoru, vrtule)
- poznávací značka letadla
- výrobní číslo letadla (popř. motoru, vrtule)
- rok výroby
- osvědčení letové způsobilosti (číslo, označení)
- údaje o platnosti popřípadě o prodloužení platnosti OLZ/ARC
- údaje o provozních hodnotách charakterizující letadlo, motor, vrtuli nebo ostatní výrobky letadlové techniky ověřované při daném zkušebním letu
- datum prováděného zkušebního letu
- místo prováděného zkušebního letu
- meteorologické podmínky (teplota vzduchu, tlak vzduchu QNH, nadmořská výška letiště, směr a síla větru)
- vzletová hmotnost letadla
- centráž letadla (ovlivňuje-li posouzení letové způsobilosti letadla při daném zkušebním letu)
- údaje zjištěné při zkušebním letu, včetně případných závad
- zhodnocení zkušebního letu
- podpis velitele letadla
- podpis pracovníka ST-ÚCL (účastní-li se letu)

Protokol zkušebního letu u prototypů a experimentálně upravených letadel musí být trvale u výrobce uložen po celou dobu vývoje a platnosti typového osvědčení.

5.7.5 Program letových zkoušek

Program letových zkoušek byl navrhnut podle požadavků předpisu JAR- 22 části „B-flight“. Při provádění letových zkoušek je nutno postupovat podle požadavků předpisu. Při návrhu a tvorbě programu letových zkoušek bylo hlavním cílem vytvořit takové pořadí letů, které by zajistily co největší bezpečnost, návaznost jednotlivých letů, maximální využití letového času. Dalším úkolem skladby letových zkoušek bylo minimalizovat potřebné počty letů, což lze docílit záznamem více měření nebo úkolů do jednoho letu. Pro prokázání jednotlivých bodů bude potřeba provést více letů. Výhodou při letových zkouškách letounu HpH 304Sm je, že je opatřen pohonnou jednotkou, která bude používána na převážnou část letů (kromě navijákových vzletů a vleků za vlečným letounem), a nebude tak potřeba dodatečné vybavení (vlečný letoun, naviják) a personál.

1) Hmotnosti a centráže

Musí být stanovena prázdná a plná hmotnost letounu a tomu odpovídající poloha těžiště. Předpis stanovuje při jaké hmotnosti a tomu odpovídající centráži mají být lety provedeny, hlavně požaduje provedení letů v okrajových bodech hmotnostní obálky. Pro letoun HpH 304 Sm byla stanovena minimální hmotnost pilota na 70 kg a maximální na 110 kg.

2) Pojezdové zkoušky

Chování letounu při pohybu po zemi je důležité zejména pro dobré vlastnosti rozjezdu při vzletu a dojezdu při přistání. Aby byly vyloučeny nežádoucí vlastnosti ,jsou tyto zkoušky zařazeny ještě před prvním vzletem letounu. Při pojezdových zkouškách se ověřuje správná reakce letounu při řízení pilotem na zemi, vliv bočního větru, funkce brzd, atd. Prokázání všech požadavků pojezdových zkoušek lze provést i při dalších letech určených k provedení jiných zkoušek, protože je zapotřebí jen fáze na zemi.

3) Seznamovací let

Jedná se o první let kluzáku provedený zkušebním pilotem. Vzhledem k tomu, že všechny vlastnosti letounu byly doposud jen teoretické (popř. na zkušebně), provede pilot jen základní letové manévry (zatáčky, klesání, stoupání), kontroluje funkci a účinky řízení, vztlakových klapek, aerodynamických brzd a účinky změny tahu pohonné jednotky. Pilot by se měl pokusit odhadnout pádovou rychlost kluzáku. Tímto způsobem se pilot snaží osvojit letové vlastnosti letounu. Seznamovací let a popřípadě i další lety nejsou provedeny pomocí vlastní pohonné jednotky, ale vlečným letounem. Počet takto provedených letů závisí na chování kluzáku a úsudku zkušebního pilota. Nejvhodnějším způsobem zjištění vlivu pohonné jednotky na chování letounu za letu bude nejdříve jen pohonnou jednotku vysunout a zasunout (v dostatečné výšce). Při dalších letových zkouškách se provede zkušební nahození jednotky při letu. A až po tomto ověření se provádí start za pomoci vlastní pohonné jednotky.

4) Kalibrace pitot- statického systému

Kalibrace pitot- statického systému je zařazena hned ze začátku letových zkoušek, protože jeho údaje jsou důležité jak pro bezpečnost letu (aby nedošlo k překročení mezních hodnot rychlosti), tak i pro naměřené údaje z letu. Chyba po kalibraci pitot- statického systému nesmí podle předpisu přesáhnout ± 8 km/h nebo ± 5 % (podle toho co je větší) v celém rozsahu rychlostí od $1,2 V_{S1}$ v konfiguraci se zasunutými vztlakovými klapkami až do V_{NE} . Kalibrace pitot- statického systému bude provedena pomocí porovnání hodnot z doprovodného letounu.

5) Pádové charakteristiky

Hlavním cílem této zkoušky je stanovit hodnotu pádové rychlosti kluzáku. Tato rychlost a s tím spojené pádové vlastnosti letounu jsou důležité z hlediska bezpečnosti letu. Pádová rychlost slouží k určení referenční rychlosti. Pádové charakteristiky musí být provedeny pro všechny možnosti a kombinace hmotností a centrází, polohy klapek, aerodynamických brzd, podvozku, se zasunutým a vysunutým motorem, atd. Při těchto letech je zkoumána nejen pádová rychlost, ale i vlastnosti letounu, jeho varování před pádem, ztráta výšky při pádu, atd. Rozhodující je určení pádové rychlosti v rychlosti v mezních hodnotách hmotností a centrází.

Přepis požaduje tyto hodnoty pádové rychlosti kluzáku:

- 1) V_{S0} – je pádová rychlost (CAS), při které je kluzák ještě říditelný v této konfiguraci:
 - přistávací zařízení vysunuto
 - vztlakové klapky v poloze pro přistání
 - aerodynamické brzdy v poloze, která odpovídá nižší hodnotě V_{S0}
 - maximální vzletová hmotnost
 - nejnepríznivější poloha těžiště (v povoleném rozsahu)
 - motorové kluzáky- volnoběžné otáčky
 - vrtule ve vzletové poloze
 - zavřené klapky krytu motoru
- 2) V_{S0} musí být v přistávací konfiguraci menší než:
 - 80 km/h- zasunuté aerodynamické brzdy, maximální hmotnost bez vodní zátěže
 - 90 km/h- zasunuté aerodynamické brzdy, maximální hmotnost s vodní zátěží
 - 95 km/h- plně vysunuté aerodynamické brzdy, maximální hmotnost s vodní zátěží
- 3) V_{S1} je pádová rychlost nebo minimální stabilní rychlost(CAS), při které je kluzák ještě říditelný pro:
 - konfigurace kluzáku je při zkoušce použita rychlost V_{S1}
 - hmotnost je použitelná, když je rychlost V_{S1} používána jako součinitel pro vyhovění požadavků výkonostních norem.
 - motorové kluzáky- volnoběžné otáčky
 - vrtule ve vzletové poloze
 - zavřené klapky krytu motoru
- 4) Rychlost V_{S0} a V_{S1} musí být stanoveny letovými zkouškami dle postupů uvedených v předpisu- přetažení v přímém letu.

