



ČVUT

**ČESKÉ VYSOKÉ
UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE**

**FAKULTA
DOPRAVNÍ**

**ÚSTAV
LETECKÉ DOPRAVY**

Ladislav Keller

AEROELASTICITA

OBSAH

ÚVOD	4
1 SÍLY PŮSOBÍCÍ NA KONSTRUKCI LETADLA	5
1.1 AERODYNAMICKÉ, PRUŽNÉ A SETRVAČNÉ SÍLY	5
1.2 SÍLY BUDÍCÍ A SÍLY TLUMÍCÍ	5
1.3 VZÁJEMNÁ POLOHA AERODYNAMICKÉ, ELASTICKÉ A TĚŽIŠTNÍ OSY	6
1.4 VYBRANÉ POJMY Z PRUŽNOSTI A PEVNOSTI	7
2 AEROELASTICITA	9
2.1 AEROELASTICITA – KRITICKÉ RYCHLOSTI	9
2.2 AEROELASTICITA DĚLENÍ	10
2.3 STATICKÉ JEVY AEROELASTICITY	11
2.3.1 <i>Deformace potahu tlakem vzduchu</i>	11
2.3.2 <i>Aeroelastická divergence</i>	11
2.3.3 <i>Způsoby zvýšení kritické rychlosti vzniku</i>	13
<i>aeroelastické divergence</i>	13
2.4 REVERZE KORMIDEL (REVERZE ŘÍZENÍ).....	13
<i>Způsoby oddálení vzniku reverze řízení/reverze kormidel</i>	14
3 DYNAMICKÉ JEVY AEROELASTICITY	15
3.1 TŘEPÁNÍ (BUFFETING).....	15
3.2 TŘEPETÁNÍ (FLUTTER)	16
3.2.1 <i>Flutter – vznik, průběh a jeho formy</i>	16
3.2.2 <i>Flutter ohybově krutový</i>	19
3.2.3 <i>Flutter kormidlový</i>	26

4	AEROELASTICITA - VRTULNÍKY	30
	<i>Z hlediska vzniku dynamických jevů aeroelasticity na vrtulnicích je nejdůležitější třepání, neboli flutter.</i>	<i>30</i>
5	CERTIFIKAČNÍ POŽADAVKY	31
5.1	LETOUNY	31
5.2	VRTULNÍKY	33
6	POUŽÍVANÁ OZNAČENÍ.....	34
7	ČESKO-ANGLICKÝ TERMINOLOGICKÝ SLOVNÍK	35
8	ANGLICKO-ČESKÝ SLOVNÍK	37
	POUŽITÉ ZDROJE	39

Úvod

Aeroelasticita je jedním z pojmů se kterými se v letectví setkáváme často a alespoň základní znalosti z této oblasti přispívají ke zvýšení bezpečnosti letového provozu. Vzhledem k tomu, že běžně dostupné literatury o aeroelasticitě je velmi málo, vznikla tato publikace, která je sice primárně určená pro studenty leteckých oborů na technických vysokých školách (např. piloti, technici a další pracovníci v leteckém provozu), ale je vhodná i pro ostatní zájemce (např. piloti s kvalifikací PPL, ULL, kluzáků, apod.). Publikace není určená pro budoucí letecké konstruktéry a pracovníky ve vývoji, kteří se touto problematikou zabývají na podstatně vyšší úrovni.

Snahou autora bylo napsat texty tak, aby popis jednotlivých aeroelastických jevů a fyzikální podstata jejich vzniku byla snadno pochopitelná, a to i bez použití vyšší matematiky.

1 Síly působící na konstrukci letadla

Před vlastním rozbohem jednotlivých jevů aeroelasticity je nutné definovat síly, které se při těchto jevech vyskytují a jsou důležité pro jejich správné pochopení. Těchto sil existuje celá řada a lze mezi ně zařadit síly aerodynamické, pružné a setrvačné. Dále pak síly **budící** a **tlumící**, které se, jak z názvu vyplývá, podílejí na vzniku aeroelastických jevů nebo na jejich omezování. Důležitá je pak také vzájemná poloha aerodynamické, elastické a těžištní osy zkoumané plochy

1.1 Aerodynamické, pružné a setrvačné síly

Aerodynamická síla je daná součtem tlakových a třecích sil vznikajících při obtékání tělesa vzduchem.

