

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ

ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY



BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

Požadavky předpisů na prokázání aeroelastické odolnosti
letounu

Airworthiness requirement in aeroelasticity

Autor:

Jan Semerák

Studijní program:

Teoretický základ strojního inženýrství

Vedoucí bakalářské práce:

Ing. Kratochvíl Aleš Ph.D.

PRAHA 2021

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Semerák** Jméno: **Jan** Osobní číslo: **420487**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**
Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Požadavky předpisů na prokázání aeroelastické odolnosti letounu

Název bakalářské práce anglicky:

Airworthiness requirement in aeroelasticity

Pokyny pro vypracování:

- Přehled a shrnutí požadavků leteckých předpisů na způsob prokázání odolnosti letadla vůči následujícím aeroelastickým jevům: Flutteru včetně Whirl flutteru / Reverzace řízení / Torzní divergence.
- V práci se zaměřte na kategorie civilních letounů, kluzáku, rotorových letadel a bezpilotní prostředků, včetně velmi lehkých a ultra lehkých kategorií definovaných předpisy platnými v České republice. Porovnejte požadavky předpisu vybraných kategorií s požadavky předpisu jiných národních / nadnárodních leteckých úřadů.
- Dále pak zpracujte kategorie vojenských letounů, vojenských vrtulníků a vojenských bezpilotních prostředků.

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Ing. Aleš Kratochvíl, Ph.D., ústav letadlové techniky FS


Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) bakalářské práce:


Datum zadání bakalářské práce: **30.10.2020**

Termín odevzdání bakalářské práce: **15.01.2021**

Platnost zadání bakalářské práce:


Ing. Aleš Kratochvíl, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce


Ing. Robert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry


prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Student bere na vědomí, že je povinen vypracovat bakalářskou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v bakalářské práci.

Datum převzetí zadání

Podpis studenta



Prohlášení

Prohlašuji, že jsem předkládanou bakalářskou práci Požadavky předpisů na prokázání aeroelastické odolnosti letounu vypracoval samostatně, pod vedením pana Ing. Kratochvíla Aleše Ph.D. Veškeré informační zdroje a literatura, ze kterých jsem při zpracování této práce čerpal, je uvedena v seznamu použité literatury, přiloženém k bakalářské práci.

Prohlašuji, že nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č. 121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne

.....

Jan Semerák



Poděkování

Rád bych poděkoval vedoucímu bakalářské práce panu Ing. Aleši Kratochvílovi Ph.D. za odborné vedení, věcné připomínky, cenné rady, ochotu, vstřícnost a čas, který mi věnoval a díky kterým jsem tuto bakalářskou práci mohl vypracovat. Také bych rád poděkovat všem, kteří mě při tvorbě této práce podporovali a pomáhali, především svým rodičům a přítelkyni za obrovskou podporu a pochopení.

Jan Semerák



Anotační list

Jméno autora:	Jan Semerák
Název BP:	Požadavky předpisů na prokázání aeroelastické odolnosti letounu
Anglický název:	Airworthiness requirement in aeroelasticity
Rok:	2021
Studijní program:	B2342 Teoretický základ strojího inženýrství
Obor studia:	2301R000 bez oboru
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí BP:	Ing. Kratochvíl Aleš Ph.D.

Anotace

Bakalářská práce se zaměřuje na vytvoření přehledu a shrnutí požadavků leteckých předpisů na způsob prokázání odolnosti letadla vůči aeroelastickým jevům typu Flutter, reverze řízení, torzní divergence a whirl flutter. Přehled a shrnutí se týká předpisů civilních i vojenských letounů včetně kategorií kluzáků, vrtulníků, velmi lehkých a ultralehkých letadel a UAV, platných v České republice. Dále porovnání požadavků předpisů platných v České republice s předpisy vybraných národních a nadnárodních leteckých úřadů.

Klíčová slova: letecké předpisy, aeroelastické jevy, porovnání požadavků předpisů, pevnost vůči aeroelastickým jevům,

Abstract

The bachelor thesis is focused on creating an overview and summary of aviation regulation requirements for demonstrating the aircraft resistance to aeroelastic phenomena such as Flutter, Control reversal, Torsional divergence, and Whirl flutter. The overview and summary concerns regulation of civil and military aircrafts including gliders, rotorcrafts, very and ultralight aircrafts and UAV, valid in Czech Republic. The following is a comparison of requirements valid in Czech Republic with the regulation of selected national and multinational aviation authorities.

Keywords: aviation regulation, aeroelastic phenomena, comparison of regulatory requirements, strength due to aeroelastic phenomena



Obsah

Anotační list.....	5
Zkratky a symboly	8
1 Úvod	13
2 Aeroelasticita	14
2.1 Flutter	14
2.2 Flutterová analýza.....	15
2.3 Divergence.....	17
2.4 Reverze křidélek	17
2.5 Whirl flutter	18
3 Požadavky jednotlivých certifikačních specifikací	20
3.1 CS-22.....	20
3.1.1 CS 22.629 Flutter	21
3.1.2 CS 22.687 Spring devices	21
3.2 CS-23.....	22
3.2.1 CS 23.2245 Aeroelasticity	22
3.2.2 CS 23.629 Flutter	23
3.2.3 AMC 23.629	24
3.2.4 CS 23.687 Spring devices	25
3.2.5 CS 23.677 (c) Trim systém	25
3.3 CS-VLA 23.687.....	27
3.3.1 CS 23.2245 Aeroelasticity	27
3.3.2 CS-VLA 629 Flutter	27
3.4 CS-25.....	29
3.4.1 CS – 25.353 Rudder control reversal conditions	29
3.4.2 CS - 25.629 Aeroelastic stability requirements	30
3.4.3 Appendix K.....	34
3.4.4 AMC 25.143	36
3.4.5 AMC 25.341	36
3.4.6 AMC 25.621 (c)(1)	36
3.5 CS-27	38
3.6 CS-29	39
3.7 EMACC - European Military Airworthiness Certification Criteria	40
3.7.1 Certifikační požadavky na bezpilotní letouny UAV.....	44
4 Porovnání požadavků předpisů.....	45



4.1	Porovnání požadavků EASA a FAA	45
4.1.1	Komentář k AC 21 17-2A.....	46
4.1.2	Komentář k AC 21.17-3.....	46
4.1.3	Komentář k FAR Part 25	46
4.2	Porovnání požadavků EASA a CAAC	47
4.2.1	Komentář k CCAR-25-R3	47
4.3	Porovnání požadavků EASA a FAVT.....	48
4.3.1	Komentář k АП-23	48
4.3.2	Komentář k АП -25	49
4.4	Porovnání požadavků EASA a JCAB	49
4.5	Porovnání požadavků EASA a Transport Canada.....	50
4.5.1	Komentář k CAR Part V - Chapter 523	50
4.5.2	Komentář k CAR Part V - Chapter 523-VLA	50
4.5.3	Komentář k CAR Part V - Chapter 525	50
5	Závěr.....	51
6	Použitá literatura.....	53
7	Přílohy	61
7.1.1	Aplikovatelné paragrafy EMACC Handbook.....	61
7.1.2	Citace aplikovatelných paragrafů EMACC Handbook.....	61



Zkratky a symboly

Zkratky

AIM - Airworthiness Inspection Manual

Předpisy AIM (*Airworthiness Inspection Manual*) jsou pravidla a požadavky vydávané agenturou JCAB. Jejich účel je totožný s účelem evropských certifikačních požadavků CS.

AMC - Přijaté způsoby průkazu

Přijaté způsoby průkazu (*Acceptable Means of Compliance*) jsou nezávazné standardy přijaté Evropským úřadem pro civilní letectví. Tyto dokumenty ukazují, nebo doporučují, jakým způsobem má být prokázána shoda s předpisy v rámci certifikace letounu a dalších agenturou regulovaných pravidel. V průběhu certifikace není nutné postupovat dle AMC standardů. Můžeme zvolit alternativní postup, u kterého musíme demonstrovat, že je dostatečný a splňuje veškeré požadavky agenturou vyžadované.

CAAC - Správa civilního letectví v Číně

Správa civilního letectví v Číně (*Civil Aviation Administration of China*) je letecký úřad spadající pod ministerstvo dopravy Čínské lidové republiky. Jeho role je obdobná roli FAA, tedy dohlížet a regulovat civilní letectví na území Číny. Letecký úřad byl založen v roce 1949 a po dlouhou dobu byl zároveň jedinou civilní aerolinií v Číně. Agentura CAAC upravuje pravidla a požadavky na leteckou techniku pomocí CCAR (*China Civil Aviation Regulation*). Jejich účel je shodný s účelem evropských certifikačních specifikací.

CAR - Canadian Aviation Regulations

CAR (*Canadian Aviation Regulations (SOR/96-433)(CAR)*) jsou pravidla a požadavky vydávané Národním dopravním úřadem Kanady. Jejich účel je shodný s účelem evropských certifikačních specifikací CS.

CCAR - China Civil Aviation Regulation

Předpisy CCAR (*China Civil Aviation Regulation*) jsou pravidla a požadavky vydávané agenturou CAAC. Jejich účel je totožný s účelem evropských certifikačních požadavků CS.



CS - Certifikační specifikace

Certifikační specifikace (*Certification Specifications*) jsou nezávazné technické standardy přijaté agenturou na jejichž základě se prokazuje shoda se základními požadavky. Účelem certifikačních specifikací je zajistit standard techniky, organizací, postupů atd.

EASA - Agentura Evropské unie pro bezpečnost letectví

Agentura Evropské unie pro bezpečnost letectví (*European Union Aviation Safety Agency*), starším názvem Evropská Agentura pro bezpečnost letectví, je evropský letecký úřad odpovědný za zajištění bezpečnosti a ochrany životního prostředí v letecké dopravě. Náplní práce leteckého úřadu je mimo jiné, sjednocení předpisů certifikace, zpracování technických pravidel v oblasti letectví, typové osvědčení letadel a komponentů, schvalování a dohled nad společnostmi zajišťujícími konstrukci, výrobu a údržbu leteckých výrobků a prosazování evropských i světových norem.

EASA byla založena roku 2002 Evropským parlamentem a roku 2008 převzala povinnosti dosavadní úřadu JAA (*Joint Aircraft Authorities*). V průběhu existence agentura postupně přidává další pravomoci, původně mimo její rozsah. Mezi členy EASA patří všech 27 členských států Evropské unie, Švýcarsko, Norsko, Lichtenštejnsko a Velká Británie.

EDA - Evropská obranná agentura

Evropská obranná agentura (*European defence organization*), založená v roce 2004 má za cíl pomoci členským státům v rozvoji jejich vojenských zdrojů. Toho se snaží docílit podporou jejich spolupráce a navrhováním možností zlepšení obranyschopnosti. V současné době je součástí agentury 26 členů evropské unie s výjimkou Dánska. Součástí této iniciativy je i sjednocení požadavků na vojenskou techniku včetně vojenských letounů, vybavení a servisu.

EMAR 21 - European Military Airworthiness Requirements

EMAR 21 specifikuje požadavky na letecké organizace při certifikaci vojenských letadel, souvisejících produktů a dílů. Požadavky vytvořené Evropskou obranou agenturou vycházejí ze specifikace CS-21 Annex I pro civilní letectví. Spolu sdílejí mnoho podobných principů a požadavků. Rozdíly jsou dány požadavky a charakterem vojenské letecké techniky.



FAA - Federální letecká správa

Federální letecká správa (*Federal Aviation Administration*) je letecký úřad spadající pod ministerstvo dopravy Spojených států amerických. Úkolem, je dohlížet a regulovat civilní letectví na území Spojených států. FAA byla založena v roce 1958 pod názvem *Federal Aviation Administration*. V roce 1966 poté přešla pod ministerstvo obrany a získala svůj současný název. Její úloha je obdobná evropské agentuře EASA. Reguluje letový provoz, kontroluje dodržování bezpečnosti, podporuje vývoj nových technologií nejen v letectví, ale i v tzv. *National Airspace System*, dohlíží na certifikaci pilotů atd.

FAR

Předpisy FAR (*Federal Aviation Regulation*) jsou pravidla a požadavky vydávané agenturou FAA. FAR jsou součástí tzv. Title 14 CFR (*Title 14 of the Code of Federal Regulations*). Jejich účel je totožný s účelem evropských certifikačních požadavků CS.

FAVT - Ruská federální agentura pro leteckou dopravu

Ruská federální agentura pro leteckou dopravu (*Federal Air Transport Agency*), někdy uváděna pod jménem *Rosaviacía*, je letecký úřad dohlížející na civilní území na území Ruské federace. Jedná se o ekvivalentní agenturu FAA i CAAC. Založena byla roku 2004 a její role je stejná jako v případě americké FAA, nebo Čínské CAAC. Agentura FAVT upravuje pravidla a požadavky na leteckou techniku pomocí Leteckých předpisů AP (*АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА*).

АП – Letecké předpisy

АП (*АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА*) jsou letecké předpisy vydávané Ruskou federální agenturou pro civilní letectví. Jejich rozsah a účel odpovídá evropským certifikačním specifikacím CS.

IR - Implementing Rules

Jedná se o závazná pravidla, přijatá Evropskou Komisí ve formě regulací. Úkolem těchto regulací je zajištění standardu a bezpečnosti napříč leteckým průmyslem.

JAA - Sdružené letecké úřady

Sdružené letecké úřady (*Joint Aviation Authorities*) byl mezinárodní letecký úřad jehož členové byly letecké úřady většiny evropských států. Úkolem, bylo sjednocení požadavků na civilní letectví.



JAR – Sdružené letecké požadavky

Sdružené letecké požadavky (*Joint Aviation Requirements*) je sada předpisů vydaných JAA. Jedná se o mezinárodně uznávané předpisy, vzniklé za účelem sjednocení certifikačních požadavků a ostatních pravidel.

JCAB - Japan Civil Aviation Bureau

Japonský letecký úřad JCAB je zodpovědný za řízení a regulaci letecké dopravy a techniky na území Japonska.

MAWA Forum - Fórum vojenské autority pro letovou způsobilost

Fórum vojenské autority pro letovou způsobilost (*Military Airworthiness Authorities Forum*) se skládá ze zástupců jednotlivých členských států. Úkolem, je sjednotit požadavky letové způsobilosti, certifikačních požadavků i certifikační postupy vojenské letecké techniky mezi členskými státy.

SSD - Significant Standards Differences

Dokument vydávaný leteckými úřady slouží k oficiálnímu porovnání vybraných certifikačních kategorií.

TC - Národní dopravní úřad Kanady

Národní dopravní úřad Kanady (*Transport Canada*) je zodpovědný za transportní zákony a regulace na území Kanady včetně civilního letectví. Jeho funkce je srovnatelná s funkcí jakéhokoli jiného leteckého úřadu.



Symboly

AC	aerodynamický střed	
EO	elastická osa	
L	vztlaková síla	[N]
M_c	Machovo číslo	[-]
M_D	Návrhové Machovo číslo letu střemhlav	[-]
M_K	kroutící moment	[Nm]
P_j	pravděpodobnost vzniku poruchového stavu	[1/h]
Q_j	pravděpodobnost selhání	[-]
R_1	přírůstek vztlaku generovaný vychýlením kormidla	[N]
R_2	přírůstek vztlaku od torzní deformace	[N]
T_j	průměrný čas strávený v poruchovém stavu	[h]
V'	max. rychlost ohraničená nezvětšenou obálkou aeroelastické stability	[m/s]
V''	max. rychlost ohraničená zvětšenou obálkou aeroelastické stability	[m/s]
V_∞	rychlost proudu vzduchu	[m/s]
V_c	cestovní rychlost	[m/s]
V_c/M_c	návrhová cestovní rychlost	[m/s]
V_D	maximální návrhová rychlost	[m/s]
V_{D/M_D}	maximální demonstrovaná rychlost letu střemhlav	[m/s]
V_{DF}	maximální návrhová rychlost letu střemhlav	[m/s]
$V_{DF/M_{DF}}$	maximální demonstrovaná rychlost letu střemhlav	[m/s]
V_E	ekvivalentní rychlost	[m/s]
V_{FC}/M_{FC}	maximální rychlost pro nevhodné letové charakteristiky	[m/s]
V_{FL}	kritická rychlost flutteru	[m/s]
V_L/M_L	limitní rychlost letu	[m/s]
W/b^2	poměr hmotnosti a druhé mocniny rozpětí	[kg/m ²]
x	souřadnice v podélné ose	[mm]
α	úhel náběhu	[°]
Ω	úhlová rychlost	[rad]
K	tuhost pružiny	[N/m]



1 Úvod

Z konstrukčního hlediska jsou nejdůležitějšími kvalitami letounu jeho letové výkony, ekonomičnost a bezpečnost, v závislosti na daném typu letounu a jeho určení. Proto je při konstrukci žádoucí dosáhnout co nejnižších hmotností za použití lehkých materiálů. Díky tomu vznikají pružné konstrukce, náchylné na nežádoucí aeroelastické jevy. Ty mohou způsobit deformaci omezující funkčnost některých prvků, nebo i poškození, které může v krajním případě zapříčinit zničení konstrukce a letounu.