6) Vzlet a přistání

a) Vzlet

Předpis stanovuje pro motorový kluzák maximální délku vzletu 500 m za těchto podmínek:- kluzák má maximální vzletovou hmotnost

- vítr má nulovou hodnotu
- délka vzletu je měřena z klidu letounu až do výšky 15 m.
- start z tvrdého, rovného a suchého povrchu
- zvolená rychlost musí být dosažena okamžitě po odpoutání od země a musí být udržována v průběhu stoupání. Tato rychlost nesmí být nižší než $1,3 V_{S1}$, nebo pokud je prokázáno, že je rychlost bezpečná za všech provozních podmínek včetně úplného selhání motoru a za podmínek turbulence je možno tuto rychlost snížit až na $1,15 V_{S1}$ (ne však nižší).

b) Přistání

Musí být možné normální přiblížení a přistání při hodnotě bočního větru ne menší než $0,2 V_{S0}$ nebo 15 km/h (podle toho co je větší). Kluzák nesmí mít jakékoliv mimořádné nároky na řízení a nesmí mít tendenci k nekontrolovatelnému prudkému otočení, podélnému kmitání nebo převržení přes přední část trupu. Při přiblížení nesmí vysunutí aerodynamických brzd vyvolat nadměrné ovlivnění, výkyvy síly v řízení nebo nadměrnou výchylku řízení při použití jakékoliv vyšší přípustné rychlosti až do $1,2 V_{S1}$. Při přiblížení s plně vysunutými aerodynamickými brzdami (při maximální hmotnosti) musí být klouzavost horší než 1:7 při rychlosti $1,3 V_{S0}$.

7) Pohonná jednotka

a) Výkony

Motor musí projít kalibračními zkouškami stanovujícími výkonnostní charakteristiky. Dále je nutné stanovit provozní výkony včetně omezení motoru (teploty, rychlosti, tlaky paliva, atd.). Výkonnostní charakteristiky již byly prokázány výrobcem motoru.

b) Otáčky vrtule

Pohonná jednotka musí mít navrženy omezení tak, aby otáčky nepřekračovaly příslušná omezení (otáčky za minutu, časové omezení vzletového výkonu). Musí být nainstalována vhodná instalace otáček (otáčkoměr nebo světelná indikace). Při vzletu a počátečním stoupání při rychlosti V_Y musí vrtule zabránit, aby motor docílil větších otáček při plné příпусти na větší otáčky, než jsou maximální vzletové otáčky. Při zavřené příпусти (nebo při nepracujícím motoru) při rychlosti V_{NE} nesmí vrtule dovolit dosáhnout 110 % maximálních trvalých otáček. Rychlost V_{PE} nesmí být nižší než 1,4 pádové rychlosti se vztakovými klapkami v neutrální poloze při maximální hmotnosti.

c) Chlazení

Motor je opatřen vodním chlazením. Toto chlazení musí být schopno udržet teplotu motoru a kapalin v stanoveném rozmezí za všech provozních podmínek. Předpis požaduje prokázání schopnosti chlazení motoru tak, aby se teplota stabilizovala při letu s motorem o výkonu ne nižším než 75 % maximálního trvalého výkonu. Po ustálení teplot nastane stoupání o délce jedné minuty na vzletovém výkonu. Po tomto stoupání se bude dále pokračovat 5 minut ve stoupání na maximálním trvalém výkonu (po dosažení nejvyšší zaznamenané teploty). Stoupání se provádí na rychlosti, která odpovídá rychlosti pro maximální stoupání. Maximální teplota vzduchu pro tuto ukoušku je 38°C na hladině moře (teplotní gradient poklesu teploty je 6,5°C na 1000 metrů). Při jiných teplotách je nutno zaznamenané hodnoty zkorrigovat.

d) Vibrace a třepetání

Při chodu motoru v běžném provozním rozsahu otáček nesmí motor vykazovat jakékoliv nadměrné vibrace a tím nadměrně namáhat jak části motoru, tak i samotného letounu. Třepetání je velmi nebezpečný jev, jak již bylo popsáno, a nesmí k němu docházet ani při chodu motoru pracujícího ve všech provozních režimech.

8) Vyvážení

Vyvažitelnost letounu je velmi důležitá, proto byla zařazena do poloviny letových zkoušek. Vyvážení lze rozdělit na tyto části:

a) Příčné vyvážení

Letoun musí být po uvolnění řízení křidélek vyvážený, nesmí tedy docházet k náklonu letounu v přímém letu při rychlosti $1,4V_{S1}$ (vztlakové klapky ve všech letových polohách, aerodynamické brzdy zasunuty, zatažený podvozek).

b) Směrové vyvážení

Letoun musí být možno směrově vyvážit v přímém letu při rychlosti $1,4V_{S1}$ (podmínky jako u příčného vyvážení).

c) Podélné vyvážení

Musí umožnit vyvážení tak, aby nemusel být vyvíjen další tlak nebo výchylka na primární řízení. V přistávací konfiguraci (vysunutý podvozek a vztlakové klapky v přistávací poloze, zasunuté aerodynamické brzdy) musí vyvážení být účinné v rozsahu rychlostí $1,2V_{S1}$ až $2,0V_{S1}$. Při vleku musí být kluzák vyvažitelný v rozsahu rychlostí $1,4V_{S1}$ až V_T . V rozmezí rychlostí $1,1V_{S1}$ až $1,5V_{S1}$ je při nejnepríznivějších podmínkách dovoleno, aby síla v řízení byla 20 daN. Vysunutí nebo zasunutí pohonné jednotky nesmí významně změnit vyvážení letounu. Při chodu motoru musí udržovat podélné vyvážení při vodorovném letu mezi rychlostmi V_Y až $0,9V_H$ a při stoupání s maximálním trvalým výkonem při rychlosti V_Y (v obou případech zatažený podvozek, vztlakové klapky v odpovídající poloze).

9) Stoupání a klesání (klouzání)

Stoupání u motorového kluzáku nesmí být dostatečné, proto předpis požaduje dosažení výšky 360 metrů od opuštění země do 4 minut (maximální vzletový výkon, zatažený podvozek, vztlakové klapky ve vzletové poloze). Musí být stanovena maximální udržitelná výška s použitím motoru.

Vertikální rychlost klesání nesmí být menší než 1,0 m/s (platí pro jednomístný kluzák při maximální hmotnosti s nejnepříznivější polohou těžiště s vypnutým motorem). Při plně otevřených aerodynamických brzdách nesmí kluzák překročit V_{NE} při strmém sestupu s úhlem do 45°.

10) Stabilita

Kluzák musí při letových zkouškách prokázat splnění požadavků dynamické a podélné statické stability a prokazovat přiměřený cit v řízení.

a) Podélná statická stabilita

Při výrazné změně rychlosti musí být na řídicí páce vyvolána síla, kterou pilot pocítí, sklon křivky závislosti síly na řídicí páce na rychlosti musí být kladný. Negativní strmost může být jen v případě, že se neprokáží žádné negativní příznaky. Při vychýlení letounu z rovnovážné polohy se musí vrátit po pozvolném uvolnění síly na řídicí páku do původní rychlosti s přesností $\pm 15 \%$ nebo $\pm 15 \text{ km/h}$ (podle toho, co je větší) v rozsahu rychlostí minimální bezpečné rychlosti letu až do V_{NE} , tak i při jakémkoliv nastavení výkonu motoru.

b) Statická směrová a příčná stabilita

Každé zvýšení úhlu bočního skluzu musí odpovídat zvětšené výchylce příčného řízení při letu v přímém letu, když se výchylka křidélek a směrovky postupně nastaví do opačného směru. Při bočním skluzu nesmí být reverzní síla příliš velká, aby nebyly kladeny zvláštní požadavky na pilotáž.

c) Dynamická stabilita

Krátkodobé kmitání mezi pádovou rychlostí a V_{DF} musí být utlumen primárním řízením jak volným, tak pevným, i v případě motorového kluzáku musí být utlumen při všech povolených režimech motoru.

11) Řiditelnost a obratnost

Jak řiditelnost, tak obratnost jsou velmi důležité parametry, které je nutno ověřit při letových zkouškách. Reakce letounu na výchylky řídicích ploch (chování letounu) je rozhodujícím faktorem, jak bude letoun u budoucích majitelů oblíben. Letoun (i při chodu motoru ve všech provozních režimech) musí být schopen plynule a při tom pohotově přecházet z jednoho letového režimu do druhého. Při tom nesmí být kladeny na pilotáž zvláštní požadavky. Musí být stanoveny všechny pozorované neobvyklé letové charakteristiky. Síla pilota potřebná k řízení nesmí překročit tyto hodnoty (i při všech běžných výkonech motoru) v tabulce 5-6.

Podmínky na pedály směrovky a řídicí páku		Klopení	Klonění	Zatáčení	Aerodynamické brzdy, vztlakové klapky, podvozek, uvolnění vlečení
		[daN]	[daN]	[daN]	[daN]
Krátkodobé působení	ovládání rukou	20	10	/	20
	ovládání nohama	/	/	40	/
Dlouhodobé působení	ovládání rukou	2,0	1,5	/	/
	ovládání nohama	/	/	10	/

Tabulka 5-6: Mezní síly pilota

a) Podélná řiditelnost

Při každé rychlosti nižší než $1,3V_{S1}$ musí být možné dostat příď kluzáku pod horizont a dosáhnout rychlosti, která se rovná $1,3V_{S1}$. Musí být možno za letu (v rámci letové obálky) měnit konfiguraci letounu bez zvláštních pilotních dovedností a bez překroční sil v řízení. Ustálený let musí být možno udržet při:

- 1) letu ve vleku, když se mění nastavení vztlakové klapky v jejím rozsahu
- 2) při vysunutí nebo zasunutí aerodynamických brzd mezi rychlostmi $1,1V_{S1}$ a $1,5V_{S1}$ (V_{S1} - je pádová rychlost s vysunutými nebo zasunutými aerodynamickými brzdami podle toho, která rychlost je vyšší)
- 3) Při provedení změny nastavení vztlakových klapek v průběhu vodorovného letu rychlostí $1,1V_{S1}$ a za použití maximálního trvalého výkonu pohonné jednotky.

b) Příčné a směrové řízení

Při rychlosti $1,4V_{S1}$ musí být možné změnit směr zatáčky s náklonem 45° do opačného směru za časový úsek ne delší než $b/3$ (b - rozpětí v metrech), vztlakové klapky jsou v nejpozitivnější poloze pro cestovní let, aerodynamické brzdy a podvozek jsou zataženy a nepředpokládá se, že dojde ke skluzu a propadnutí.

12) Vlečení za letadlem, automobilem a vzlet pomocí navijáku

I když je kluzák vybaven pohonnou jednotkou, která umožní jak jeho nastoupaní do potřebné výšky při nenavázání do stoupavého proudu, tak hlavně i jeho start, je výhodné, aby byl kluzák schopen provádět vzlety i za vlečným letounem, navijákem nebo automobilem z důvodu, aby mohl být letoun použit i v případě, kdy bude žádoucí využít jiný zde vyjmenovaný způsob vzletu než vlastní pohon, např. z důvodu poruchy vlastní pohonné jednotky, špatných podmínek pro vzlet (krátká vzletová dráha, meteo podmínky, překážky, atd.). Vzhledem k tomu, že je trup stejný jako u bezmotorové základní verze (HpH 304 S, je již trup vybaven vlečným zařízením pro vzlet za letounem, navijákem a automobilem.

a) vlečení za letounem

Vleky musí být prokázány až do rychlosti vleku V_T , aniž by byly zjištěny jakékoliv obtíže s udržováním křídel na nulovém úhlu náklonu a udržení kluzáku na ustálené dráze. Nesmí dojít k překročení sil v řízení uvedených v tabulce 5-6, při stranovém nebo vertikálním posunu musí kluzák bez potíží získat znovu normální polohu. Připojovací mechanismus musí být umístěn a navržen tak, aby se při uvolnění vlečného lana jeho konec nezachytil o část kluzáku. Součástí zkoušek je i vlečení s boční složkou větru, která není menší než $0,2V_{SO}$ nebo 15 km/h (podle toho, která hodnota je větší). Při vlečení musí být pilot schopen bez zvláštních dovedností vrátit kluzák zpět do normální vlečné polohy po tom, co kluzák záměrně bočně posunul pomocí křidélek a směrového řízení vzhledem k vlečnému letadlu s počátečním náklonem 30° . Dále pak ve vertikální poloze (vysoké nebo nízké poloze vůči vlečnému letadlu) s přibližně 15° odklonu od letové dráhy. Tendence kluzáku se klopit v počáteční fázi letu musí být okamžitě zvládnutelná. Musí být dále určen vhodný rozsah délek vlečného lana. Letové zkoušky musí být ověřeny pro všechny konfigurace, pro které se bude požadovat certifikace.

b) Vzlet pomocí navijáku

Vzlety musí být prokázány až do rychlosti V_w , aniž by byly zjištěny nějaké obtíže s udržováním křídel na nulovém úhlu náklonu, s nadměrnou výškovou oscilací, nesmí docházet k tlakovým silám při stoupání (stanovená polohou vyvážení) a nesmí dojít k překročení sil v řízení uvedených v tabulce 5-6. Při vzletech by se měla volit rychlost v plném rozsahu rychlostí až do V_w a volba různé výšky uvolnění vlečného lana (normální a nouzové uvolnění).

c) vlečení pomocí automobilu

Podmínky pro vzlety pomocí vlečení za automobilem jsou stejné jako u navijáku.