Také z tohoto důvodu je projektování nových letounů doprovázeno certifikačním procesem, při kterém se mimo jiné ověřuje letová způsobilost certifikovaného letounu a tím jeho bezpečnost. Certifikační předpisy mají zároveň za úkol zajistit určitou unifikaci napříč danou kategorií letadel. Certifikační proces se nezabývá jen posouzením konstrukce a to výpočetním, nebo experimentálním, ale i dodržováním standardů použitých materiálů a dílů. Předpisy se liší v závislosti na dané kategorii letounu a pod jakým úřadem je letoun certifikován. Česká republika je jedním z členů Agentury Evropské unie pro bezpečnosti letectví (EASA). Kromě národních předpisů jsme tedy zavázáni přijímat letecké předpisy a normy agentury EASA. Ty mají zároveň přednost před předpisy národními. Z tohoto důvodu jsou v této práci zvoleny právě předpisy vydávané agenturou EASA, jako platné předpisy pro certifikaci letounů v České republice.

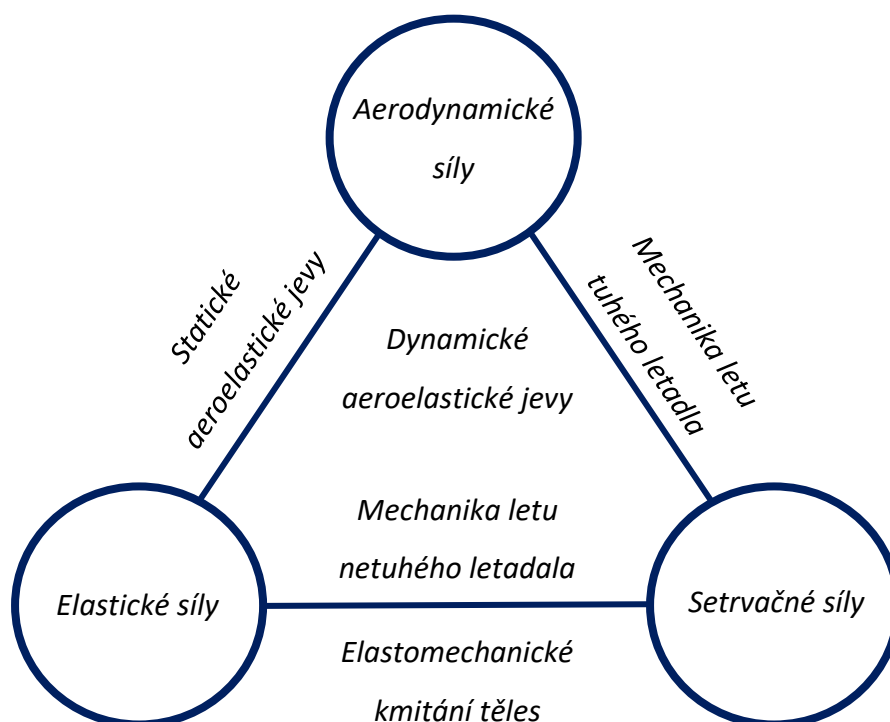
V dnešní době se k posuzování a odhalování aeroelastických jevů používá kombinace výpočetních a experimentálních zkoušek. Ty ověřují a doplňují výpočetní výsledky na zmenšeném modelu letounu, částech letounu nebo samotném prototypu. Zároveň jsou výsledky například pozemních frekvenčních zkoušek používány jako vstupní data pro následnou aeroelastickou analýzu. Předpis nestanovuje přímo parametry zkoušek, nebo použité metody, jen hodnotí, jestli je daná zkouška, potažmo analýza dostatečná k uspokojení stanovených požadavků.

Cílem této práce je vytvořit přehled požadavků jednotlivých předpisů na způsob prokázání odolnosti letounu vůči vzniku aeroelastických jevů, flutteru, reverze řízení a torzní divergence, během certifikace civilních i vojenských letounů. Dále porovnat požadavky předpisů platných v České republice potažmo Evropě s požadavky vybraných národních a nadnárodních leteckých úřadů.



2 Aeroelasticita

Aeroelasticita je vědní obor zabývající se vzájemnou interakcí aerodynamických, setrvačných a elastických sil, vznikajících při relativním pohybu tekutiny (vzduchu) a pružného tělesa (letounu). Vzniklé aeroelastické jevy pokládáme za nežádoucí jevy, které mohou v extrémních případech způsobit destrukci konstrukce, například křídla letadla. Síly je možné rozdělit dle Collarova (silového) trojúhelníku na aerodynamické, elastické a setrvačné, viz Obr.1.



Obr. 1 – Collarův (silový) trojúhelník [57] - upraveno

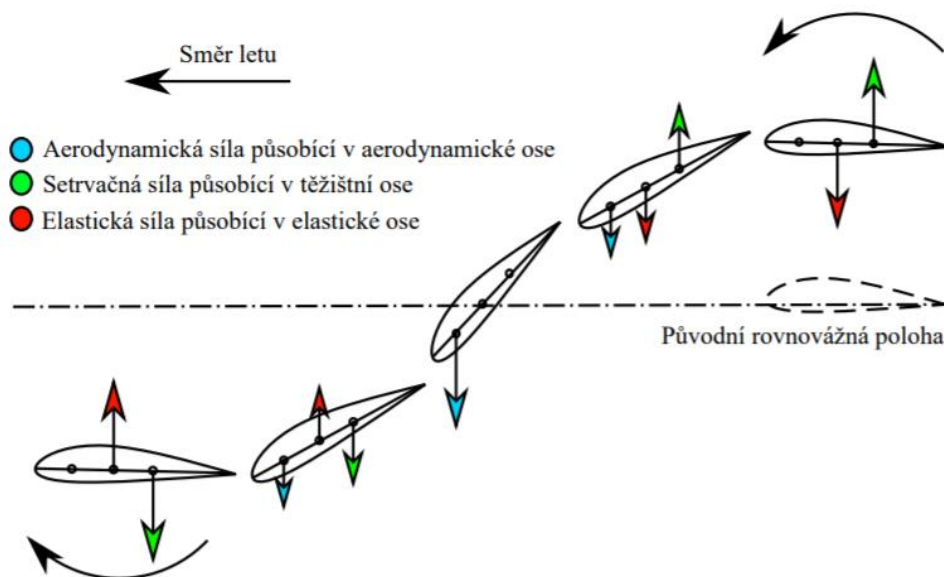
Strany Collarova trojúhelníku (silového trojúhelníku) reprezentují vztahy mezi konkrétními dvojicemi sil představující konkrétní oblast mechaniky. Vnitřní část trojúhelníku představuje problém, vzniklý interakcí tří zmíněných druhů sil.

2.1 Flutter

Flutter (třepetání) je samobuzené kmitání pružné konstrukce, obtékané proudem vzduchu. Jedná se o dynamický jev, vznikající působením aerodynamických sil (od proudícího média), elastických sil (díky poddajnosti tělesa) a setrvačných sil (od hmotnosti a momentu setrvačnosti tělesa). Za normálních podmínek je energie přivedená proudem vzduchu nižší nežli energetické ztráty v důsledku tlumení konstrukce. Pokud se konstrukce



dostane k meznímu stavu, tedy energie přivedená proudem vzduchu je stejná jako energie ztrátová, konstrukce již nebude schopna tlumit jakýkoliv další podmět (např. poryv). Konstrukce se při překročení mezního stavu dostane do stavu divergentního kmitání a dochází k destrukci. Zjištění tohoto mezního stavu nám umožňuje flutterové analýza.



Obr. 2 – Průběh flutteru
[59]

2.2 Flutterová analýza

Základním předpokladem pro vypracování flutterové analýzy je získání reálných vstupních dat. Ty získáváme pomocí pozemní frekvenční zkoušky a hmotových charakteristik. Pro získání hmotových charakteristik je nutné znát hmotnost, statický moment a moment setrvačnosti jednotlivých částí konstrukce letounu, které získáme analyticky, nebo experimentálně. Přesnější a využívanější metodou je experimentální metoda. Pozemní frekvenční zkouška slouží k získání modálních parametrů letadla.

Modální parametry jsou:

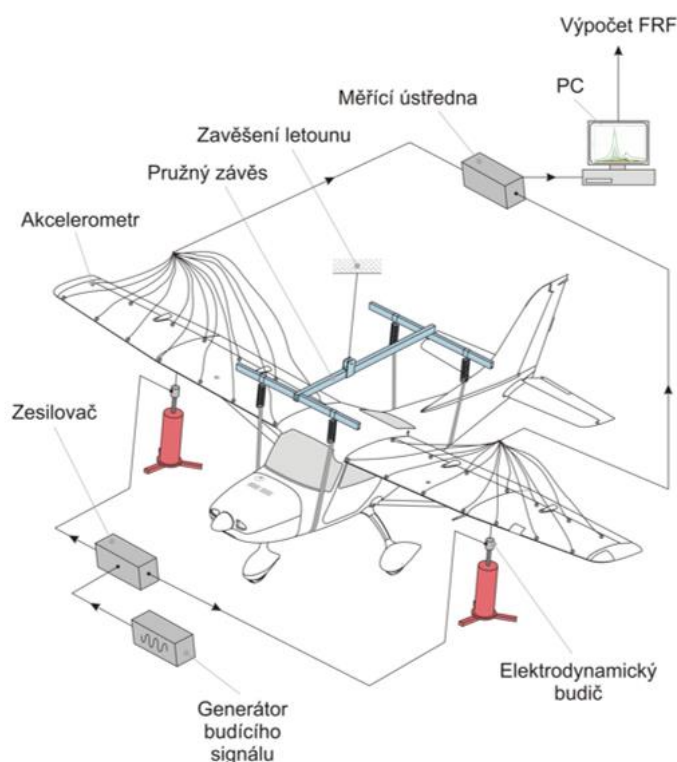
- Vlastní frekvence
- Vlastní tvar kmitání
- Konstrukční tlumení
- Zobecněná hmotnost



Ke každému modálnímu parametru se vztahuje jedna frekvence, tvar, tlumení a zobecněná hmotnost. Mezi jednotlivými módy může docházet k interakci, která může způsobit flutter.

Před provedením pozemní frekvenční zkoušky je letadlo uvolněno ve všech šesti stupních volnosti, například pomocí odpruženého rámu, jehož vlastní frekvence je o řád menší nežli nejnižší vlastní frekvence letadla. Konstrukce je poté rozkmitána za pomoci elektromagnetických budičů v rozsahu 0 až 100 Hz. Dynamická odezva je poté snímána akcelerometry, umístěnými na daných místech letadla. Za pomoci změřené vstupní síly, výstupní síly a výstupního zrychlení jsou vypočteny jednotlivé modální parametry. Toto buzení je dále opakováno i pro ostatní modální parametry. Schéma pozemní frekvenční zkoušky je uvedeno na Obr. 3.

Výstupní data zkoušek jsou použita pro výpočet, ze kterého jsou získány grafy závislosti tlumení na rychlosti letu a grafu závislosti frekvence na rychlosti letu. Z grafů můžeme odečíst jednotlivé módy, rychlosti, při kterých dochází k jejich interakcím a kritické rychlosti pro vznik flutteru v daném režimu. Porovnáním nejmenších rychlostí pro vznik flutteru jednotlivých konfigurací určíme výslednou nejmenší rychlost pro vznik flutteru.

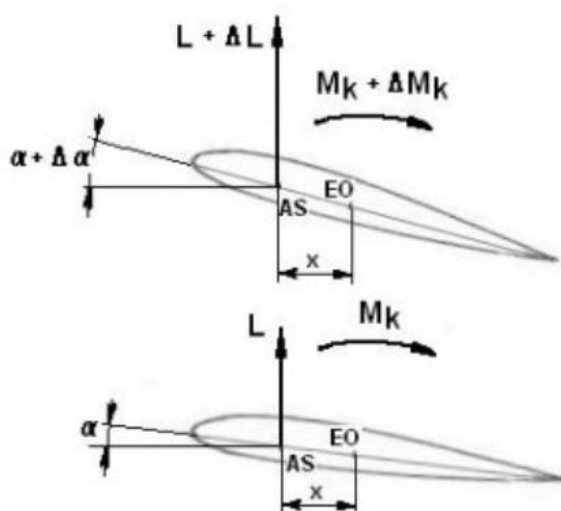


Obr. 3 – Schéma pozemní frekvenční zkoušky
[60]



2.3 Divergence

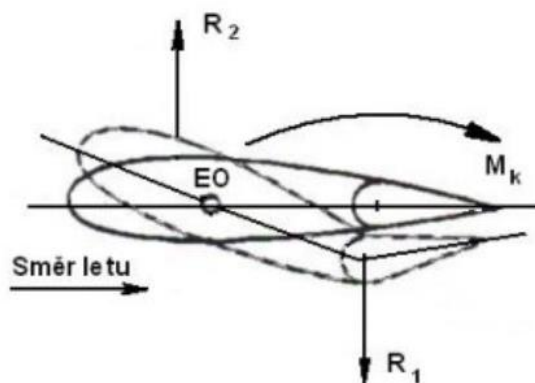
Divergence je statický aerodynamický jev, závislý pouze na aerodynamických a elastických silách. Netuhé křídlo viz. Obr. 4, se pohybuje ve vzduchu s úhlem náběhu α a generuje aerodynamickou sílu L . Vlivem aerodynamické síly L , působící v aerodynamickém středu, který je vzdálen od elastické osy, vzniká klopivý moment M_k , způsobující statickou torzní deformaci $\Delta\alpha$. Přírůstek torzní deformace způsobí zvýšení celkového úhlu náběhu křídla $\alpha + \Delta\alpha$, zvětšení aerodynamické síly $L + \Delta L$ a zvětšení klopivého momentu $M_k + \Delta M_k$, který dále způsobí zvětšení úhlu náběhu. Pokud není křídlo dostatečně tuhé, torzní deformace může způsobit destrukci křídla.



Obr. 4 – Zobrazení divergence na profilu křídla [58]

2.4 Reverze křidélek

Dalším statickým aeroelastickým jevem je reverze křidélek, tedy jejich obrácené působení. V případě tohoto jevu, dochází k interakci aerodynamických a elastických sil. Pro vysvětlení je použit případ zobrazený na Obr. 5.



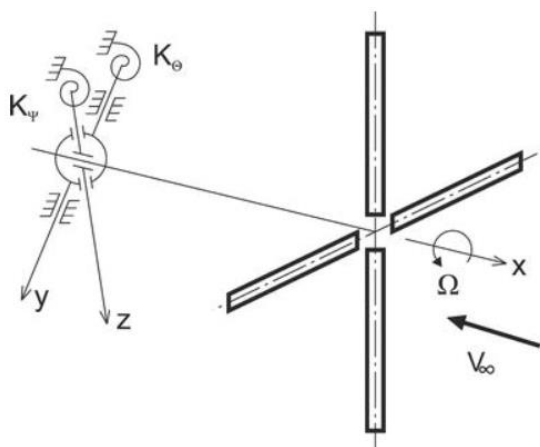
Obr. 5 – Zobrazení reverze křidélek [58]



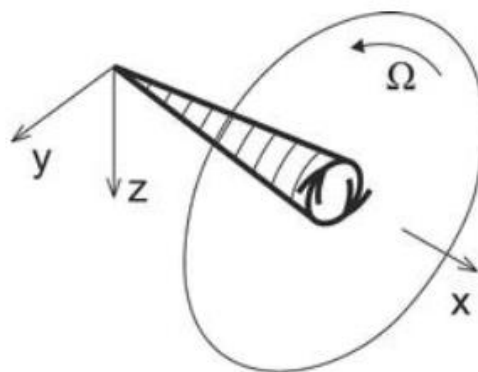
Při vychýlení křídélka vzniká přírůstek vztlaku R_1 , způsobující klopení letounu. Zároveň generuje kroutící moment M_K , který způsobí lokální nakroucení kolem elastické osy EO a zvýšení úhlu náběhu křídla generující aerodynamickou sílu R_2 v opačném směru. Zvyšováním rychlosti letu při konstantní výchylce křídélka dojde ke zvětšování úhlu náběhu a aerodynamické síly R_2 , která vyruší sílu od kormidla R_1 . Pilotova snaha o změnu náklonu pak zůstane bez odezvy. Při dalším zvyšování rychlosti bude přírůstek vztlaku způsobený torzní deformací R_2 větší nežli síla od kormidla R_1 a dojde k otočení směru působení křídélek.