13) Vývrtky, spirálya) Vývrtky

Požadavky na vývrtky musí být prokázány ve všech konfiguracích, včetně chodu motoru na prázdko. Kluzák musí být možno vyvést z vývrtky po alespoň pěti otočkách (nebo po počtu, kdy se změní vývrtka na spirálový let střemhlav) za pomoci klasického postupu vybírání vývrtky bez překročení mezní rychlosti letu nebo kladného násobku. Zkoušky se provádí s neutrální polohou vztlačových klapek a aerodynamických brzd a s:

- řízením v poloze pro normální vývrtky
- křídélka a směrovka v opačném směru
- křídélky nastavenými ve směru rotace

Je nutno provést i zkoušku vývrtek při kritických kombinacích vysunutých aerodynamických brzd a vztlačových klapek, vodní zátěže a vysunuté a zasunuté pohonné jednotky. Vztlačové klapky mohou být použity během vyvádění z vývrtky po zastavení autorotace (nesmí být překročeno omezení rychlosti V_{FE}). Při návrhu kluzáku v konfiguraci s pomocným motorem pro start se nepočítá s prováděním úmyslných vývrtek, předpis v tomto případě požaduje, aby z vývrtky ve výše definovaných podmínkách bylo možno kluzák vyvést za ne více než další jeden a půl otáčky po zahájení vybírání.

Při vývrtce, která má jen jednu otočku, a to ve všech konfiguracích letounu, nesmí vybírání trvat déle než jednu další otočku. Musí být stanovena ztráta výšky potřebná k vybrání vývrtky (od okamžiku zahájení vybírání vývrtky do okamžiku prvního dosažení horizontálního letu), a to pro všechny výše uvedené případy. V žádném případě nesmí být možné, aby se kluzák dostal do neřiditelných vývrtek při jakémkoliv použití řízení. Protože je kluzák vybavený vodní zátěží, musí být prokázána (pro všechny výše uvedené konfigurace) možnost vybrání z vývrtky pro nejkritičtější asymetrické rozložení vodní zátěže, která by mohla vzniknout poruchou systému vodní zátěže nebo díky příčnému zrychlení během samotné vývrtky.

b) Spirály

Pro zjištění tendence letounu k přechodu z vývrtky do střemhlavého spirálového letu je nutné určit fáze, ve kterých se tato tendence projevuje. Musí být možné z této fáze vyjít, aniž by byly překročeny mezní rychlosti a kladný násobek zatížení kluzáku. Tento požadavek předpisu se prokazuje se zasunutými aerodynamickými brzdami.

14) Přehled odhadovaných počtů letů a potřebného času

V následující tabulce je proveden odhad potřebných počtů letů a s tím spojené časy na prokázání jednotlivých bodů předpisové základny. Jedná se jen o odhady, konečný počet letů se může lišit, pokud například dojde k nějakým pochybnostem ohledně způsobilosti u prokazovaného bodu nebo pokud bude zkušební pilot nebo Úřad požadovat z důvodu pochybností další dodatečné lety.

	Prokazovaný bod předpisové základny	Celkový čas	Počet letů
1	Hmotnosti a centráže	2°40'	8
2	Pojezdové zkoušky	0°20'	0
3	Seznamovací let	0°40'	2
4	Kalibrace pitot- statického systému	11°30'	40
5	Pádové charakteristiky	24° 00'	75
6	vzlet a přistání	1°00'	4
7	Pohonná jednotka	2°00'	8
8	Soupání a klesání (klouzání)	1°20'	4
9	Stabilita	2°40'	8
10	Řiditelnost a obratnost	1°00'	3
11	Vyvažitelnost	1°20'	4
12	Vlečení za letadlem, automobilem a vzlet pomocí navijáku	4°00'	38
13	Vývrtky, spirály	7°20'	22
	Celkem	59°50'	216

Tabulka 5-7: Přehled odhadovaných počtů letů a potřebného času

6 Návrh dokumentace a zpráv

Žadatel při podání žádosti o provedení certifikace musí ÚCL předložit tuto dokumentaci:

1) typový návrh letounu

Typový návrh je rozdělen na tyto části:

- a) Výrobní dokumentace typu: Výkresová dokumentace, popis ostatních výrobků
- b) Popis letounu: jeho příslušenství, vybavení a systémů: omezení, technické parametry, popis letounu.
- c) Technologické parametry: postupy výroby, montáže, parametry a doklady použitého materiálu.
- d) Zachování letové způsobilosti: jak pro samotný kluzák, tak i pro ostatní výrobky související s tímto kluzákem.
- e) Ostatní informace: informace, které nelze zařadit do výše uvedených skupin (např. doklady výroby, doklady způsobilosti, přílohy).

2) program zkoušek

Program zkoušek je popisuje jak se samotná zkouška provede. Tento postup nesmí být v rozporu s předpisovou základnou a musí splňovat všechny její požadavky.

3) Prokazované body předpisu

Jedná se o přehled prokazovaných bodů předpisu. Každý bod by měl obsahovat paragraf předpisové základny, aby byl jednoduše dohledatelný. Tento seznam prokazovaných bodů se pak dále využije při sestavení časového rozvrhu zkoušek (Harmonogram zkoušek).

4) časový rozvrh zkoušek

Všechny zkoušky musí být předem naplánovány. Musí být vytvořen tzv. *Harmonogram zkoušek*. Ten je pak předán ÚCL, který si naplánuje účast na jednotlivých zkouškách. Harmonogram dále slouží k názornějšímu přehledu provedených zkoušek, zpoždění, změn, atd.

5) metodika zkoušek

Měla by podrobně definovat podmínky, vyhodnocení, potřebné přístrojové zařízení pro jednotlivé zkoušky. Dále popisuje všechny konfigurace a režimy, pro které bude prováděna zkouška. Je zde popis i prostředí zkoušky, např. požadavky meteorologických podmínek (teplota, vlhkost, výška, ve které bude prováděna zkouška, hustota vzduchu, tlak, atd.). Nakonec zde musí být uvedeno, jak bude provedeno vyhodnocení zkoušky.

6) letovou příručku

Výrobce by měl mít již zpracovanou alespoň předběžnou letovou příručku pro daný letoun. Je vhodné v průběhu zkoušek letovou příručku doplňovat (v případě zjištění důležitých skutečností). Předpisem není požadováno předložení Letové příručky při podání žádosti o certifikaci (až dále).

7) jiné specifické dokumenty

Sem je možno zahrnout *Průkaz shody zkušebního kluzáku s typovou dokumentací* a *Průkaz shody zkušebního zařízení s typovou dokumentací*. Kde inspektor ÚCL nebo jiná pověřená osoba ověří, zda zkušební kluzák je s typovou dokumentací shodný.