2.5 Whirl flutter

Whirl flutter je aeroelastický jev nastávající zejména u turbovrtulových letadel. Jedná se o jev způsobený spojením aerodynamických sil vrtule, gyroskopických sil rotujících hmot a tuhostí motorového lože. Tuhostí motorového lože jsou myšleny dva ohybové módy, vertikální ohyb motorového lože a stranový ohyb motorového lože. Vrtule a náboj jsou pro vysvětlení předpokládány dokonale tuhé. Motor je uchycen ve dvou osách za pomoci pružin s tuhostí K viz Obr.7.

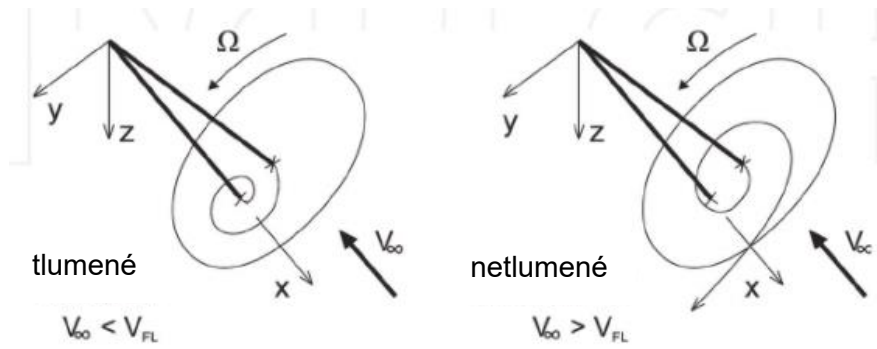


Obrázek 7 – Schéma uchycení motoru se dvěma stupni volnosti [57]



Obrázek 6 – Schéma vířivého módu [57]

Vzhledem k rotaci vrtule s úhlovou rychlostí Ω se pohyb systému změní na charakteristický gyroskopický pohyb. Gyroskopický efekt způsobí, že se dva nezávislé ohybové módy motorového lože spojí do vířivého módu viz Obr. 6. Gyroskopický pohyb zapříčiní změnu úhlu náběhu vrtule a tím i dynamické síly a momenty. Ty pak při překročení kritické rychlosti flutteru V_{FL} způsobí nestabilitu whirl flutteru. Proto je třeba dostatečné aerodynamické nebo mechanické tlumení. Příklad tlumeného a netlumeného whirl flutteru je na Obr. 8.



Obr. 8 – Příklad tlumeného a netlumeného whirl flutteru
[57] - upraveno



3 Požadavky jednotlivých certifikačních specifikací

Následující část bakalářské práce je rozdělena do kapitol dle jednotlivých certifikačních specifikací. V úvodu každé certifikační specifikace je stručný popis dané kategorie letounů a dále požadavky na prokázání aeroelastické odolnosti rozdělené dle příslušných paragrafů.

3.1 CS-22

Certifikační specifikace pro kluzáky a motorové kluzáky CS-22 [1] je předpis letové způsobilosti platící pro kluzáky nepřesahující hmotnost 750 kg a motorové kluzáky s jedním motorem jejichž návrhová hodnota W/b^2 (poměr hmotnosti a druhé mocniny rozpětí) není vyšší než 3 s maximální hmotností do 850 kg.

Jednotlivé kategorie kluzáků můžeme rozdělit na:

- 1) Utility – kluzáky určené pro běžné plachtění, s možností povolení (na základě dodatečné certifikace) například vývrtek, souvratů, ostrých zatáček atd.
- 2) Akrobatické kluzáky – Jsou certifikovány v kategorii Acrobatic a při typové certifikaci jsou stanoveny jednotlivé povolené obraty.



Foto © Petr Kolmann-AeroHobby

Obr. 9 – HPH 304s Shark
[42]



3.1.1 CS 22.629 Flutter

Bezmotorové a motorové kluzáky, stejně jako ostatní kategorie letounů, musí v rámci certifikačního procesu prokázat odolnost konstrukce na nebezpečné aeroelastické jevy typu flutter, divergence a reverze řízení. Předpis stanovuje použití dvou metod, a to letové zkoušky flutteru a pozemní frekvenční zkoušky.

Letová zkouška je nezbytná pro ověření dostatečného tlumení konstrukce a nepřítomnost flutteru v žádné letové konfiguraci až do rychlosti V_{DF} . Test musí prokázat, že existuje dostatečná rezerva a nedochází k výraznému snížení tlumení ani při dosažení této rychlosti. Zároveň nesmí docházet ke snížení účinnosti řídicích ploch, a divergenci křídel, ocasních ploch a trupu.

Druhým požadavkem je provedení pozemní frekvenční zkoušky. Následné vyhodnocení za pomoci analýzy vyhodnocující jednotlivé módy a frekvence kritické pro vznik flutteru, až do rychlosti až do rychlosti $1.2 V_D$. Certifikační specifikace také připouští použití jakékoli jiné povolené metody se vstupními daty z pozemní frekvenční zkoušky.

3.1.2 CS 22.687 Spring devices

Paragraf CS 22.687 [1] stanovuje nutnost kontroly veškerých pružin a předepnutých částí řízení. Pomocí testu je třeba prokázat bezpečnost v případě selhání takového zařízení. Při poruše nesmí dojít ke flutteru a nebezpečným letovým charakteristikám letounu.

Shrnutí požadavků na prokázání aeroelastické odolnosti:

- Provedení letové zkoušky flutteru do rychlosti V_{DF} .
- Pomocí analytické metody, nebo jiného schváleného postupu prokázat odolnost konstrukce vůči aeroelastickým jevům do rychlosti $1.2 V_D$.
K vypracování použít data získaná z pozemní frekvenční zkoušky.
- Kontrola pružinových systémů a zařízení ovládající řídicí plochy.



3.2 CS-23

Do certifikační specifikace CS-23 [2] patří malé letouny v uspořádání devatenácti, nebo méně sedadly a vzletovou hmotností do 8618 kg. Dále se dělí do čtyř kategorií podle uspořádání sedadel (maximálně devatenáct sedadel pro pasažéry), maximální cestovní rychlosti do 250 knotů, nad 250 knotů a letouny certifikované, nebo necertifikované pro akrobacii. Do této kategorie letounů patří sportovní letadla, nebo malá transportní letadla, například Cessna 152, 172, Beechcraft King Air B200 a Diamond DA42 Twin Star.



Obr. 10 – Diamond DA42 Twin Star
[44]

V roce 2017 došlo ke změně certifikační specifikace CS-23 v rámci Amendmentu 5 [4]. Z větší části jsou požadavky velice podobné jako v předchozí revizi. Změna se týká především rozdělení certifikovaných letadel do kategorií a sloučení předchozího předpisu CS VLA [8], [9], tedy předpisu pro velice lehká letadla. Tato změna měla za cíl sjednotit požadavky a zároveň se přiblížit certifikační specifikaci FAR part 23 [15].

3.2.1 CS 23.2245 Aeroelasticity

Podmínky pro splnění aeroelastické odolnosti se změnil v rámci nové revize spíše formálně. CS 23.2245 [4] uvádí, že letoun musí být odolný vůči flutteru, divergence i reverzi řízení, a to ve všech konfiguracích i souvisejících poruchách a poškození.



Související AMC 23.2245 [3] přímo odkazuje na paragrafy 23.629 Flutter, 23.687 Spring devices a 23.677 (c) Trim system uvedených v předchozím Amendmentu 4 [5].

3.2.2 CS 23.629 Flutter

Paragraf 23.629 [5] popisuje požadavky prokázání a kontroly letounu a jeho částí na odolnost vůči flutteru, reverzi řízení a divergenci pro všechny rychlosti letové obálky, a to až do rychlosti stanovenou vybranou metodou. Zároveň musí být zajištěny dostatečné bezpečnostní tolerance pro veličiny, ovlivňující vznik flutteru jako je rychlost, tlumení, poloha těžiště, tuhost řídicího systému a stanovení vlastních frekvencí hlavních konstrukčních částí pomocí pozemní frekvenční zkoušky, nebo jiných schválených metod. Splnění těchto požadavků dále prokážeme za pomoci dvou metod.

První metoda je flutterová letová zkouška. V průběhu letových zkoušek se záměrně snažíme vyvolat flutter, a to ve všech rychlostech, až do rychlosti V_D (maximální návrhové rychlosti). Při přiblížení a dosažení rychlosti V_D nesmí docházet k výraznému snížení tlumení a musí být dostatečné. Výsledky musí ukázat, že konstrukce není náchylná ke vzniku flutteru, torzní divergenci ani reverzi řízení.

Jako druhou metodu (výpočetní) můžeme zvolit jednu ze dvou možností. První je použití výpočtů k určení kmitání pro všechny rychlosti až do $1,2 V_D$. Druhou možností je vyhověním kritériím tuhosti a hmotového vyvážení specifikovaných v dokumentu Airframe and Equipment Engineering Report No. 45 Simplified Flutter Prevention Criteria [6], a to v rozsahu rychlostí do $1.2 V_D$.

Předpokladem použití této metody je splnění následujících podmínek:

- 1) Návrhová rychlost letu střemhlav V_D/M_D je menší nežli 482 km/h (260 knotů) a menší nežli Mach 0,5
- 2) Po celém rozpětí křídla nesmí být žádné velké soustředěné hmoty např. motory, plováky, palivové nádrže atd.
- 3) Letoun nemá ocasní plochy tvaru T, nebo jiné nekonvenční konfigurace ocasních ploch, nemá jiné nekonvenční návrhové vlastnosti, nebo rozložení hmot a má pevné kýlové a stabilizační plochy.



Dále musíme prokázat odolnost konstrukce vůči flutteru, torzní divergenci a reverzi řízení až do rychlosti V_D/M_D pro selhání následujících systémů:

- 1) Pro selhání, poškození, nebo rozpojení jakéhokoli jednoho elementu vyvažovacích systémů u letounů, které splňují podmínky použití Airframe and Equipment Engineering Report No. 45 Simplified Flutter Prevention Criteria [6].
- 2) Pro selhání, poškození nebo rozpojení jakéhokoli jednoho elementu systému řízení, vyvážení nebo tlumiče flutteru u letounů, nesplňující podmínky použití Airframe and Equipment Engineering Report No. 45 Simplified Flutter Prevention Criteria [6]

Ověření odolnosti vůči flutteru, torzní divergenci a reverzi řízení do rychlosti V_D/M_D musíme použít i u letounů splňující paragrafy CS 23.571, CS 23.572 a CS 23.573 [5], pokud v průběhu únavových zkoušek došlo ke vzniku únavového poškození, nebo poruchy. Tyto paragrafy platí pro letadla s kovovou přetlakovou kabinou, křídly, ocasními plochami a související konstrukcí i s kompozitními částmi konstrukce.

Pokud letoun používá turbovrtulový pohon, musíme do dynamického výpočtu zahrnout i tuhost a tlumení soustavy vrtule, motoru, motorového lože a konstrukce letounu i deformaci vrtule při různých letových režimech. Tímto ověříme, jestli je konstrukce náchylná na vznik whirl flutteru.

V případě modifikace typového návrhu ovlivňující aeroelastické vlastnosti letounu musíme znovu provést kontrolu v celém rozsahu. Toto se netýká případů, kdy není modifikována část konstrukce ovlivňující aeroelastické vlastnosti.

3.2.3 AMC 23.629

AMC 23.629 [3] dále rozvádí možnosti prokazování paragrafů předepsaných v CS 23.629 [5]. Za neuspokojivější metodu zkoušení je považována letová zkouška flutteru. Pokud není úspěšně provedena, ostatní testovací metody jsou brány jako nedostatečné. Rozsah závisí na připravené analýze, zkušenostech s obdobnými konstrukcemi a měl by být konzultován s certifikačním úřadem. Pokud nemůžeme potvrdit adekvátnost dané konstrukce na základě předchozích zkušeností, nebo konstrukce obsahuje značné změny ovlivňující kritické režimy flutteru musíme provést úplné letové zkoušky třepání.



Kromě letové zkoušky je také nutné provést analýzu flutteru založenou na pozemních frekvenčních zkouškách, nebo výše zmíněnou zjednodušenou analýzu kritérií tuhosti a hmotového vyvážení provedenou na základě Airframe and Equipment Engineering Report No.45 Simplified Flutter Prevention Criteria [6].

Pokud modifikujeme typovou konstrukci, můžeme použít pouhou částečnou racionální analýzu, pokud tato analýza nebyla použita při certifikaci základního modelu. V tomto případě opět musíme daný problém konzultovat s certifikačním úřadem.

Kromě Airframe and Equipment Engineering Report No.45 můžeme využít FAA Advisory Circular AC 23.629-1B [16] a pro kompozitní konstrukce AMC 20-29 [49]. Tyto doporučené materiály dále popisují postup při výpočtech, pozemních testech a letových zkouškách. Dále také AMC-20 [7], kde jsou specifikovány požadavky na vybavení a systémy a AC 23-19A [17], kde lze najít dodatečné informace o pravidlech konstrukce draku letounu.

3.2.4 CS 23.687 Spring devices

Paragraf CS 23.687 [5], který prokazujeme spolehlivost pružinových systémů testem simulují životnost systému. Pokud pružinový systém nemůže způsobit nebezpečné letové charakteristiky, nebo flutter test není třeba. Stále však musíme tento předpoklad prokázat a s ním i bezpečnost pružinových systémů.

3.2.5 CS 23.677 (c) Trim systém

Systémy vyvážení mohou při poruše obrátit své působení a přispět ke vzniku nebezpečných flutterových charakteristik. Tomu zabraňuje zajišťovací zařízení držící vyvážení ve stálé poloze. Dále je nutné zajistit dostatečnou pevnost a spolehlivost části systému mezi zajišťovacím zařízením a vyvažovací ploškou.



Shrnutí požadavků na prokázání aeroelastické odolnosti:

- Provedení letové zkoušky dokazující odolnost konstrukce do rychlosti V_D .
- U letounů s V_D/M_D menší nežli 482 km/h a splňující výše zmíněné požadavky, vypracování analýzy dle Airframe and Equipment Engineering Report No.45 Simplified Flutter Prevention Criteria [6] v rozsahu rychlostí do $1.2 V_D$.
- U letounů s V_D/M_D větší nežli 482 km/h, nebo nesplňující výše zmíněné požadavky vypracování analýzy flutteru založenou na pozemních frekvenčních zkouškách v rozsahu rychlostí do $1.2 V_D$.
- Kontrola řídicích systémů a ploch v případě poruchy, včetně únavových poruch a poškození na nežádoucí aeroelastické jevy až do rychlosti V_D/M_D .
- Kontrola dostatečné tuhosti a tlumení turbovrtulových motorů a přidružených komponent.
- Kontrola pružinových systémů, zařízení, ovládající řídicí plochy.



3.3 CS-VLA 23.687

Jak již bylo zmíněno v kapitole CS-23, kategorie letadel VLA tedy velice lehkých letounů dnes spadá po certifikační specifikaci CS-23 Amendment 5 [4]. Historicky byla kategorie VLA specifikována jako jednomotorové (pístové), maximálně dvoumístné letouny se vzletovou hmotností do 750 kg a rychlostí přistání do 83 km/h certifikované pro VFR lety.



Obr. 11 – Sonaca 200
[45]

3.3.1 CS 23.2245 Aeroelasticity

Předpis pro dříve VLA letouny je dnes dán předpisem CS-23 [4]. V případě požadavků na prokázání aeroelastické bezpečnosti je tato změna opět spíše formální. Certifikační specifikace odkazuje na původní paragrafy VLA.629 Flutter, VLA.687 Spring devices a VLA 677 Trim systém původní certifikační specifikace CS-VLA [8], [9]. Podmínky prokazování paragrafů VLA.687 a VLA.677 [8], [9] jsou naprosto stejné jako v případě paragrafů CS 23.687 resp. CS 23.677 certifikační specifikace CS-23 [5].