7 Druhy a výše úhrad za úkony prováděné Úřadem

V této části jsem se pokusil nastínit finanční stránku certifikace. Veškeré úkony spojené s problematikou daného úkolu (certifikace letounu), které provede Úřad, jsou zpoplatněny. Poplatků úřadu (jak ÚCL tak EASA) je ve skutečnosti mnohem více, byly zde ale vybrány jen ty nejrelevantnější poplatky. Firma certifikující letoun je nucena platit i další poplatky (poplatky nesouvisející přímo s certifikací), např. platy zaměstnancům, pronájem provozních prostor a budov, pracovní cesty, atd. Z finančního hlediska je certifikace velice náročný proces.

7.1 Poplatky národnímu Úřadu

Zde jsou uvedeny výše úhrad, které si účtuje Úřad za vypsání úkonů. Částky úkonů jsou zveřejněny ve *Vyhlášce Ministerstva dopravy a spojů 108/1997 Sb.* Všechny ceny národnímu Úřadu jsou v českých korunách.

a) Zkušební lety

- Vydání souhlasu ke zkušebnímu létání (§ 25 let. zákona) 1 000 Kč
- Prodloužení platnosti vydaného povolení 100 Kč

b) Změny, prodloužení a obnovení platnosti vydaného oprávnění

- Vývoj, projektování, výroba, zkoušky, údržba, opravy, modifikace a konstrukční změny, včetně rozšíření předmětu činnosti 5 000 Kč
- Vydání nebo uznání oprávnění servisní stanice 5 000 Kč
- Za prodloužení, změnu nebo rozšíření uznání servisní stanice 2 500 Kč

c) Ověření způsobilosti a vydání Exportního osvědčení letové způsobilosti

- Pohonné jednotky pro zástavbu do kluzáků 1 000 Kč
- pístové 1 500 Kč (turbovrtulové, turbohřídelové a proudové 2 000 Kč)
- pevné dřevěné, kompozitové a kovové vrtule 500 Kč

d) Ostatní služby

- Cena za každou započatou hodinu vyžádané odborné konzultace 600 Kč
- Jednotná cena publikací Úřadu, včetně změnové služby kalkulace za 1 stránku odborného textu 10 Kč
- Udělení výjimky z ustanovení předpisu řady L formou "Rozhodnutí Úřadu" v případech, kdy je k tomu Úřad zmocněn 500 Kč

7.2 Poplatky EASA

Mimo poplatky placené ÚCL je nutné platit poplatky za služby také EASA, protože certifikace probíhá pod tímto Úřadem. Níže uvedené ceny jsou platné vždy na 12 měsíců. Ceny jsou uveřejněny v ***Nariadení komise EU No 593/2007***. Poplatky byly vybrány jen ty, které se přímo týkají certifikace kluzáku. Všechny ceny jsou uvedeny v Eurech.

a) Typový certifikát a omezený typový certifikát

Very Light Aeroplanes (VLA), větroně- 6000,- Euro

b) Odvozeniny Typových certifikátů a omezených typových certifikátů

Very Light Aeroplanes (VLA), větroně- 2400,- Euro

c) Doplňkové typové certifikáty

Very Light Aeroplanes (VLA), větroně- 250,- Euro (komplexní, standardní, jednoduchý)

d) Významnější změny a opravy

Very Light Aeroplanes (VLA), větroně- 250,- Euro (komplexní, standardní, jednoduchý)

e) Menší změny a opravy

Very Light Aeroplanes (VLA), větroně- 250,- Euro

f) Roční poplatek pro držitele EASA Typových certifikátů a omezených typových certifikátů a jiné Typové certifikáty považované za přijatelné předpisem

Very Light Aeroplanes (VLA), větroně- 900,- Euro (EU design) 300,- Euro (Jiný design)

g) Schvalovací poplatek DOA (Design Organisation Agreement)

	Typ DOA				
	DOA 1A	DOA 2B DOA 2A	DOA 1C DOA 2B DOA 3A	DOA 2C DOA 3B	DOA 3C
Počet pracovníků	Výše poplatku				
Do 10	11 250	9000	6 750	4 500	3 600
10 až 49	31 500	22 500	13 500	9000	

h) Hodinový poplatek (konzultace, atd.)

Jednotný poplatek 225,- Euro

8 Závěr

Tato diplomová práce poskytuje rámcový přehled o požadavcích certifikace na kluzák HpH 304 Sm s pomocným motorem Binder pro start tak, aby byl letoun úspěšně certifikován. Práce chronologicky rozebírá jednotlivé aspekty certifikačního procesu tak, jak jdou za sebou. Práce v žádném případě nenahrazuje předpisovou základnu, ale jen má poskytnout ucelený pohled na certifikační proces. V práci jsou rozpracovány hlavní body, které předpis požaduje prokázat, od obecného zatížení, pevnosti, třepetání, funkčnosti jednotlivých systémů, pohonné jednotky a letových zkoušek. Vzhledem k podání Žádosti v době platnosti předpisů JAR tvoří předpisovou základnu předpis JAR- 22.

Certifikace nového letounu je velice rozsáhlý proces, kvůli kterému nebylo možno rozpracovat všechna potřebná úskalí certifikace do podrobnější roviny. Popis certifikace obsahuje část 5. I přes tento fakt se práce snaží podrobněji rozpracovat letové zkoušky. Problematika letových zkoušek je popsána v části 5.7. Tuto část agentura EASA nebo ÚCL blíže nespecifikují, musí být pouze splněny požadavky, které předpis požaduje. Byl proto navrhnut program letových zkoušek, včetně odhadu potřebného počtu letů a času k prokázání jednotlivých bodů předpisu. Tato část byla navrhována také, aby mohla být firmou HpH Ltd. použita při certifikaci kluzáku. Na konci této části je soupis potřebných dokumentů, které ÚCL vyžaduje.

V současné době firma Vanessa Air dokončila výpočty zatížení a pevnosti základní bezmotorové verze HpH 304 S a probíhá následná komunikace s ÚCL. Dokončení certifikačního procesu je nejspíše otázkou v řádech několika měsíců.