3.3.2 CS-VLA 629 Flutter

Prokazování aeroelastické bezpečnosti letounu kategorie VLA je totožné s výše zmíněným předpisem CS 23.629 [5], proto jsou v této kapitole uvedeny rozdílné požadavky při certifikaci VLA letounu.



Vlastní frekvence konstrukce v rámci pozemní frekvenční zkoušky nemusíme zjišťovat, pokud je rychlost V_D nižší než 259 km/h, jsou úspěšně provedeny flutter letové zkoušky a analýza na základě Airframe and Equipment Engineering Report No. 45 Simplified Flutter Prevention Criteria [6].

Podmínka maximální rychlosti V_D / M_D menší nežli 482 km/h pro použití Airframe and Equipment Engineering Report No. 45 Simplified Flutter Prevention Criteria [6] není platná. Ostatní podmínky použití této metody platí. Nemusíme také uvažovat kontrolu spojenou s turbovrtulovými motory. Dále není nutné provádět kontrolu na flutter v případě únavy kovové konstrukce letadla.

Kontrola aeroelastické bezpečnosti musí prokázat jen bezpečnost v případě rozpojení, poškození nebo selhání jakéhokoli jednoho elementu řízení.

Shrnutí požadavků na prokázání aeroelastické odolnosti:

- Provedení letové zkoušky dokazující odolnost konstrukce do rychlosti V_D .
- Vypracování flutterové analýzy do rychlosti, nebo v případě splnění požadavků analýzu dle Airframe and Equipment Engineering Report No.45 Simplified Flutter Prevention Criteria [6] v rozsahu rychlostí do 1.2 V_D .
- Kontrola řídicích systémů a ploch v případě poruchy, včetně únavových poruch a poškození na nežádoucí aeroelastické jevy až do rychlosti V_D/M_D .
- Zjištění vlastních frekvencí jen u letounů s V_D větší nežli 259 km/h.
- Kontrola pružinových systémů, zařízení, ovládající řídicí plochy.



3.4 CS-25

Certifikační specifikace CS-25 [10] se zaměřuje na veškeré velké civilní letouny, které přesahují omezení CS-23 [4], tedy hmotnostní limit 8618 kg a maximálního počtu devatenácti sedadel pro pasažéry. Výjimkou jsou obojživelné letouny, letouny s plováky, nebo lyžemi a letouny s pístovými a přídatnými raketovými motory. Jedná se především o dopravní letouny sloužící k přepravě pasažérů a nákladu.



Obr. 12 – Airbus A220-100
[43]

3.4.1 CS – 25.353 Rudder control reversal conditions

Letoun musí být navržen tak, aby odolal veškeré předpokládané namáhání spojené s klopením letounu i níže zmíněné případy do rychlosti V_C/M_C . Jakákoli trvalá deformace nesmí zabránit bezpečnému letu a přistání. Tuto podmínku musíme uvažovat pro případ zasunutého podvozku, zasunutých aerodynamických brzd a spoilerů i v všech poloh vztlačových klapek. Uvažovat musíme vniklé nevyrovnané aerodynamické momenty a reakce musí být dostatečně konzervativní. Pro následující podmínky musí být uvažována maximální pilotova síla 890 N:

- Letoun v nezrychleném letu a nulovém úhlu klopení musí být schopen plné výchylky směrovky limitované řídicím systémem, nebo dorazem.



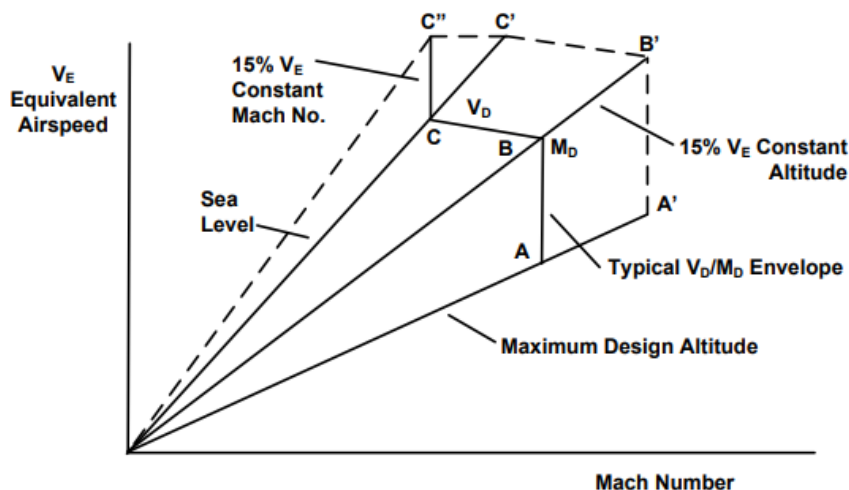
- Letoun uvedený do bočního skluzu musí být schopen plné výchylky směrovky v opačném směru, limitované řídicím systémem, nebo dorazem.
- Letoun uvedený do předního skluzu musí být schopen plné výchylky směrovky v opačném směru, limitované řídicím systémem, nebo dorazem.

Paragraf dále odkazuje na AMC 25.353 [10], kde jsou rozvedeny možné způsoby průkazu a popsány jednotlivé podmínky. Jedním z doporučení je opakování přechodu z plné levé výchylky směrovky do plné pravé výchylky směrovky alespoň třikrát. Zároveň je nutná kontrola veškerých systémů a řídicích prvků na případ selhání. Pokud by k selhání došlo, nesmí být snížena schopnost letadla pokračovat v bezpečném letu a přistání. Zároveň musí být na takovéto selhání upozorněna posádka.

3.4.2 CS - 25.629 Aeroelastic stability requirements

V rámci aeroelastické analýzy stability této certifikace je nutné kromě kontroly vzniku flutteru, divergence a obrácení řízení také provést kontrolu ztráty stability a ovladatelnosti způsobenou strukturální deformací. Dále je také nutné zkontrolovat whirl módy, nízkofrekvenční vibrace generované vrtulí, nebo jakýmkoli jiným rotujícím objektem. Dokazování je, podobně jako u předchozích předpisů, prováděno za pomoci analýzy a testů.

Letoun musí být navržen tak, aby nevykazoval za letu aeroelastickou nestabilitu při jakékoli letové konfiguraci. Při normálních podmínkách, kdy neexistuje závada, nebo poškození, nesmí docházet ke snížení stability do rychlosti V_D/M_D , zároveň musíme až do této rychlosti udržovat dostatečný faktor bezpečnosti. Konstrukce zároveň musí být navrhována tak, aby kromě rychlosti V_D/M_D s připočteným faktorem bezpečnosti vydržela navýšení rychlosti V_E (ekvivalentní rychlosti) o 15 %. K zobrazení této podmínky můžeme využít Obálku Aeroelastické Stability viz. Obr. 13, specifikovanou v AC 25.629-1B [11].



Obr. 13 - Obálka Aeroelastické Stability
[11]

Výsledný graf je závislý na ekvivalentní rychlosti (kalibrovaná rychlost na hladině moře za parametrů Mezinárodní standardní atmosféry ISA) a Machově čísle. Machovo číslo je podíl rychlosti letounu v daném prostředí a rychlosti zvuku v daném prostředí. Nezvětšená část obálky je ohraničena návrhovou rychlostí letu střemhlav, v tomto případě značenou V_D a návrhovým Machovým číslem letu střemhlav M_D . Zvýšení ekvivalentní rychlosti o 15 % uvažujeme v prvním případě při konstantní výšce a druhém při konstantním Machově čísle. Body A, B a C reprezentují hraniční body nezvětšené obálky aeroelastické obálky. Body A', B' a C' vzniknou při navýšení ekvivalentní rychlosti příslušného hraničního bodu o 15 %, při konstantní výšce. Bod C'' vznikne po navýšení ekvivalentní rychlosti hraničního bodu C o 15 %, při konstantním Machově čísle. Takto zvětšená obálka může být limitována rychlostí mach 1 ve všech konstrukčních výškách. Za zmínku stojí, že určité kombinace ekvivalentní rychlosti a Machova čísla se mohou nacházet pod standardní výškou hladiny moře.

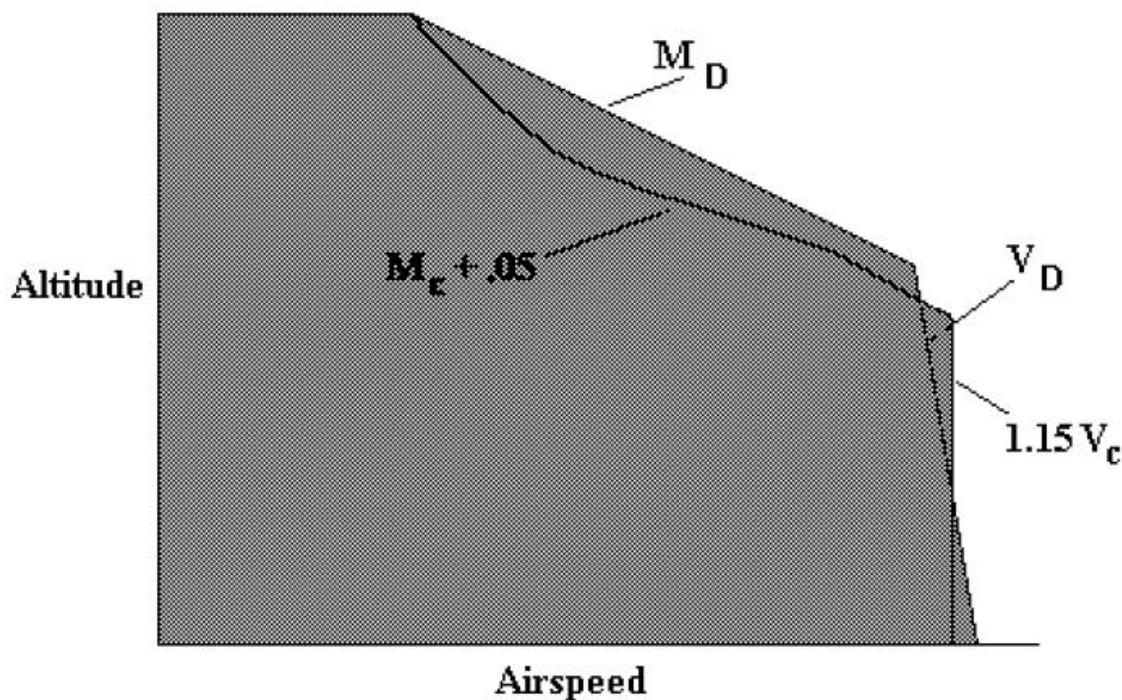
V rámci aeroelastické analýzy musíme uvažovat i případy různé zátěže paliva, selhání jednoho ze flutter tlumících členů, selhání jakéhokoli nosného prvku motorů, nebo části motoru samotného, záložních generátorů a velkých ploch upevněných na draku letounu např. přídavných nádrží. Pokud letoun není schválen pro provoz v podmínkách vzniku námrazy, musíme uvažovat i maximální pravděpodobnou akumulaci ledu při nevyhnutelném vystavení těmto podmínkám.



Dalším požadavkem je posouzení a ověření vlivu únavy a poškození zjištěných na základě požadavků paragrafu CS 25.571 [10]. Jedná se o posouzení dílů i částí konstrukce, které při selhání mohou způsobit katastrofální selhání dané konstrukce a následnému ohrožení samotného letounu. Posoudit musíme možné defekty při výrobě, vlivy prostředí, únavu i náhodné poškození. Výjimkou je případ poškození částí letounu zmíněných v předchozím odstavci (části motorů, externích nádrží atd.) při srážce s ptákem. Statická kontrola je stále třeba. Je však na pilotovy, aby po incidentu omezil dynamické namáhání technikou pilotáže, například snížením rychlosti a omezením manévřů. Kontrola ostatních prvků konstrukce, které mohou být poškozeny v důsledku srážky je stále nutná. Letoun i v takovémto případě musí být schopný bezpečného letu.

Letoun, u kterého aeroelastická stabilita závisí na systému řízení tuhosti a tlumení kontrolujeme jakékoli duální selhání hydraulického, nebo elektrického systému. Předpokládat musíme i selhání tlumícího prvku v kombinaci se selháním jednoho hydraulického, nebo elektrického řídicího systému. Zaseknutí, nebo poškození ovládacích ploch nesmí zapříčinit nežádoucí aeroelastické jevy. Paragraf CS 25.629 [10] dále odkazuje na paragraf CS 25.302 [10]. Zde je nutné provést kontrolu všech systémů ovlivňujících pevnost a stabilitu letounu ať už přímo, nebo v případě jejich selhání. Paragraf CS 25.302 dále odkazuje na Appendix K [10], který je popsán níže. Pokud je konstrukce letounu náchylná k určitým poruchám, nebo poškození, je nutné prokázat dostatečnou bezpečnost a aeroelastickou stabilitu i při takovéto poruše. Výše popsané případy poruch a poškození jsou kontrolovány do maximální rychlosti dané zvětšenou obálkou aeroelastické stability. V určitých případech AMC 25.629 [10] dovoluje použití tzv. minimum fail-safe clearance obálky viz Obr. 14.

Použití minimum fail-safe clearance obálky je podmíněno dodržením pravidel, nebo podmínek uvedených v certifikační základně daného systému, který chceme dle této obálky kontrolovat. Samotná obálka je závislá na rychlosti a výšce. Je definovaná dvěma hraničními křivkami. První křivka je ohraničena 15 % navýšením ekvivalentní rychlosti V_C do protnutí s čarou reprezentující konstantní cestovní Machovo číslo, s přičteným koeficientem 0.05. Druhá křivka je ohraničena návrhovou rychlostí letu střemhlav, v tomto případě značenou V_D a návrhovým Machovým číslem letu střemhlav M_D .



Obr. 14 – Minimum fail-safe clearance obálka
[11]

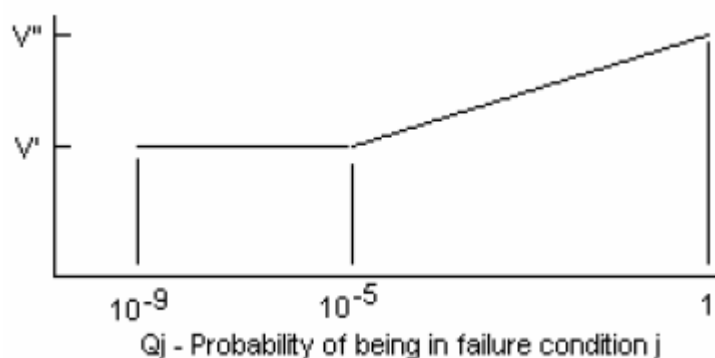
Stejně jako při certifikaci letounu dle CS-23 [10] je prokázáno splnění požadavků aeroelastickou analýzou, založenou na pozemních frekvenčních zkouškách a letových zkouškách flutteru v celém rozsahu, pokud certifikujeme nový design letounu, nebo pokud modifikujeme část konstrukce ovlivňující aeroelastické vlastnosti letounu. Letová zkouška musí prokázat bezpečnost a dostatečné tlumení až do maximální rychlosti V_{DF}/M_{DF} , tedy maximální demonstrované rychlosti letu střemhlav, bez výrazných ztrát stability. Pokud by v průběhu testu došlo k poruše či poškození můžeme rychlost snížit na maximální rychlost pro nevhodné letové charakteristiky V_{FC}/M_{FC} . Poškození musí být zahrnuto do předchozí analýzy bezpečnosti a nenáchylnosti konstrukce na nežádoucí aeroelastické lety. Letové zkoušky dále pokračují při snížené maximální rychlosti. Musíme však data ze zkoušky porovnat s výsledky ostatních testů a analýz tak, aby byla prokázána dostatečná bezpečnost a aeroelastická stabilita. Zkouška kromě odolnosti konstrukce na flutter, torzní divergenci, a reverzi řízení také ověřuje nepřítomnost vibrací ve všech částech letounu. Vibrace se mohou objevit jen pro případ varování před přetažením letounu. Tato podmínka je dána paragrafem CS 25.251 [10].