9 Použité zkratky

AC	Altering Current- Střídavý Proud
AMC	Acceptable Means of Compliance- Přijatelné Způsoby Průkazu
ATC	Air Traffic Control- Řízení Letového Provozu
CAA	Civil Aviation Authority- Úřad Civilního Letectví
CAS	Calibrated Airspeed- Kalibrovaná rychlost letu
CRI	Certification Review Item- Navržené Použitelné Požadavky
DOA	Design Organisation Agreement- Oprávnění organizace k výrobě
EASA	European Aviation Safety Agency- Evropská Agentura pro Bezpečnost Let.
ECAC	European Civil Aviation Conference- Evropská Konference pro Civilní Let.
ES	Evropské Společenství
EU	Evropská Unie
FAA	Federal Aviation Administration- Federální Letecký Úřad
FEM	Measurement of the Electrical Field- Měření Elektrického Pole
ICAO	International Civil Aviation Organization- Mezinárodní Org. pro Civilní Let.
JAA	Joint Aviation Authorities- Společné Letecké Úřady
JAR	Joint Aviation Requirements- Společné Letecké Předpisy
MoC	Means of Compliance- Způsoby prokazování
OLZ/ARC	Osvědčení Letové Způsobilosti/Osvědčení Kontroly Letové Způsobilosti
OSN	Organizace Spojených Národů
POA	Production Organisation Approval- Schválení výrobní organizace
PtF	Permit to Fly- Povolení k letu
QNH	Q-kód, tlak vzduchu přepočtený na střední hladinu moře
TAS	True Airspeed- skutečná rychlost letu
ÚCL	Úřad Civilního Letectví
VLA	Very Light Aeroplanes- Velmi lehká letadla
V_{S1}	Pádová rychlost nebo minimální rychlost ustáleného letu v definované konfiguraci
V_{SO}	Pádovou rychlost nebo minimální rychlost ustáleného letu v přistávací konfiguraci
V_H	Maximální rychlost vodorovného letu s maximálním trvalým výkonem
V_{PE}	Maximální povolená rychlost s vysunutou pohonnou jednotkou
V_W	Maximální přípustná rychlost letu při vzletu pomocí navijáku
V_F	Návrhová rychlost letu s vysunutými vztlačovými klapkami
V_{SF}	Pádová rychlost při plně vysunutých vztlačových klapkách
V_{LO}	Maximální rychlost letu pro ovládání přistávacího zařízení
V_B	Návrhová rychlost při maximální intenzitě poryvů
V_Y	Rychlost letu pro optimální stoupací rychlost
V_{DF}	Letově prokázaná rychlost strmého letu
V_D	Návrhová rychlost rychlost strmého letu
V_{NE}	Maximální přípustná rychlost letu
V_T	Maximální rychlost při aerovleku
V_A	Návrhová rychlost obratu
ZOLZ	Zvláštní Osvědčení Letové Způsobilosti

Veličiny

daN	dekaNewton
ft	feet
kg	Kilogram
lb	pound
Kt	Knot (nautical mile =1.852 km)
l	Litr
Mph	Mile per hour
KW	Kilowatt
US gal	US gallon
V	Volt
W	Watt

10 Seznam použité literatury

Předpis SC-22
Předpis JAR- 22
Předpis JAR- 21
Předpis JAR-1
Předpis L8/A
Předpis L8

Žádost o udělení souhlasu ÚCL k provádění zkušebních letů
Nařízení evropského parlamentu a rady (ES) č. 216-2008
Zákon o civilním letectví č 49/1997 sb.
Nařízení komise (ES) č. 1702/2003
Nařízení komise (ES) č. 1057/2008
Vývojový diagram zkušebních letů
Vyhláška č.108 1997

CAA-TI-015-n-99-R3
CAA /FTI-043-0/00
CAA-ST-079-n-04
CAA-ST-084-n-05
CAA-TI-026-2-01
CAA-TI-012-4/99
CAA-TI-019-1-00
CAA-TI-010-4/99
CAA-TI-005-n-97
CAA-TI-026-2-01
CAA-ST-079-n-04
CAA-ST-084-n-05
CAA-TI-012-4-99
CAA-TI-019-1-00
PO-TI-L8A-1A

Program letových zkoušek letounu VUT 001 Marabu
Dokumentace poskytnutá Binder Flugmotorenbau GmbH
Dokumentace poskytnutá HpH Ltd.

Zdroje z internetu

<http://lu.fme.vutbr.cz/ucebnice/opory/stress.php#11>, [cit. 2009-3-13]
<http://www.caa.cz/>, [cit. 2008-11-12]
http://www.easa.europa.eu/ws_prod/index.html, [cit. 2009-2-26]
<http://www.hph.cz/>, [cit. 2008-11-10]
<http://www.binder-flugmotorenbau.de/index.php>, [cit. 2008-11-28]
<http://lis.rlp.cz/predpisy/predpisy/index.htm>, [cit. 2008-12-25]

11 Přílohy

Seznam příloh

Příloha č.1 Žádost o Typový certifikát

Příloha č.2 Vývojový diagram zkušebních letů

Příloha č.3 Žádost o udělení souhlasu ÚCL k provádění zkušebních letů

Příloha č.4 Žádost o schválení letových podmínek pro povolení k letu

Příloha č.5 Letové podmínky pro povolení k letu- schvalovací formulář

Příloha č.6 Fotodokumentace

Příloha č.1

	European Aviation Safety Agency Application for Type Certificate (TC)/ Restricted Type Certificate (RTC)
1. Applicant	
1.1 Applicant's Reference (if applicable)	Internal Reference
1.2 Name	Name
1.3 Address (registered business/postal address)	Address
1.4 Contact Person	Contact Person
1.5 Telephone	Phone
1.6 Fax	Fax
1.7 E-mail	E-mail
1.8 Part 21 Demonstration of Capability (if applicable)	Part 21 Demonstration of Capability
1.9.1 Financial Contact (if applicable)	Financial Contact
1.9.2 Complete Address	Address
1.9.3 Telephone	Phone
1.9.4 Fax	Fax
1.9.5 E-mail	E-mail

2. Product identification and fees information			
☐ Type Certificate		☐ Derivative	
☐ Restricted Type Certificate			
Applicants will be charged in accordance with the Commission Regulation (EC) No. 593/2007 of 31 May 2007 and any subsequent amendment, on the fees and charges levied by the European Aviation Safety Agency (http://www.easa.europa.eu/home/regul_fees_charges_en.html). In the case of withdrawal of the application, or other cases of interruption that qualify under Article 8(7) of Regulation 593/2007, EASA will recover any fees due, calculated on an hourly basis but not exceeding the applicable flat fee. In case the certification task is charged on an hourly rate, the working hours already spent will be fully recovered. EASA will also recover travel costs outside the territories of the EU Member States.			
2.1 Fixed wing aircraft			
Large Aeroplanes ☐ over 150 000 kg ☐ over 50 000 kg tons up to 150 000 kg ☐ over 22 000 kg up to 50 000 kg ☐ over 5 700 kg up to 22 000 kg (excluding commuter)		Small Aeroplanes ☐ over 5 700 kg up to 22 000 kg (incl. commuter) ☐ over 2 000 kg up to 5 700 kg ☐ up to 2 000 kg ☐ VLA, powered sailplanes, sailplanes	
2.2 Rotorcraft	☐ Large (CS-29 and CS-27 Cat. A)	☐ Medium (other CS-27)	☐ Small (CS-27 of less than 4 seats and VLR)
2.3 Balloons, Airships	☐ Balloon		☐ Airship
2.4 Propulsion			
Engines ☐ turbine engine above 25 kN take-off thrust ☐ turbine engine up to 25 kN take-off thrust ☐ turbine engine above 2000 kW take-off power ☐ turbine engine up to 2000 kW take-off power ☐ non-turbine engine ☐ CS-22H class engine, CS VLR App. B		APU ☐	Propellers ☐ propeller for use on aircraft over 5 700 kg MTOW ☐ propeller for use on aircraft up to 5 700 kg MTOW
3.1 Type / Model designation(s)			
3.2 Foreign Approval Reference (if applicable)			
3.3 Restriction (if applicable)			