3.4.3 Appendix K

Appendix K [10] specifikuje, jaká kritéria musí splňovat letouny vybaveny systémy řízení letu, autopilotem, augmentovaným systémem stability SAS, systémem kontroly flutteru atd.

První důležitou informací je rychlost použitá při analýze, a to v závislosti na pravděpodobnosti selhání.



Obr. 15 – Závislost pravděpodobnosti selhání a rychlostí V' , V''
[10] – Appendix K

Pokud je pravděpodobnost selhání v rozmezí od 10^{-9} do 10^{-5} , volíme rychlost V' . Poté lineárně zvyšujeme použitou rychlost do rychlosti V'' pro případ, kdy je pravděpodobnosti selhání jedna. Při určení rychlostí V' a V'' vycházíme z požadavků paragrafu 25.629. Rychlost V' je maximální rychlost ohraničená nezvětšenou obálkou aeroelastické stability (pro rychlost V_D/M_D) a maximální V'' je maximální rychlost ohraničená zvětšenou obálkou aeroelastické stability. Q_j , tedy pravděpodobnost selhání, se vypočítá dle následujícího vztahu.

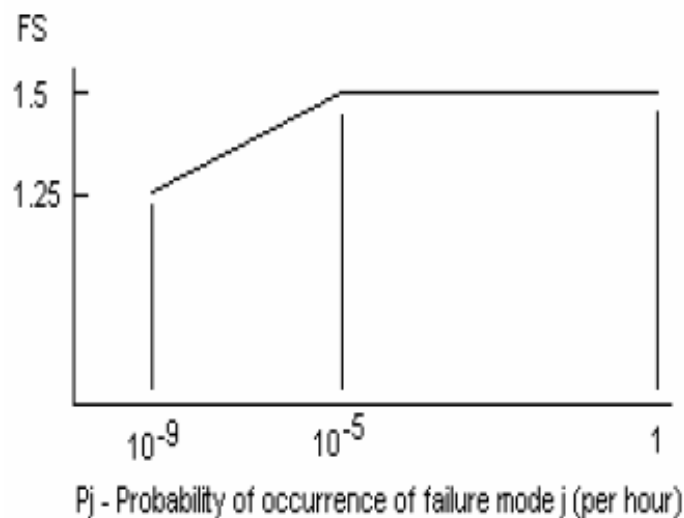
$$Q_j = T_j \cdot P_j$$

Kde T_j [hod] reprezentuje průměrný čas strávený v poruchovém stavu a P_j [1/hod] pravděpodobnost vzniku poruchového stavu. Rychlost V' dále využijeme při analýze vlivu únavy, defektů při výrobě a náhodného poškození.

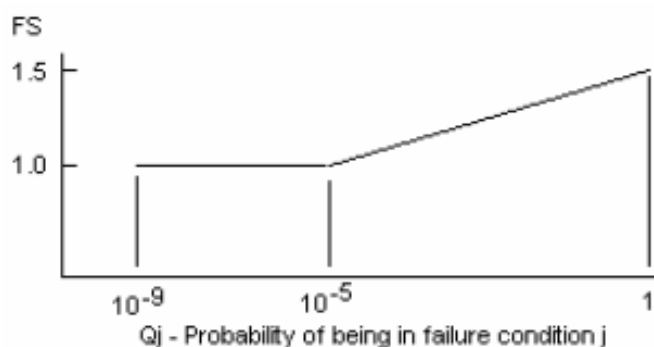
Dále je nutné stanovit minimální požadovaný faktor bezpečnosti pro systémy ovlivňující aeroelastické vlastnosti letounu v závislosti na pravděpodobnosti selhání.



Zde rozlišujeme dva možné případy, tedy dvě možné hodnoty faktoru bezpečnosti, a to okamžik kdy dojde k selhání viz. Obr.16 a pro bezpečné pokračování letu viz Obr. 17.



Obr. 16 – Závislost pravděpodobnosti selhání a faktoru bezpečnosti v okamžik selhání
[10] - Appendix K



Obr. 17 - Závislost pravděpodobnosti selhání a faktoru bezpečnosti pro pokračování letu
[10] - Appendix K

Systém s větší nežli extrémně nepravděpodobnou náchylností k poškození, poruše ovlivňující pevnost, nebo aeroelastické vlastnosti letounu musí v případě poruchy signalizovat chybu posádce. Posádka může způsobit let tak, aby zabránila vzniku nebezpečné situace, pokud je to možné. V ostatních případech je nutné zvýšit faktor bezpečnosti flutteru, aby i při selhání těchto systémů byla zajištěna bezpečnost letounu.

Zároveň je přípustěn případ vypravení letounu s poruchou systému ovlivňujících pevnost nebo aeroelastické vlastnosti letounu. Takovýto případ poruchy musí být ověřen analýzou a prokázána dostatečná bezpečnost. Pro vzniklé limitace musí být najita kombinovaná pravděpodobnost selhání poruchového systému a pravděpodobnosti selhání



přidružených a závislých systémů. Výsledná kombinovaná závislost selhání musí být extrémně nepravděpodobná a nesmí být větší nežli 10^{-3} za hodinu.

3.4.4 AMC 25.143

V rámci prokazování paragrafu CS 25.143 [10], zabývajícím se bezpečností při provozních manévrech letounu i například vzletu z nerovné dráhy, je nutné provést kontrolu aeroelastické stability. Nesmí být omezena ovladatelnost jak na zemi, tak ve vzduchu.

3.4.5 AMC 25.341

Kromě manévřů vyvolaných piloty, působí na letoun i proudění vzduchu. Analýza musí počítat se stříhem větru, turbulencí, a to v kombinaci se zatížením vznikajícím při přímém letu s přetížením 1 g. Aeroelastický výpočet může být proveden pomocí lineární analytické metody, pokud jsou letoun a jeho letové systémy dostatečně přesně aproximovány lineárním analytickým modelem. Analýza se týká také letových systémů, které mohou ovlivnit aeroelastické vlastnosti a stabilitu letounu. Tyto systémy by měly být, pokud možno odděleny na symetrické, pro případ vertikálních poryvů a turbulencí a antisymetrické, pro případ laterálních poryvů. Tyto systémy musí být kontrolovány pro případ selhání, nebo poruchy podle pravidel Appendixu K [10].

Stabilita letounu v poryvu či turbulenci je dále ověřována v několika režimech.

1. Statická bezpečnost neaugmentovaného letounu
2. Dynamická bezpečnost augmentovaného letounu
3. Statická aeroelastická účinnost kontrolních ploch v kombinaci se řídicím systémem zpětné vazby
4. Bezpečnost pro případ aeroelastického flutteru a divergence neaugmentovaného letounu a porovnání s aktivním řídicím systémem zpětné vazby

3.4.6 AMC 25.621 (c)(1)

AMC 25.621 (c)(1) [10] dále určuje jaké konfigurace letounu a podmínky letu, které musíme zahrnout do kontrolní analýzy a jakým způsobem analýzu a testy provést.



Shrnutí požadavků na prokázání aeroelastické odolnosti:

- Provedení letové zkoušky dokazující odolnost konstrukce do rychlosti V_{DF}/M_{DF} , respektive V_{FC}/M_{FC} .
- Vypracování racionální analýzy vycházející z pozemní frekvenční zkoušky pro rozsah rychlostí určených aeroelastickou obálkou, nebo obálkou minimum fail-safe clearance.
- Kontrola komponentů a částí konstrukce, které by v případě poruchy, selhání, nebo opotřebení mohly vést ke snížení aeroelastické odolnosti a snížení bezpečnosti letounu.
- Kontrola v případě selhání systémů řízení tlumení a stabilizace, přidružených ovládacích ploch, hydraulických a elektrických systémů. Dále augumentované systémy stability
- Aeroelastická odolnost je prokazována pro veškeré možné konfigurace letounu za letu, při pohybu na zemi i pro případ aerodynamických jevů.



3.5 CS-27

Certifikační specifikace CS-27 [12] je platná pro malá rotorová letadla s maximální hmotností do 3175 kg (7000 liber) a maximálně devíti sedadly pro cestující. Do této kategorie patří například vrtulníky Bell 206, Eurocopter EC 120, nebo Airbus H125.



Obr. 18 – Airbus H120
[46]

Certifikační specifikace je pro kategorii vrtulníků velice minimalistická. Odolnost vůči flutteru je specifikován v paragrafu CS 27.629 [12]. Veškeré aerodynamicky namáhané plochy nesmí vykazovat známky flutteru za žádných rychlostních a výkonových podmínek. Maximální rychlost je stanovena v rámci prokazování tohoto paragrafu, nebo je dána maximální dopřednou rychlostí stanovenou paragrafem CS 27.309 [12]. Zde je určena ze závislosti rychlosti na maximálních otáčkách hlavního rotoru. Paragraf CS 29.659 [12] dále ukládá nutnost kontroly vyvážení rotorových listů, tak aby bylo zabráněno vzniku flutteru až do maximální dopředné rychlosti vrtulníku. Stejně tak musí být zkontrolovány v rámci paragrafu CS 29.687 [12] veškeré pružinové systémy, které by při selhání mohly ovlivnit aeroelastické vlastnosti konstrukce vrtulníku. To je prokazováno pomocí simulace skutečných provozních podmínek.



3.6 CS-29

Certifikační specifikace CS-29 [13] platí pro velká rotorová letadla s maximální hmotností nad 3175 kg. Jedná například o vrtulníky Bell 429, Airbus H175, nebo Eurocopter EC 145.



*Obr. 19 – Airbus H155
[47]*

Předpis pro aeroelastickou odolnost CS 29.629 [13] je totožný s předpisem CS 27.629 [12]. Je třeba provést kontrolu všech aerodynamicky namáhaných částí, vyvážení listu vrtule a pružinových zařízení.



3.7 EMACC - European Military Airworthiness Certification Criteria



Obr. 20 – L-39NG
[48]

Dle ČOS 174005 [21] je certifikace české vojenské letecké techniky možná dle standardů EDA. EDA tyto standardy určuje pomocí EMACC Handbook [25] (dodatečné informace lze najít v [22]). EMACC Handbook je dokument Evropské obranné agentury stanovující certifikační kritéria pro udělení letuschopnosti vojenských letounů s pevnými i rotujícími nosnými plochami, včetně bezpilotních prostředků. Všechny kategorie letounů jsou uvedeny v tomto dokumentu. Proto je na začátku certifikace nutné vybrat jen požadavky relevantní kategorie. Tento proces je definován v EMACC Guidebook [23]. Ten například stanovuje, že nestačí identifikovat jen kritéria, která pro danou certifikaci platí, ale i kritéria která neplatí a ukázat proč. EMAR 21 [24] [27] i EMACC Handbook vychází z evropských civilních Certifikačních specifikací. Dále si bere předlohu také z korespondujících FAA civilních předpisů i JSSG (Joint Service Specification Guides). Na tyto dokumenty je u každého kritéria odkaz a je možné je použít jako pomocné směrnice při certifikaci. Nelze je však brát ve smyslu citovatelných požadavků. Každé kritérium zároveň obsahuje soupis analýz a testů, které můžeme, nebo musíme provést a na jejichž základě prokazujeme splnění požadavků předpisu. Podobně jako u civilních předpisů, doporučené způsoby průkazu jsou specifikovány v EMAR 21 AMC & GM [26].



Samotné požadavky na aeroelastickou odolnost jsou velice podobné požadavkům pro civilní letouny. U letounu nesmí docházet k nežádoucím aeroelastickým jevům, a to v jakékoli konfiguraci včetně externího vybavení a v případě selhání systémů. Na rozdíl od civilních letadel je nutné, u vojenských letadel schopných překonat hranici zvuku, počítat i s aeroelastickou nestabilitou při transsonických rychlostech. Kontrola musí být provedena do rychlosti V_L/M_L tedy limitní rychlosti zvětšenou o faktor bezpečnosti stejně jako v případě CS-25 [10].

Při kontrole vojenských letounů je nutné vzít v úvahu veškeré aerodynamicky namáhané plochy a prokázat dostatečnou prevenci vzniku flutteru a oscilací při vystavení transsonickému, nebo supersonickému proudění. Jedná se například o všechny panely, přívody vzduchu do motorů, spoilery, dveře zbraňových prostorů atd. Zároveň je třeba počítat s dostatečnou bezpečnostní tolerancí u všech veličin, které ovlivňují flutter, tlumení, hmotnostní vyvážení a tuhost řídicích systémů a ploch. Při poruše, nebo poškození prvku řídicích ploch nesmí dojít k otočení působení dané plošky. Zároveň musí být dostatečně staticky a dynamicky vyvážené a tuhé tak, aby zabraňovaly vzniku flutteru, oscilacím, torzní divergenci a jakékoli aeroelastické nestabilitě. Při konstrukci musíme počítat vždy s nejhorsím možným případem, tedy kombinací nejvyšší rychlosti a největšího namáhání.

U vojenských letounů vybavených augmentovaným systémem stability nesmí, v případě selhání, dojít ke ztrátě aeroelastické stability, vzniku flutteru, oscilací ani jiných nebezpečných jevů. Toto pravidlo platí, podobně jako u dopravních letadel, i pokud dojde k selhání systému tlumení, nebo částečnému poškození konstrukce ovlivňující aeroelastické vlastnosti. Ani částečná, nebo úplná ztráta hydraulických systémů a následného použití záložního, nebo nouzového systému nesmí zvýšit riziko vzniku flutteru a ohrozit bezpečnost letu.

Veškeré systémy řízení letu a pomocné automatické řídicí systémy musí být zahrnuty a do analýzy aeroelastické odolnosti. Kromě jejich správné funkce, která je ověřena testy, musí dokázat kompenzovat nežádoucí jevy způsobené poruchou, nebo poškozením například poruchou hydraulických i mechanických systémů, náhodných poruch i poruch uvedených v předchozím odstavci. Zvláště u bezpilotních prostředků, tyto systémy



musí být schopny plně nahradit pilotovy reakce a zajistit bezpečný let, a to i v případě částečného selhání samotných systémů řízení letu.

Letouny létající na hranici rychlosti zvuku, nebo nad ní musí být otestovány na odolnost proti aeroakustickému zatížení. Výsledky testů jsou zahrnuty do analýzy aeroelastických jevů a musí být potvrzeno, že nevznikají trhliny, nebo jiné defekty, které by mohly zapříčinit zvýšení náchylnosti konstrukce letounu na vznik flutteru, divergence, nebo reverze řízení. To samé platí pro veškerou externí výzbroj a výstroj. Do této analýzy je třeba zahrnout i ostatní zdroje vibrací, například vibrace a rázy vznikající při použití palných zbraňových systémů, odhazování nákladu, nebo vybavení například přídavných nádrží. Pokud je externí výzbroj, nebo náklad odhazován za letu, kontrolujeme nejen samotný okamžik odhození, ale i určitý časový úsek po odhození tak, aby nedocházelo k nebezpečné změně aeroelastických vlastností. U turbovrtulových vojenských letounů opět kontrolujeme whirl flutter a vliv na konstrukci letounu a aeroelastické vlastnosti.

V úvahu je třeba brát i vnější vlivy. Vojenské letouny často létají za nepříznivých podmínek, proto je třeba brát v úvahu veškeré atmosférické vlivy např. poryv a stříh větru, které by mohly nastat ve větší míře nežli u civilních letadel. Dále také vibrace vznikají na zemi, při startu a přistání. Proto jsou i tyto případy zahrnuty do analýzy. Pokud je vojenský letoun určen pro použití na přistání a vzlet z nezpevněných ploch, nebo například letadlových lodí, musíme pomocí analýzy a testů ukázat odolnost stroje i v takovýchto podmínkách. Pokud by výše zmíněné případy (vibrace, rázy atd.) mohly zapříčinit selhání systémů ovlivňujících aeroelastické vlastnosti letounu, musí být prokázáno, že nedojde k výraznému snížení bezpečnosti.

Kromě požadavků na bezpečnost a pevnost samotného letounu, je třeba uvažovat i posádku a její omezení. Dnešní moderní vojenské letouny často snesou větší namáhání nežli posádka. Vibrace a rázy nesmí výrazně omezit ani ohrozit posádku, zabránit jí v pilotáži, ani způsobit značné nepohodlí.