4. Financial information																	
EASA will only be able to return prepaid amounts if the attached THIRD PARTY FINANCIAL INFORMATION page is duly provided.																	
5. Applicant's declaration																	
I confirm that the information contained herein is correct and complete. I have accessed, read and agree to be bound by the Agency's Terms of Payment (available here: http://www.easa.europa.eu/home/regul_fees_charges_en.html). Accordingly, I agree to pay the fees levied by EASA in respect of the issuance of a Type Certificate / Restricted Type Certificate or approval of a Derivative and am aware of the consequences of non-payment.																	
6. Signature																	
Date	Name	Signature															
	Name																
This Application together with the completed EASA THIRD PARTY FINANCIAL INFORMATION page should be sent by fax, e-mail or regular mail to: <table border="0"> <tr> <td>European Applications Manager Postfach D-50452 Germany</td> <td>and of the</td> <td>Aviation Procurement Products 10</td> <td>Safety Services Applications Management 12</td> <td>Agency Department Section 53 Köln</td> </tr> <tr> <td>Fax: +49</td> <td>–</td> <td>(0)221</td> <td>-</td> <td>89990 ext. 4445</td> </tr> <tr> <td colspan="5">E-mail: tc@easa.europa.eu</td> </tr> </table>			European Applications Manager Postfach D-50452 Germany	and of the	Aviation Procurement Products 10	Safety Services Applications Management 12	Agency Department Section 53 Köln	Fax: +49	–	(0)221	-	89990 ext. 4445	E-mail: tc@easa.europa.eu				
European Applications Manager Postfach D-50452 Germany	and of the	Aviation Procurement Products 10	Safety Services Applications Management 12	Agency Department Section 53 Köln													
Fax: +49	–	(0)221	-	89990 ext. 4445													
E-mail: tc@easa.europa.eu																	

DO NOT FORGET TO SIGN THE APPLICATION FORM



EASA THIRD PARTY FINANCIAL INFORMATION

BANK ACCOUNT OWNER INFORMATION		
	LAST NAME:	
	FIRST NAME:	
	ADRESS:	
	CITY:	POSTCODE:
	COUNTRY:	VAT NUMBER:
PHONE:		
E-MAIL:		
BANK ACCOUNT INFORMATION		
	NAME OF THE BANK:	
	ADDRESS OF THE BANK:	
	CITY:	POSTCODE:
	IBAN (MANDATORY): (International Bank account number)	
BIC/SWIFT CODE (MANDATORY):		
STAMP AND SIGNATURE OF THE BANK REPRESENTATIVE: DATE:	SIGNATURE OF THE BANK ACCOUNT OWNER: DATE:	

```

graph TD
    Start([ŽADATEL  
Zjistí, že je nutné provést zk. let(y) pro vyřízení příslušné  
žádosti na ÚCL, resp. k vlastním ukonč.) --> D1{o jaký druh  
zk. letu jde}
    
    D1 --> K1[/Kritérium:  
Podle CAA-TI-010-X/99  
část 1/]
    D1 --> L1[1. Zk. let sériové  
výrobného letadla  
2. Zk. let  
experimentálního]
    
    D1 --> L2[Zk. let provozní]
    L2 --> D2{Nutnost vydání  
souhlasu pro  
ZL dle §15 LZ}
    
    D2 --> K2[/Kritérium:  
- Platné OLZ nebo ZOLZ  
- Nejedná se o let po  
konstrukční úpravě nebo  
modifikaci  
podle CAA-TI-010-X/99  
část 4/]
    D2 --> L3[ANO]
    D2 --> L4[NE]
    
    L3 --> D3{Jednorázový,  
nebo trvalý  
souhlas}
    D3 --> L5[JEDNORÁZOVÝ  
SOUHLAS  
splnit požadavky CAA-TI-010-X/99 čl. 4.3.1.2.]
    D3 --> L6[TRVALÝ SOUHLAS  
splnit požadavky  
CAA-TI-010-X/99 čl.  
4.3.2.2.]
    
    L5 --> D4{Podání  
žádosti na  
ÚCL  
+ 1000,- Kč  
kolek  
(pouze při  
prvním  
podání  
žádosti)}
    L6 --> D4
    
    D4 --> L7[Proces posuzování  
podané žádosti v  
rámci ÚCL]
    L7 --> D5{Žádost  
vyhovuje}
    
    D5 --> L8[ANO]
    D5 --> L9[NE]
    
    L8 --> L10[ÚCL VYDÁ SOUHLAS  
PRO ZK. LETY  
a ŽADATEL ZAHAJÍ  
provádění zk. letů podle  
vydaného Souhlasu]
    L10 --> D6{Je nutná účast  
ÚCL při zk.  
letech?}
    
    D6 --> L11[NE]
    D6 --> L12[ANO]
    
    L11 --> L13[UKONČENÍ ZK. LETŮ  
a zpracování výsledků pro ukončení  
řízení příslušné žádosti *]
    L12 --> D7{Pozemní dozor  
nebo na místě  
palubě}
    
    D7 --> L14[Lety s účastí ÚCL  
na palubě]
    D7 --> L15[Pozemní  
dozor ÚCL]
    
    L14 --> L13
    L15 --> L13
    
    L9 --> L16[ŽADATEL ZAHAJÍ  
provádění zk. letů za  
podmínek  
CAA-TI-010-X/99,  
odst. 4.1. resp. 4.2.]
    L16 --> L13
    
    L13 --> L17[VNITŘNÍ PROCES ÚCL  
Dle postupu referátu LVV:  
"Příručka inspektora LVV-  
příloha CL3"]
    L17 --> L13
  
```

ŽADATEL
Zjistí, že je nutné provést zk. let(y) pro vyřízení příslušné žádosti na ÚCL, resp. k vlastním ukonč.

Kritérium:
Podle CAA-TI-010-X/99 část 1

o jaký druh zk. letu jde

1. Zk. let sériové výrobného letadla
2. Zk. let experimentálního

Zk. let provozní

Kritérium:
- Platné OLZ nebo ZOLZ
- Nejedná se o let po konstrukční úpravě nebo modifikaci podle CAA-TI-010-X/99 část 4

Nutnost vydání souhlasu pro ZL dle §15 LZ

ANO

NE

JEDNORÁZOVÝ SOUHLAS
splnit požadavky CAA-TI-010-X/99 čl. 4.3.1.2.

TRVALÝ SOUHLAS
splnit požadavky CAA-TI-010-X/99 čl. 4.3.2.2.

Podání žádosti na ÚCL + 1000,- Kč kolek (pouze při prvním podání žádosti)

Proces posuzování podané žádosti v rámci ÚCL

VNITŘNÍ PROCES ÚCL
Dle postupu referátu LVV: "Příručka inspektora LVV-příloha CL3"

Žádost vyhovuje

ANO

NE

ÚCL VYDÁ SOUHLAS PRO ZK. LETY a ŽADATEL ZAHAJÍ provádění zk. letů podle vydaného Souhlasu

Je nutná účast ÚCL při zk. letech?