EMACC Handbook [25] přímo neudává minimální požadavky na ověření splnění předepsaných kritérií, jako v případě civilních certifikačních požadavků, ale u každého kritéria vypisuje seznam testů a analýz vhodných pro ověření. Hlavní důraz je kladen opět na letové zkoušky flutteru, ověřující i aeroelastickou stabilitu letounu. Dále pak uvádí



analýzu aeroelastických vlastností, při které ověřujeme zvlášť flutter, divergenci, reverzi řízení, různé zdroje vibrací, pozemní vibrační testy celého letounu i jeho jednotlivých částí, analýza různých stavů paliva v externích nádržích, testy v aerodynamickém tunelu, aeroservoelastická analýza a pozemní testy, při kterých se ověřuje vliv, bezpečnost a účinnost automatických systému ovlivňující například vibrace způsobené aeroelastickými jevy.

Shrnutí požadavků na prokázání aeroelastické odolnosti:

- Provedení letové zkoušky dokazující odolnost konstrukce na aeroelastické a servoelastické jevy do rychlosti V_L/M_L .
- Vypracování relevantních analýz prokazujících aeroelastickou odolnost např. pomocí flutter analýzy letounu i jeho částí, analýza zahrnující různé stavy paliva pro externí nádrže, pozemní frekvenční zkoušky, pozemní servoelastické zkoušky, testy v aerodynamickém tunelu atd.
- Analýza externí výzbroje, nákladu a veškerých aerodynamicky namáhaných ploch.
- Kontrola letounu na aeroakustické namáhání.
- Kontrola komponentů a částí konstrukce, které by v případě poruchy, selhání, nebo opotřebení mohly vést ke snížení aeroelastické odolnosti a snížení bezpečnosti letounu.
- Kontrola v případě selhání systémů řízení tlumení a stabilizace, přidružených ovládacích ploch, hydraulických a elektrických systémů. Dále augmentované systémy stability, interakce mezi těmito systémy i kombinace se vznikem strukturálního poškození.
- Aeroelastická odolnost je prokazována pro veškeré možné konfigurace letounu za letu i při pohybu na zemi.



3.7.1 Certifikační požadavky na bezpilotní letouny UAV

Při certifikaci nové techniky, nebo letounů i v případě modifikací je nutné spolupracovat s certifikační autoritou mimo jiné i na výběru a konzultaci potřebných požadavků. Obecně, v případě evropských úřadů navrhuje požadavky letecká organizace a letecký úřad může vyžadovat úpravu, nebo doplnění. V této kapitole jsou navrženy požadavky pro splnění aeroelastické odolnosti bezpilotních letounů bez vstupu a komentářů certifikačního úřadu.

Pro UAV letouny platí stejné strukturální požadavky jako pro letouny pilotované posádkou. Veškeré aerodynamicky namáhané plochy musí být odolné vůči flutteru, a to při veškerých rychlostech do limitní rychlosti V_L/M_L . Opět musíme počítat s dostatečným faktorem bezpečnosti u veličin ovlivňujících aeroelastické vlastnosti a výpočty. Bepilotní letoun musí být schopen bezpečného letu i v případě poruchy či porušení například hydraulických systémů, záložních a nouzových hydraulických systémů, systémů řízení letu, mechanických částí, motorů i jakéhokoli náhodného poškození. V případě vzniku strukturálního poškození a poruchy augmentačních systémů ve stejný okamžik nesmí dojít ke vzniku aeroelastických, nebo servoelastických jevů, nebo snížení bezpečnosti. Zároveň musí být schopen kompenzovat a upravit parametry letu v takovémto případě. Systémy řízení letu musí být schopny upravit let tak, aby nedošlo k přesažení mezních případů namáhání včetně kritických faktorů pro vznik aeroelastických jevů (například rychlost, přetížení). Vyžadována je také aeroservoelastická analýza veškerých relevantních aerodynamicky namáhaných ploch, systémů řízení letu, augmentovaných systémů a interakcí ovládacích ploch s rámem. Analýza je prováděna pro nejhorší kombinace namáhání a rychlostí. Aeroservoelastická analýza stability zároveň musí odpovídat výsledkům pozemních testů.

Výzbroj a náklad, aeroelastická odolnost v souvislosti s vnějšími vlivy, aeroakustická odolnost i veškeré kontroly spojené se strukturální pevností a odolností jsou totožné s požadavky pro pilotované letouny. Do analýzy samozřejmě není třeba zahrnout omezení posádky na vibrace a rázy. Výčet relevantních paragrafů při certifikaci a prokázání odolnosti konstrukce vůči flutteru, torzní divergenci a reverzi řízení UAV je uveden v příloze.



4 Porovnání požadavků předpisů

Následující část bakalářské práce porovnává požadavky předpisů jednotlivých kategorií platných v České republice s vybranými předpisy národních a nadnárodních leteckých úřadů.

V úvodní části je uvedena tabulka porovnání požadavků. V prvním a druhém sloupci jsou uvedeny jednotlivé certifikační specifikace agentury EASA a porovnávaného úřadu. Třetí sloupec uvádí stručný přehled rozdílů mezi porovnávanými předpisy. Pokud je ve sloupci uvedeno identické, požadavky porovnávaných předpisů jsou stejné. Čtvrtý sloupec obsahuje odkaz na kapitolu, ve které jsou doplněny dodatečné informace.

4.1 Porovnání požadavků EASA a FAA

EASA	FAA	Požadavky předpisu	Vysvětleno v kapitole
CS-22 [1]	AC 21 17-2A [14]	Identické	4.1.1 Komentář k AC 21 17-2A
CS-23 [4]	FAR Part 23 [15]	Identické	-
CS-VLA [8]	AC 21.17-3 [29]	Identické	4.1.2 Komentář k AC 21.17-3
CS-25 [10]	FAR Part 25 [18]	Part 25 nevyžaduje navýšení faktoru bezpečnosti v rozsahu specifikovaném v Appendix K.	4.1.3 Komentář k FAR Part 25
CS-27 [12]	FAR Part 27 [19]	Identické	-
CS-29 [13]	FAR Part 29 [20]	Identické	-

Tabulka 1 – porovnání požadavků EASA – FAA

Letecké úřady pro zjednodušení často vytvářejí tzv. Significant Standards Differences (SSD), tedy dokument porovnávající požadavky jednotlivých kategorií. Pro porovnání jednotlivých kategorií EASA a FAA můžeme použít SSD pro kategorie:

- CS-23 EU/US BASA Supporting SSD List for CS 23 [28], pro kategorii CS-23
- EASA Significant Standards Differences For pair: CS-25 Amendment 18 vs 14 CFR Part 25 Amendment 142 [30] pro kategorii CS-25
- EASA SSD/SEI combined list for Part 27 and 29 Rotorcraft Products [31] pro kategorie CS-27 a CS-29.



4.1.1 Komentář k AC 21 17-2A

FAA nemá ekvivalentní předpis k předpisu CS-22 [1]. Existuje však AC 21.17-2A [14], který doporučuje jakým způsobem postupovat při certifikaci letounu dané kategorie. Dle AC 21.17-2A FAA doporučuje použít při certifikaci kluzáků a motorových kluzáků normu JAR-22 [61], tedy její požadavky, čímž je ukázáno vyhovění paragrafu 21.17 (b) FAR Part 21 pro vydání typového osvědčení. Požadavky na aeroelastickou odolnost jsou v případě JAR-22 totožné s požadavky v CS-22.

4.1.2 Komentář k AC 21.17-3

Stejně jako u certifikace kluzáků a motorových kluzáků i pro letouny kategorie VLA FAA nemá ekvivalentní předpis. V AC 21.17-3 [29] doporučuje použití požadavků v JAR-VLA, na jejichž základu je ukázáno vyhovění paragrafu 21.17 (b) FAR Part 21 pro vydání typového osvědčení. Požadavky na aeroelastickou odolnost jsou opět totožné s požadavky v CS-VLA [8]. Druhou možností je, stejně jako v případě CS-VLA, certifikování letounu dle FAA Part 23 [15].

4.1.3 Komentář k FAR Part 25

FAR Part 25 [18] neodkazuje na ekvivalentní paragraf k paragrafu CS 25.302 a Appendix K [10]. V rámci těchto paragrafů kontrolujeme systémy ovlivňující pevnost a stabilitu letounu i pravděpodobnost jejich selhání v závislosti na čase. Požadovaný faktor bezpečnosti flutteru pro FAR Part 25 může být tedy nižší. Porovnání předpisů CS-25 a FAR part 25 je uvedeno v EASA Significant Standards Differences For pair: CS-25 Amendment 18 vs 14 CFR Part 25 Amendment 142 [30].



4.2 Porovnání požadavků EASA a CAAC

EASA	CAAC	Požadavky předpisu	Vysvětleno v kapitole
CS-22 [1]	AC-21-AA-2008-37 [34]	Identické	-
CS-23 [4]	CCAR-23-R3	Identické	-
CS-VLA [8]	AC-21-AA-2008-37 [34]	Identické	-
CS-25 [10]	CCAR-25-R3 [35]	CCAR-25-R3 nevyžaduje navýšení faktoru bezpečnosti v rozsahu specifikovaném v Appendix K.	4.2.1 Komentář k CCAR-25-R3
CS-27 [12]	CCAR-27-R3	Identické	-
CS-29 [13]	CCAR-29-R3	Identické	-

Tabulka 2 - porovnání požadavků EASA – CAAC

CAAC přebírá předpisy jednotlivých kategorií od FAA. Dle dokumentu CAAC-FAA Significant Standards Differences (SSD) [32] a [33] publikovanými a revidovanými FAA jsou požadavky jednotlivých kategorií naprosto shodné s požadavky jednotlivých FAR. Jediným rozdílem je nutnost přeložení veškerých štítků a požadavků k zachování letové způsobilosti do čínského jazyka. Rozdíly požadavků na aeroelastickou odolnost jsou tedy stejné jako v případě FAA předpisů.

4.2.1 Komentář k CCAR-25-R3

CCAR-25-R3 [35] je doslovným překladem předpisu FAR Part 25 [18] do čínštiny. Platí tedy stejné porovnání popsané v kapitole 10.3 Komentář k FAR Part 25.



4.3 Porovnání požadavků EASA a FAVT

EASA	FAVT	Požadavky předpisu	Vysvětleno v kapitole
CS-22 [1]	-	-	-
CS-23 [4]	АП – 23 [36]	Za určitých podmínek není nutné provádět letové zkoušky flutteru	4.3.1 Komentář k АП-23
CS-VLA [8]	-	-	-
CS-25 [10]	АП – 25 [37]	АП-25 nevyžaduje navýšení faktoru bezpečnosti v rozsahu specifikovaném v Appendix K a zároveň vyšší bezpečnostní navýšení Obálky aeroelastické odolnosti	4.3.2 Komentář k П-25
CS-27 [12]	АП – 27 [38]	Identické	-
CS-29 [13]	АП – 29 [39]	Identické	-

Tabulka 3 - porovnání požadavků EASA – FAVT

4.3.1 Komentář k АП-23

Předpis АП-23 [36] je ekvivalentní evropské CS-23 [4]. Nejedná se ale už o přepis, jako v případě čínských CCAR. Požadavky předpisu АП – 23 na aeroelastickou odolnost jsou velice podobné CS-23. Nutnost prokázat veškeré dílčí případy poruch, selhání, únavy atd. platí ve stejném rozsahu jako v případě CS-23. Výpočetní analýzu můžeme opět provést buď pomocí kompletní analýzy do rychlosti $1,2 V_D$, nebo použití zjednodušené metody dle Calculation of the aircraft for flutter volume 1, sec 3500, no 1943 (Расчет самолета на флаттер, том 1, разд. 35000, вып. 1943 г.) [50] pokud je V_D/M_D menší nežli 480 km/h. Ostatní požadavky pro použití zjednodušené metody jsou stejné jako při použití Airframe and Equipment Engineering Report No. 45 [6] v rámci CS-23. Tato výpočetní analýza může být opět sama dostatečná k prokázání aeroelastické odolnosti letounu, pokud neodhalí jednu z následujících situací:

- 1) Flutter se vyskytne při rychlosti nižší nežli $1,25 V_D$
- 2) Rozdíl mezi experimentálním a výpočetním testem
- 3) Ostrá závislost mezi rychlostí flutteru a definovaným parametrem

Pokud analýza odhalí jednu z předchozích podmínek, flutter letová zkouška musí být provedena. V ostatních případech není nutné zkoušku za letu provádět a k prokázání



aeroelastické odolnosti stačí jen výpočetní analýza. Veškeré ostatní podmínky a požadavky jsou totožné s požadavky CS-23.

4.3.2 Komentář k AII -25

AII-25 [37] opět obsahem a požadavky odpovídá evropské ekvivalentní CS-25 [10]. Hlavními rozdíly jsou absence Appendixu K [10], stejně jako u FAA Part 25 [18] a zvětšená obálka Aeroelastické Stability, kde navyšujeme Ekvivalentní rychlost V_E o 20 %. Dále také kontrola vibrací letadla specifikovaná přímo v paragrafu CS 25.629 [10]. Dostatečná stabilita musí být zajištěna při interakci draku letadla s mechanickými a automatickými systémy letu. Ostatní rozdíly jsou spíše formálního charakteru. Určité požadavky jsou vypsány pod jinými paragrafy atd.

4.4 Porovnání požadavků EASA a JCAB

EASA	JCAB	Požadavky předpisu	Vysvětleno v kapitole
CS-22 [1]	-	-	-
CS-23 [4]	AIM Part II	Identické	-
CS-VLA [8]	-	-	-
CS-25 [10]	AIM Part III	AIM Part III nevyžaduje navýšení faktoru bezpečnosti v rozsahu specifikovaném v Appendix K.	-
CS-27 [12]	AIM Part IV	Identické	-
CS-29 [13]	AIM Part V	Identické	-

Tabulka 4 - porovnání požadavků EASA – JCAB

JCAB (*Japan Civil Aviation Bureau*) upravuje letecké předpisy pomocí AIM (*Airworthiness Inspection Manual*). Požadavky jednotlivých AIM jsou totožné s požadavky příslušných FAR předpisů. Rozdíly mezi JCAB a EASA předpisy je tedy naprosto identické jako mezi FAA a EASA předpisy viz. FAA Significant Standards Differences (SSD) for JCAB Products [40] a JCAB Significant Standards Differences for FAA Products [41].



4.5 Porovnání požadavků EASA a Transport Canada

EASA	Transport Canada	Požadavky předpisu	Vysvětleno v kapitole
CS-22 [1]	CAR Part V - Chapter 522 [51]	Identické	-
CS-23 [4]	CAR Part V - Chapter 523 [52]	Flight flutter test se provádí do rychlosti V_D/M_D	4.5.1 Komentář k CAR Part V - Chapter 523
CS-VLA [8]	CAR Part V - Chapter 523-VLA [53]	Identické	4.5.2 Komentář k CAR Part V - Chapter 523-VLA
CS-25 [10]	CAR Part V - Chapter 525 [54]	Part V - Chapter 525 nevyžaduje navýšení faktoru bezpečnosti v rozsahu specifikovaném v Appendix K.	4.5.3 Komentář k CAR Part V - Chapter 525
CS-27 [12]	CAR Part V - Chapter 527 [55]	Identické	-
CS-29 [13]	CAR Part V - Chapter 529 [56]	Identické	-

Tabulka 5 - porovnání požadavků EASA – Transport Canada

Transport Canada vydává letecké zákony pomocí předpisů CAR (Canadian Aviation Regulations (SOR/96-433)). Požadavky pro certifikaci letounů jednotlivých kategorií můžeme najít pod CAR Part V – Airworthiness, kde už jsou jednotlivé kapitoly příslušných kategorií.

4.5.1 Komentář k CAR Part V - Chapter 523

Požadavky CAR Part V - Chapter 523 [52] je liší od požadavků CS-23 v maximální požadované rychlosti flutter letové zkoušky. Je požadováno prokázání odolnosti letounu vůči aeroelastickým jevům až do rychlosti V_D/M_D , respektive V_{DF}/M_{DF} pro letouny poháněné proudovými motory.

4.5.2 Komentář k CAR Part V - Chapter 523-VLA

CAR Part V - Chapter 523-VLA [53] je přepisem předpisu JAR-VLA, požadavky jsou tedy identické s požadavky předpisu CS – VLA.

4.5.3 Komentář k CAR Part V - Chapter 525

Požadavky předpisu CAR Part V - Chapter 525 [54] jsou shodné s požadavky Předpisu FAA part 25 viz. kapitola 3.1.3 Komentář k FAR Part 25.



5 Závěr

Cílem této bakalářské práce bylo vytvořit přehled a souhrn požadavků certifikačních předpisů, platných v České republice, na způsob prokázání odolnosti konstrukce letounů vůči aeroelastickým jevům. Dále je porovnat s požadavky vybraných národních i nadnárodních leteckých úřadů.

Bakalářská práce je rozdělena na tři části. V první části práce je stručně vysvětlena problematika aeroelastických jevů flutter, divergence, reverze řízení, whirl flutteru, flutterové analýzy a letových zkoušek flutteru. Druhá část obsahuje jednotlivé kategorie letounů rozdělené dle příslušných certifikačních specifikací. Kategorie jsou dále děleny dle paragrafů obsahující konkrétní požadavky na prokázání odolnosti vůči aeroelastickým jevům. Ve třetí části je uvedeno porovnání mezi předpisy platnými v České republice a vybranými leteckými úřady.

Obecně platí, že základním předpokladem úspěšného prokázání aeroelastické odolnosti je flutterová analýza v kombinaci s letovými zkouškami flutteru a analýza veškerých systému ovlivňující aeroelastické vlastnosti letounu. Nesmí docházet k torzní divergenci ani reverzi řízení v jakýchkoli režimech letu. Minimální rychlost, pro kterou je nutné ověřit odolnost letounu na flutter, torzní divergenci, reverzi řízení a whirl flutter bývá totožná a je stanovena příslušným certifikačním předpisem. Minimální rychlost je u většiny kategorií $1.2 V_D$, nebo M_D/V_D pro analytickou část a V_D pro letové zkoušky flutteru. Certifikační specifikace dále mohou stanovit určité manévry, např. skluz, u kterých nesmí docházet k reverzi řízení. Uvažovat je nutné i s možností poškození, poruch, výrobních tolerancí a opotřebení. Letouny vybaveny turbovrtulovým motorem je nutná kontrola na odolnost vůči whirl flutteru. Kontrola se týká tuhosti a tlumení soustavy vrtule, motoru, motorového lože a konstrukce letounu i deformaci vrtule při různých letových režimech. Prokázání splnění požadavků předpisů se týká nejen nových letounů, ale i modifikací již existujících letounů. Je nutné dodat, že požadavky nejsou vždy exaktní a je nutné spolupracovat s příslušnou autoritou certifikačního úřadu. Výjimkou je případ nevýznamné změny, kterou letecké organizace DOA provádět a schvalovat bez nutnosti kontroly leteckého úřadu. Vojenská letadla certifikovaná podle evropské EMACC sdílí velkou část požadavků s civilními předpisy. Samozřejmě rozdílů v určitých oblastech specifických



kategorií v závislosti na určení například u nadzvukových letounů, kde je požadavek na podstatně obsáhlejší aeroakustickou analýzu, nebo letounů UAV u kterých je třeba zajistit naprosto automatické fungování veškerých systému stroje ovlivňujících aeroelastické vlastnosti letounu.

Obecná snaha sjednotit požadavky jednotlivých leteckých úřadů je patrná z porovnání jednotlivých předpisů. Díky tomu je mnohem jednodušší orientace v různých leteckých předpisech a provoz letecké techniky ve většině míst světa bez nutnosti dodatečných povolení k letu. Požadavky na odolnost vůči aeroelastickým jevům jsou téměř shodné. Důvodem je, že většina certifikačních předpisů je založena, nebo si bere inspiraci z předpisů FAR vydaných FAA a JAR vydaných JAA, a to včetně předpisů EASA.



6 Použitá literatura

- [1] EASA. *Certification Specifications for Sailplanes and Powered Sailplanes CS-22: Amendment 2* [online]. 2009 [cit. 2020-12-31]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/Consolidated%20version%20CS-22%20Amdt%202.pdf>
- [2] EASA. *Certification Specifications for Normal Category Aeroplanes (CS-23) and Acceptable Means of Compliance and Guidance Material to the Certification Specifications for Normal-Category Aeroplanes (AMC & GM to CS-23): CS-23 Amendment 5 / AMC & GM to CS-23 Issue 3* [online]. 2020 [cit. 2020-12-31]. Dostupné z: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/cs-23_amendment_5_-_amc_gm_to_cs-23_issue_3_0.pdf
- [3] EASA. *AMC and GM to CS-23 — Issue 2* [online]. 2019 [cit. 2020-12-31]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/Annex%20—%20AMC%20and%20GM%20to%20CS-23%20issue%202.pdf>
- [4] EASA. *Certification Specifications for Normal-Category Aeroplanes CS-23: Amendment 5* [online]. 2017 [cit. 2020-12-31]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-23%20Amendment%205.pdf>
- [5] EASA. *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes CS-23: Amendment 4* [online]. 2015 [cit. 2020-12-31]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-23%20Amendment%204.pdf>
- [6] R., Rosenbaum. NTRL. *Airframe and Equipment Engineering Report No. 45* [online]. Washington, DC: FAA, 1955 [cit. 2021-01-02]. Dostupné z: <https://ntrl.ntis.gov/NTRL/dashboard/searchResults/titleDetail/ADA955270.xhtml#>
- [7] EASA. *General Acceptable Means of Compliance for Airworthiness of Products, Parts and Appliances (AMC-20): Amendment 20* [online]. 2020 [cit. 2021-01-02]. Dostupné z: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/amc-20_amendment_20.pdf



- [8] EASA. *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes CS-VLA: Amendment 1* [online]. 2009 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z:
<https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-VLA%20%20Amdt%201%20combined.pdf>
- [9] EASA. *Certification Specifications for Light Sport Aeroplanes CS-LSA: Initial issue* [online]. 2011 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z:
<https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-LSA%20-%20Initial%20Issue.pdf>
- [10] EASA. *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25: Amendment 26* [online]. 2020 [cit. 2020-12-31]. Dostupné z:
https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/cs-25_amendment_26_0.pdf
- [11] FAA. *AC 25.629-1B - Aeroelastic Stability Substantiation of Transport Category Airplanes* [online]. 2014 [cit. 2020-12-31]. Dostupné z:
https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_25_629-1B.pdf
- [12] EASA. *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Small Rotorcraft CS-27: Amendment 7* [online]. 2010 [cit. 2020-12-31]. Dostupné z:
https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/cs-27_amendment_7.pdf
- [13] EASA. *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Rotorcraft CS-29: Amendment 8* [online]. 2020 [cit. 2020-12-31]. Dostupné z:
<https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-29%20Amendment%208.pdf>
- [14] FAA. *AC 21.17-2A - Type Certification-Fixed Wing Gliders (Sailplanes), Including Powered Gliders* [online]. 1993 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z:
https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_21_17-2A.pdf
- [15] FAA. *14 CFR Part 23* [online]. 2016 [cit. 2021-01-02]. Dostupné z:
<https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=685dc1ae97ae3f5e5569e47880fab01e&mc=true&node=pt14.1.23>



- [16] FAA. *23.629-1B - Means of Compliance with Title 14 CFR, Part 23, § 23.629, Flutter* [online]. 2004 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z:
https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC23-629-1b.pdf
- [17] FAA. *AC 23-19A - Airframe Guide for Certification of Part 23 Airplanes* [online]. 2007 [cit. 2021-01-02]. Dostupné z:
https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_23-19A.pdf
- [18] FAA. *14 CFR Part 25* [online]. 2020 [cit. 2021-01-02]. Dostupné z:
<https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?node=14:1.0.1.3.11>
- [19] FAA. *14 CFR Part 27* [online]. 1999 [cit. 2021-01-02]. Dostupné z:
<https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?node=14:1.0.1.3.13>
- [20] FAA. *14 CFR Part 29* [online]. 1964 [cit. 2021-01-02]. Dostupné z:
<https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?node=14:1.0.1.3.14>
- [21] ÚŘAD PRO OBRANNOU STANDARDIZACI, KATALOGIZACI A STÁTNÍ OVĚŘOVÁNÍ JAKOSTI. *ČOS 174005: 1.vydání* [online]. Praha, 2015 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z: <http://www.oos-data.army.cz/cos/cos/174005.pdf>
- [22] EDA *Military Airworthiness* [online]. 2015 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z:
https://www.eda.europa.eu/docs/default-source/eda-publications/military-airworthiness_web.pdf
- [23] MAWA Forum. *European Military Airworthiness Certification Criteria (EMACC) Guidebook: Edition 1.0* [online]. 2014 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z:
<https://www.eda.europa.eu/docs/default-source/documents/emacc-guidebook-ed-1-0.pdf>
- [24] MAWA Forum. *EUROPEAN MILITARY AIRWORTHINESS REQUIREMENTS EMAR 21: Edition 1.3* [online]. 2018 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z:
[https://eda.europa.eu/docs/default-source/documents/emar-21-edition-1-3-\(1-feb-2018\)---approved.pdf](https://eda.europa.eu/docs/default-source/documents/emar-21-edition-1-3-(1-feb-2018)---approved.pdf)
- [25] MAWA Forum *EUROPEAN MILITARY AIRWORTHINESS CERTIFICATION CRITERIA (EMACC) EMACC Handbook: Edition Number 3.1* [online]. 2018 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z: <https://eda.europa.eu/docs/default-source/documents/emacc-hdbk-edition-3-1-endorsed-20180925.pdf>



- [26] MAWA Forum. *EUROPEAN MILITARY AIRWORTHINESS REQUIREMENT EMAR 21 AMC & GM: Edition Number 1.3* [online]. 2018 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z: [https://eda.europa.eu/docs/default-source/documents/emar-21-amc-gm-edition-1-3-\(1-feb-2018\)---approved.pdf](https://eda.europa.eu/docs/default-source/documents/emar-21-amc-gm-edition-1-3-(1-feb-2018)---approved.pdf)
- [27] MAWA Forum. *EUROPEAN MILITARY AIRWORTHINESS REQUIREMENTS EMAR 21 SECTION A: Edition 1.0* [online]. 2012 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z: https://www.eda.europa.eu/docs/documents/EMAR_21_Section_A_Ed_1_0_5
- [28] *EU/US BASA Supporting SSD List for CS 23* [online]. 2013 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS23%20Published%20SSD%20List.pdf>
- [29] FAA. *AC 21.17-3 - Type Certification of Very Light Airplanes Under FAR 21.17(b)* [online]. 1992 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z: https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_21.17-3.pdf
- [30] EASA. *EASA Significant Standards Differences For pair: CS-25 Amendment 18 vs 14 CFR Part 25 Amendment 142* [online]. 2013 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA%20SSD%20list%20CS-25%20Amdt%2018%20vs%2014CFR%2025%20Amdt%20142%20_Issue2.pdf
- [31] EASA. *EASA SSD/SEI combined list for Part 27 and 29 Rotorcraft Products: Rev.1* [online]. 2018 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/SSD.SEI%20Combined%20list%20for%20rotorcraft%20rev%201.pdf>
- [32] FAA. *CAAC-FAA Significant Standards Differences (SSD): First Edition* [online]. 2018 [cit. 2021-01-02]. Dostupné z: https://www.faa.gov/aircraft/air_cert/international/bilateral_agreements/baa_basa_listing/approvals/media/CAAC_SSD.pdf
- [33] FAA. *Implementation Procedures for Airworthiness between the United States of America and China: Revision 0* [online]. 2017 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z: https://www.faa.gov/aircraft/air_cert/international/bilateral_agreements/baa_basa_listing/media/China_IPA.pdf



- [34] CAAC. AC-21-AA-2008-37 [online]. 2009 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z:
<https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&ved=2ahUKEwj6p9-AIPvtAhWnyYUKHRi8DrUQFjABegQIAhAC&url=http%3A%2F%2Faviationsafety.caac.gov.cn%2Fshs%2Fstatute%2Fstatutemanage.do%3Fmethod%3Ddownloadfile%26localfilename%3DAC-21-AA-2008-15.pdf%26destfilename%3DStatute%2F1225949521143!AC-21-AA-2008-15.pdf&usg=AOvVaw38vfQAlhAjo43yEDXYLuIP>
- [35] CAAC. CCAR-23-R3 [online]. 2005 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z:
<https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&ved=2ahUKEwijklOCxlfvtAhVSzaQKHxISCdkQFjACegQIARAC&url=http%3A%2F%2Faviationsafety.caac.gov.cn%2Fshs%2Fstatute%2Fstatutemanage.do%3Fmethod%3Ddownloadfile%26localfilename%3DCCAR-23-R3.pdf%26destfilename%3DSHSQT%2F1294993679822!CCAR-23-R3.pdf&usg=AOvVaw0585VWpQm10QKBU5Yd5-Qv>
- [36] FAVT. *Авиационные правила АП-23* [online]. 2014 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z:
<http://favt.gov.ru/public/materials//5/7/d/3/0/57d30d5adfc02d7f20d96ffc9009c032.pdf>
- [37] FAVT. *Авиационные правила АП-25* [online]. 2009 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z:
<http://favt.gov.ru/public/materials//5/a/a/5/5/5aa55fac3cbf5a95e062dcb9ca4d110f.pdf>
- [38] FAVT. *Авиационные правила АП-27* [online]. 2014 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z:
<http://favt.gov.ru/public/materials//e/d/6/7/a/ed67a4f3c50c6905e32ee189881acf7b.pdf>
- [39] FAVT. *Авиационные правила АП-29* [online]. 2003 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z:
<http://favt.gov.ru/public/materials//7/4/6/9/6/746967839e727ab78df6b83b802d2395.pdf>
- [40] FAA. *FAA Significant Standards Differences (SSD) for JCAB Products* [online]. 2020 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z:
https://www.faa.gov/aircraft/air_cert/international/bilateral_agreements/baa_basa_listing/approvals/media/faa_ssd_for_jcab_products.pdf



- [41] FAA. *JCAB Significant Standards Differences for FAA Products* [online]. 2020 [cit. 2021-01-01]. Dostupné z:
https://www.faa.gov/aircraft/air_cert/international/bilateral_agreements/baa_basa_listing/approvals/media/jcab_ssd_for_faa_products.pdf
- [42] KOLMANN, Petr. Foto_Petr_Kolmann__3_. In: *HPH 304s Shark* [online]. 2020 [cit. 2021-01-03]. Dostupné z:
http://www.hph.cz/fileadmin//user_upload/Foto_Petr_Kolmann__3_.jpg
- [43] LANCELOT, F. Airbus-A220-300-new-member-of-the-airbus-Single-aisle-Family. In: *Airbus introduces the A220-100 and A220-300 - Commercial Aircraft - Airbus* [online]. 2018 [cit. 2021-01-03]. Dostupné z: <https://airbus-h.assetsadobe2.com/is/image/content/dam/products-and-solutions/commercial-aircraft/a220-family/a220-300/Airbus-A220-300-new-member-of-the-airbus-Single-aisle-Family.jpg?wid=1025&fit=fit,1&qlt=85,0>
- [44] DA42 Twin Star. In: *DA42 Twin Star receives Flying Magazine's Editor's Choice Award* [online]. Diamond Aircraft Industries, 2007 [cit. 2021-01-03]. Dostupné z:
https://www.diamondaircraft.com/content/_processed_/0/2/csm_70117_faa4f18ace.jpg
- [45] Sonaca 200. In: *Sonaca Aircraft* [online]. 2016 [cit. 2021-01-03]. Dostupné z:
https://www.sonaca-aircraft.com/sites/default/files/news-events/IMG_2846%20-%20copie.jpeg
- [46] EXPH-0404-347. In: *Airbus Helicopters* [online]. 2015 [cit. 2021-01-03]. Dostupné z:
http://www.helicopters.airbus.com/website/docs_wsw/img/x1500/y1500/RUB_430/tile_4626/EXPH-0404-347.jpg?t=&tC=&tS=
- [47] PECCHI, Anthony. H155. In: *Airbus Helicopters* [online]. 2014 [cit. 2021-01-03]. Dostupné z: https://www.airbus.com/helicopters/civil-helicopters/medium/h155.html#medialist_copy_copy__1479427357-image-image-all_ml_1-16
- [48] L-39NG. In: *AERO Vodochody* [online]. 2020 [cit. 2021-01-03]. Dostupné z:
<http://www.aero.cz/runtime/cache/images/attachedFull/l-39ng-flight-kouba.jpg?1583314311>