NE

ANO

Pozemní dozor nebo na místě palubě

Lety s účastí ÚCL na palubě

Pozemní dozor ÚCL

UKONČENÍ ZK. LETŮ a zpracování výsledků pro ukončení řízení příslušné žádosti *

ŽADATEL ZAHAJÍ
provádění zk. letů za podmínek CAA-TI-010-X/99, odst. 4.1. resp. 4.2.

VNITŘNÍ PROCES ÚCL
• Podle interní směrnice ÚCL CAA-S-036-X/01
• Podle postupů pro daný výkon ÚCL

** tím je myšlena činnost pro:*

- Vydání TC, STC
- Vydání OLZ, ZOLZ
- Schválení modifikace
- Prodloužení OLZ
- Provedení údržby
- Provedení opravy
- Případně jiná, pro kterou je nutnou součástí provedení zk. letu

Příloha č.3

ÚŘAD PRO CIVILNÍ LETECTVÍ
ČESKÁ REPUBLIKA

**Žádost
o udělení souhlasu ÚCL k provádění zkušebních
letů**

Žadatel:
Adresa:
Žádáme o udělení souhlasu k provádění: ☐ Zkušebních letů provozních ☐ Zkušebních letů sériově vyrobených letadel ☐ Zkušebních letů podle předpisu L 6/II Dodatek C, bod 1.1. Poznámka: Zde uveďte příslušný podbod předpisu L 6/II Dodatek C, bod 1.1.:
Příloha : Návrh instrukce pro provádění zkušebních letů. Poznámka: Návrh instrukce zpracujte podle Směrnice pro zkušební lety civilních letadel CAA-TI-010-4/99.

V..... dne.....

.....
Podpis žadatele

Příloha č.4



Application for Approval of Flight Conditions for a permit to fly Žádost o schválení letových podmínek pro povolení k letu

This application should be submitted to the CAA CZ only in case that the approval of flight conditions is not related to type design safety.
Tato žádost by měla být zaslána na ÚCL ČR pouze v případě, že se schválení letových podmínek nevztahuje k bezpečnosti typového návrhu.

1. Applicant / Žadatel	
1.1 Applicant's Reference (if applicable) Číslo oprávnění žadatele (je-li to použitelné)	
1.2 Name / Jméno	
1.3 Address (registered business/postal address) Adresa (registrovaná obchodní/korespondenční adresa)	
1.4 Contact Person (if applicable) Kontaktní osoba (je-li to použitelné)	
1.5 Telephone / Telefon	
1.6 Fax / Fax	
1.7 E-mail / E-mail	

2. Scope / Rozsah	☐ Approval of flight conditions / Schválení letových podmínek
	☐ EASA Form 18B is attached (see Annex) / Formulář 18B je přiložen (viz Příloha)
	☐ EASA Form 18B is not attached because / Formulář 18B není přiložen, protože:

3. Applicability / Description – Platnost / Popis	
3.1 Applicability (Aircraft manufacturer/type) Platnost (Výrobce letadla/ typ letadla)	
3.2 Serial Number / Výrobní číslo	
3.3 Nationality and Registration marks Poznávací značka	
3.4 This application is related to an ongoing certification project Tato žádost se vztahuje k probíhajícímu certifikačnímu projektu	☐ Not applicable / Nepoužitelné ☐ TC/RTC ☐ Change/Repair – Změna/Oprava P-EASA / Project EASA - _____ (insert P-No / vložte číslo projektu)
☐ Large Aeroplane / Velký letoun ☐ Small Aeroplane, Sailplane, Powered Sailplane, VLA / Malý letoun, kluzák, motorový kluzák, VLA ☐ Rotorcraft / Rotorové letadlo ☐ Balloon/Airship - Balon/Vzducholod'	

Form 37 / Formulář 37
CAA/F-ST-135-0/07
Page 2 of 6 / Strana 2 (celkem 6)

5. Applicant's declaration / Prohlášení žadatele

I confirm that the information contained herein is correct and complete.

Prohlašuji, že zde uvedené informace, jsou správné a úplné.

6. Signature / Podpis

Date / Datum	Name / Jméno	Signature / Podpis
--------------	--------------	--------------------

This Application should be sent by fax, e-mail or regular mail to / Tato žádost by měla být odeslána faxem, e-mailem nebo poštovní zásilkou na:

Address / Adresa: Úřad pro civilní letectví
Sekce technická
Letiště Ruzyně
160 08 Praha 6

Fax: +420 220 562 270

E-mail: caa@caa.cz

7. To be filled in only by the CAA CZ / Pouze pro použití ÚCL ČR:**Statement of technical satisfaction / Prohlášení o odborném vyhovění**

The certification team is satisfied that the applicant has shown that the aircraft is capable of safe flight under the conditions or restrictions necessary for safe operation of the aircraft in accordance with the hereby approved flight conditions.

Certifikační tým je přesvědčen, že žadatel prokázal, že letadlo je schopné bezpečného letu za podmínek a omezení nutných pro bezpečný provoz letadla v souladu s takto schválenými letovými podmínkami.

Notes/Remarks/Restrictions – Poznámky/komentáře/omezení:

Project Certification Manager Vedoucí certifikačního projektu	Signature / Podpis	Date of Signature / Datum podpisu
		_____ (dd/mm/yyyy)

Příloha č.5

FLIGHT CONDITIONS FOR A PERMIT TO FLY – APPROVAL FORM LETOVÉ PODMÍNKY PRO POVOLENÍ K LETU – SCHVALOVACÍ FORMULÁŘ	
1. Applicant / <i>Žadatel</i>	2. Approval form No. / Issue <i>Č. schvalovacího formuláře / Vydání</i> /
3. Aircraft manufacturer / type <i>Výrobce letadla / typ letadla</i>	4. Serial number(s) / <i>Výrobní číslo(a)</i>
5. Aircraft configuration / <i>Konfigurace letadla</i> The above aircraft for which a permit to fly is requested is defined in: <i>Výše uvedené letadlo, pro které je požadováno povolení k letu, je definováno v:</i>	
6. Substantiations / <i>Odůvodnění</i>	
7. Conditions / Restrictions – <i>Podmínky / Omezení</i> The above aircraft must be used with the following conditions or restrictions: <i>Výše uvedené letadlo musí být používáno za následujících podmínek nebo s následujícími omezeními:</i>	
8. Statement / <i>Prohlášení</i> The flight conditions have been established and justified in accordance with 21A.708. The aircraft has no features and characteristics making it unsafe for the intended operation under the identified conditions and restrictions. <i>Letové podmínky byly stanoveny a odůvodněny v souladu s bodem 21A.708. Letadlo nemá žádné rysy a vlastnosti, které by ho činily nebezpečným pro zamýšlený provoz podle určených podmínek a omezení.</i>	
9. Approved under / <i>Schváleno na základě:</i>	
10. Date of issue / <i>Datum vydání</i>	11. Name and signature / <i>Jméno a podpis</i>
12. Approval and date / <i>Schválení a datum</i> Approval / <i>Schválení:</i> ☐ EASA ☐ Competent Authority / <i>Příslušný úřad</i>	

Příloha č. 6