- [49] EASA. *AMC 20-29: Annex II* [online]. 2010 [cit. 2021-01-03]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/Annex%20II%20-%20AMC%2020-29.pdf>
- [50] *Расчет самолета на флаттер», том 1, разд. 35000, вып. 1943 з* [online]. 1943 [cit. 2021-01-03]. Dostupné z: http://www.avialibrary.com/component/option,com_mtree/task,viewlink/link_id,121/Itemid,3/
- [51] TRANSPORT CANADA. *Part V – Airworthiness Chapter 522 - Gliders and Powered Gliders: Canadian Aviation Regulations (SOR/96-433)* [online]. 2019 [cit. 2021-01-04]. Dostupné z: <https://tc.canada.ca/en/corporate-services/acts-regulations/list-regulations/canadian-aviation-regulations-sor-96-433/standards/part-v-airworthiness-chapter-522-gliders-powered-gliders>
- [52] TRANSPORT CANADA. *Part V – Airworthiness Chapter 523 - Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes: Canadian Aviation Regulations (SOR/96-433)* [online]. 2019 [cit. 2021-01-04]. Dostupné z: <https://tc.canada.ca/en/corporate-services/acts-regulations/list-regulations/canadian-aviation-regulations-sor-96-433/standards/part-v-airworthiness-chapter-523-normal-utility-aerobatic-commuter-category-aeroplanes>
- [53] TRANSPORT CANADA. *Part V – Airworthiness Chapter 523 - Very Light Aeroplanes (VLA): Canadian Aviation Regulations (SOR/96-433)* [online]. 2019 [cit. 2021-01-04]. Dostupné z: <https://tc.canada.ca/en/corporate-services/acts-regulations/list-regulations/canadian-aviation-regulations-sor-96-433/standards/part-v-airworthiness-chapter-523-very-light-aeroplanes-vla>
- [54] TRANSPORT CANADA. *Part V – Airworthiness Chapter 525 - Transport Category Aeroplanes: Canadian Aviation Regulations (SOR/96-433)* [online]. 2020 [cit. 2021-01-04]. Dostupné z: <https://tc.canada.ca/en/corporate-services/acts-regulations/list-regulations/canadian-aviation-regulations-sor-96-433/standards/part-v-airworthiness-chapter-525-transport-category-aeroplanes>



- [55] TRANSPORT CANADA. *Airworthiness Chapter 527 - Normal Category Rotorcraft - Canadian Aviation Regulations (CARs): Canadian Aviation Regulations (SOR/96-433)* [online]. 2020 [cit. 2021-01-04]. Dostupné z:
<https://tc.canada.ca/en/corporate-services/acts-regulations/list-regulations/canadian-aviation-regulations-sor-96-433/standards/airworthiness-chapter-527-normal-category-rotorcraft-canadian-aviation-regulations-cars>
- [56] TRANSPORT CANADA. *Part V – Airworthiness Chapter 529 - Transport Category Rotorcraft: Canadian Aviation Regulations (SOR/96-433)* [online]. 2020 [cit. 2021-01-04]. Dostupné z: <https://tc.canada.ca/en/corporate-services/acts-regulations/list-regulations/canadian-aviation-regulations-sor-96-433/standards/part-v-airworthiness-chapter-529-transport-category-rotorcraft>
- [57] ČEČRDLE, Jiří. *Whirl Flutter of Turboprop Aircraft Structures* [online]. Woodhead Publishing, 2015 [cit. 2021-01-07]. ISBN 9781782421863. Dostupné z: <https://www.elsevier.com/books/whirl-flutter-of-turboprop-aircraft-structures/cecrdle/978-1-78242-185-6>
- [58] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. *Aeroelastické jevy* [online]. 2010 [cit. 2021-01-07]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/stavba/Mechanika/Aeroelastickejevy.aspx>
- [59] ZÍKA, Jakub. *Návrh modelu křídla pro zkoušení flutteru* [online]. Brno, 2018 [cit. 2021-01-07]. Dostupné z: <http://hdl.handle.net/11012/81666>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně. Fakulta strojního inženýrství. Letecký ústav. Vedoucí práce Jan Navrátil.
- [60] KRATOCHVÍL, A.; SLAVÍK, S. *FLUTTER ANALYSIS OF THE BRISTELL B23 AIRPLANE [Research Report]* Praha: CTU FME. Department of Aerospace Engineering, 2019. Report no. VZP/ULT/7/2019.
- [61] JAA. *JAR-22* [online]. 2001 [cit. 2021-01-15]. Dostupné z: http://www.soaridaho.com/Schreder/PDF_Documents/jar22.pdf



7 Přílohy

7.1.1 Aplikovatelné paragrafy EMACC Handbook

Následující tabulka vypisuje návrh relevantních paragrafů EMACC Handbook relevantní pro ověření odolnosti UAV vůči aeroelastickým jevům.

Číslo paragrafu	Název paragrafu
5.1.4	Repeated loads.
5.1.6	Flight control and automatic control device loads.
5.2.1	Aeroelastic design - general.
5.2.2	Aeroelastic design - aeroservoelasticity.
5.2.3	Aeroelastic design - control surfaces and other components.
5.2.4	Aeroelastic design - fail safe.
5.6.1	Substantiation of release.
6.2.10.3	Flow/pressure irregularities.
7.3.1.7	Vibration and balancing.
17.1.1	Gun/rocket induced environments.
17.2.3	Store, suspension and release equipment structural integrity.

7.1.2 Citace aplikovatelných paragrafů EMACC Handbook

5.1.4 Repeated loads.

All sources of repeated loads shall be considered and included in the development of the service loads spectra and shall not detract from the airframe service life. The following operational and maintenance conditions shall be included as sources of repeated loads: Manoeuvres, including load spectra covering, Gusts, Suppression Systems, Vibration and Acoustics, Landings, Buffeting, Effects of Pressurisation, Repeated Operations of Movable Structures, Stored Loads, Heat Flux and other loads including all ground loads.

Consideration should be given to:

- c. Suppression system which enhances ride qualities such as active oscillation control, gust alleviation, flutter suppression and terrain following.
- d. Vibration and aeroacoustics.
- g. Buffet due to non-linear flow caused by vortex shedding during high angle of attack manoeuvres, rotary-wing blade stall and transonic shock instabilities -



Designed such that analytical predictions of the structural response are generated during flight operations in the buffet regime and adjusted as needed by test data.

Considerations for preparation of AMC:

Verification methods include analysis, test, and inspection of documentation, including:

1. Ground and flight loads analyses, correlated with test data.
2. For rotorcraft, flight load survey testing to gather loads data (e.g. maximum, minimum, average, frequency etc) for each regime in the usage spectrum.
3. Wind tunnel tests for development of buffet loads.
4. Buffet flight tests to verify analytical buffet predictions.
5. Incorporation of loads associated with the vibration and aeroacoustic environments.

5.1.6 Flight control and automatic control device loads.

In the generation of loads, consideration shall be given to flight control and automatic control devices, including load alleviation and ride control devices. This shall include all Flight Control and ACS operating modes (operative, inoperative, and transient) including but not limited to such identified system degradations and failures as Tire failures, Propulsion system failures, Radome failures, Mechanical failures, Hydraulic failures, Flight control system failures, Transparency failures, Hung stores and other failures.

Consideration should be given to:

- b. Load and flutter alleviation.

Considerations for preparation of AMC:

1. Verification methods include analyses, inspection of documentation, simulations, wind tunnel and ground and flight test.
2. Analyses and tests to verify normal operation and emergency associated modes of operation.
3. Correlated ground and flight loads analyses.
4. Wind tunnel tests for development of aerodynamic loads.



5. Flight controls and aerodynamic flight tests to ensure that aircraft simulation models are up-to-date.

5.2.1 Aeroelastic design - general.

Verify that the aircraft, in all configurations including store carriage and system failures, is free from flutter, whirl flutter, divergence, and other related aeroelastic or aeroservoelastic instabilities, including transonic aeroelastic instabilities at any point within the flight envelope enlarged at all points by an airspeed margin of safety.

Also, verify that all aerodynamic surfaces and components of the aircraft are free from aeroelastic divergence and that the inlet, transparency, and other aerodynamically loaded panels are designed to prevent flutter and limited amplitude oscillations when exposed to high transonic or supersonic flow.

Adequate tolerances shall be established for quantities which affect flutter; including speed, damping, mass balance and control system stiffness.

The aeroservoelastic model shall be validated by tests or other approved methods to be agreed with the authority.

Consideration should be given to:

- a. Ensuring that the margin of safety is maintained in equivalent airspeed (V_e) at all points on the VL/ML envelope of the aircraft, both at constant Mach number and separately, at constant altitude.

Considerations for preparation of AMC:

1. Flutter analyses of the complete aircraft.
2. Analyses involving variable fuel conditions for external tanks.
3. Divergence and buzz analyses as well as panel flutter analyses.
4. Wind tunnel and unsteady pressure model tests.
5. Laboratory tests such as component ground vibration and stiffness tests.
6. Complete aircraft ground vibration modal tests.
7. Aeroservoelastic ground tests.
8. Flight flutter tests and flight aeroservoelastic stability tests.



5.2.2 Aeroelastic design - aeroservoelasticity.

Aircraft components which are exposed to the airstream shall be designed to prevent any aeroelastic or aeroservoelastic instability.

All control surfaces and tabs shall be designed for the most severe combination of airspeed and tab deflection likely to be obtained within the flight envelope for any usable loading condition.

Tab controls must be irreversible unless the tab is properly balanced and has no unsafe flutter characteristics.

All control surfaces and tabs shall contain sufficient static and dynamic mass balance, or sufficient bending, torsional, and rotational rigidity; or a combination of these means to prevent flutter; or limited-amplitude instabilities of all critical modes under all flight conditions for normal and failure operating conditions of the actuating systems.

In addition, interactions of aircraft systems, such as the control systems coupling with the airframe, shall be controlled to prevent the occurrence of any aeroservoelastic instability.

Considerations for preparation of AMC:

- b. Aeroservoelastic stability analyses correlated with aeroservoelastic ground tests that are conducted for the critical flight conditions, taking into account the flight control systems gain scheduling and control surface effectiveness.
- c. Flight aeroservoelastic stability tests of the aircraft and its flight augmentation system.

5.2.3 Aeroelastic design - control surfaces and other components.

The control surfaces and tabs shall contain sufficient static and dynamic mass balance, or sufficient bending, torsional, and rotational rigidity; or a combination of these means to prevent flutter; or limited- amplitude instabilities of all critical modes under all flight conditions for normal and failure operating conditions of the actuating systems.

All control surfaces and parts thereof shall be free from single-degree-of-freedom flutter, such as buzz.



All other aircraft components exposed to the airstream, such as spoilers, dive brakes, scoops, landing gear doors, weapon bay doors, ventral fins, movable inlet ramps, movable fairings, and blade antennae shall be free from aeroelastic instability.

Consideration should be given to:

- a. Exposure to any natural or manmade environment throughout the service life of the airframe.
- b. Ensuring control surface free play limits are not exceeded during the service life of the airframe.
- c. Establishment of maximum allowable inertia properties.
- d. Establishment of mass balance design requirements.

Considerations for preparation of AMC:

1. Flutter analyses including non-linear analyses of the aircraft's control surfaces and tabs.
2. Parametric variation flutter analyses.
3. Mass measurements of all control surfaces and tabs.
4. Rigidity, stiffness and wear tests which are conducted for both normal and design failure conditions.

5.2.4 Aeroelastic design -fail safe

Following a structural failure, as well as for aircraft augmentation system failures, the aircraft shall be free from flutter, limited amplitude oscillations, divergence, and other related aeroelastic or aeroservoelastic instabilities, including limit cycle oscillations.

Consideration should be given to:

- a. The designed margin of safety is maintained in equivalent airspeed (V_e) at all points on the VL/ML envelope of the aircraft, both at constant Mach number and separately, at constant altitude.
- b. The total (aerodynamic plus structural) damping coefficient, for any critical flutter mode or for any significant dynamic response mode for all altitudes and flight speeds from minimum cruising speeds up to VL/ML.



Considerations for preparation of AMC:

1. Flutter analyses of the complete aircraft including external stores.
2. Divergence and buzz analyses as well as panel flutter analyses.

5.6.1 Substantiation of release.

The structural evidence supporting the type certificate (or equivalent document) shall be based on up-to-date design criteria and mass properties, and the completion of all required analyses; laboratory, ground, and flight tests relating to loads, strength, durability, damage tolerance, structural dynamics, and stiffness.

The structural data generated by the required analysis and test shall substantiate the integrity and flight worthiness of the design.

Considerations for preparation of AMC:

1. Structural analysis (external loads, internal loads and strength, limited durability and damage tolerance, structural dynamics) is correlated to all available ground and flight testing.
2. Inspection and maintenance intervals are established to ensure continued safe operations
3. Wind tunnel tests. Component ground vibration, acoustic and stiffness tests. Mass measurements of control surfaces/tabs. Control surface, tab, and actuator rigidity, free play, and wear tests. Complete aircraft ground vibration modal tests. Aeroservoelastic ground tests. Updated predictions of near field aeroacoustic, vibration and internal noise. Ground loads test demonstrations, shimmy ground tests, rough runway tests.
4. Successful completion of appropriate flight flutter, vibroacoustics, loads testing (100%) and ultimate loads static tests.
5. Structural analyses are validated and updated for all testing such that the predictive methods ensure adequate strength levels and understanding of the structural behaviour.



6.2.10.3 Flow/pressure irregularities.

The aircraft backup and/or emergency hydraulic systems shall be designed to ensure that system pressure and flow rates are sufficient to maintain safety of flight.

Consideration should be given to:

- a. The minimum system pressure and flow rates should be agreed and verified.
- b. Specifically testing to ensure that flutter does not preclude safety of flight when backup or emergency hydraulic systems are used.

Considerations for preparation of AMC:

1. Documentation supported by analysis (hand calculations, system computational models and/or computational fluid dynamics), rig, ground and flight testing as appropriate to demonstrate that system pressure and flow rates are adequate to provide sufficient power to the aircraft flight controls to maintain safety of flight.

7.3.1.7 Vibration and balancing.

Each propeller, other than a conventional fixed pitch wooden propeller, shall be free of aero-elastic effects (including flutter and dynamic response) and vibrations that could cause the equipment to operate below specified requirements or cause excessive crew discomfort; and shall be free of destructive vibrations at all steady-state and transient operating conditions.

Consideration should be given to:

- a. Capability of the propeller to balance in order to remove vibration;
- b. Ensuring vibration stresses do not exceed those shown by the propeller manufacturer to be safe for continuous operation.



Considerations for preparation of AMC:

1. Analysis shows all critical vibratory modes, their frequencies and stresses as a function of blade angle and rpm.
2. The vibratory characteristics of the propeller are verified from the data obtained during the vibratory stress surveys.
3. Data representing all bending and twisting modes as well as unbalance are identified and compared to design calculated values and to specified limits.
4. Verification of balancing methods based on analysis of vibration data obtained during propeller and engine stand tests and flight tests.

17.1.1 Gun/rocket induced environments.

The installation and integration of guns/rockets shall not adversely affect the operational function or safety of the aircraft. This includes the environment induced by operation of the gun/rocket with respect to muzzle blast and over-pressure, recoil, vibro-acoustics, cooling, egress, human factors and structural loads.

Consideration of the following shall be given to the location of such installations:

- a. The effect of flammable gas as a hazard to the aircraft.
- b. The effects of gun firing directly on the engines, structures and other systems and indirectly, by changes to rotorcraft or equipment permanent magnetism, on compass detector units.
- c. The effects of the installation on the aircraft aerodynamics and the safety of the aircraft, crew or maintenance personnel.
- d. The installation purging system.
- e. The temperature conditions in the gun and ammunition compartments shall permit the aircraft to utilise its full flight envelope without restrictions caused by exceeding the max/min. permissible temperatures of the gun and ammunition.
- f. With the exception of the designed openings in the installation, the gun and ammunition compartments shall be sealed to prevent the ingress of contaminants, particularly when the rotorcraft is on or near the ground.



Considerations for preparation of AMC:

1. Verification is accomplished by initial installation testing, qualification testing, physical fit checks, static ground fire testing, safety analysis, safe separation testing, and live fire testing.

17.2.3 Store, suspension and release equipment structural integrity.

The aircraft, store and release equipment installations shall meet the strength and stiffness requirements for operating safely within the aircraft/Store carriage flight envelope.

Consideration should be given to:

- a. Taxiing with stores.
- b. Carriage.
- c. Operation.
- d. Release.
- e. Landing with stores.