Z aerodynamických sil, které na letadlo působí za letu, jsou nejdůležitější síly vznikající na křídle, ocasních plochách a případně kachních plochách. Jedná se zejména o vztlak (L), odpor (D) a boční síly, které vznikají při letu s vybočením.

Vztlak, který vzniká na křídlech, ocasních plochách, kachních plochách a trupu je z hlediska aeroelasticity nejdůležitější. Vztlak působí podél tzv. aerodynamické osy, což je spojnice aerodynamických středů profilů podél rozpětí.

Setrvačné síly jsou síly hmotného původu a vznikají jako důsledek zrychlených pohybů konstrukce (např. křídlo) u dynamických jevů aeroelasticity (buffeting a flutter). Setrvačné síly působí podél tzv. těžištní osy, což je spojnice hmotových těžišť profilů křídla nebo ocasních ploch.

Pružné (elastické) síly jsou síly vznikající uvnitř konstrukce a vznikají jako důsledek deformací konstrukce. Pružné (elastické) síly působí podél elastické osy a jejich velikost je přímo úměrná velikosti deformace konstrukce (čím větší deformace, tím větší elastická síla).

1.2 Síly budící a síly tlumící

U dynamických aeroelastických jevů (zejména flutteru) se lze setkat s dalšími dvěma silami, a to **silami budícími** a **silami tlumícími**.

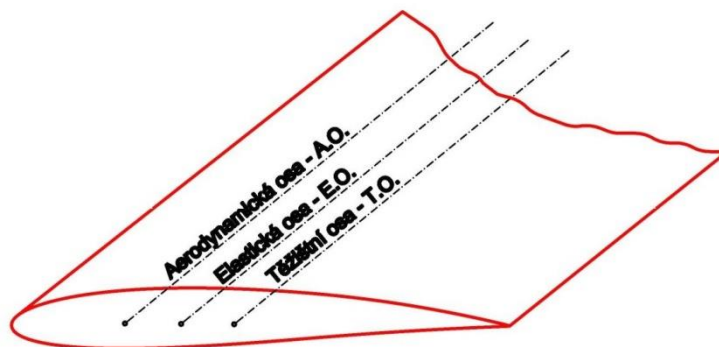
Síla budící je síla působící ve směru pohybu plochy.

Síla tlumící je síla působící proti směru pohybu plochy.

V závislosti na směru pohybu se charakter sil působících na konstrukci může měnit, tj. v průběhu kmitu mohou jednotlivé síly v jedné fázi kmitu působit jako síly budící a v další fázi kmitu jako síly tlumící. Typickým příkladem jsou elastické síly, které při pohybu křídla směrem k neutrální poloze křídla jsou silami budícími a při pohybu od neutrální polohy jsou silami tlumícími.

1.3 Vzájemná poloha aerodynamické, elastické a těžištní osy

Z hlediska vzniku aeroelastických jevů na letadle je důležitá vzájemná poloha těžištní osy (T.O.), aerodynamické osy (A.O.) a elastické osy (E.O.) na zkoumané aerodynamické ploše (křídlo nebo ocasní plochy) a poloha hmotového těžiště vůči ose otáčení kormidel, vyvažovacích a odlehčovacích plošek (obr. 1.1).



Obrázek 1.1 Vzájemná poloha aerodynamické, těžištní a elastické osy na křídle

Aerodynamická osa (A.O.) je spojnicí aerodynamických středů profilů, které se nacházejí přibližně v 25% hloubky profilu, v tzv. „čtvrtinovém bodě“.

Elastická osa (E.O.) je spojnice bodů, v nichž zavedená příčná síla nevyvolává zkroucení, ale pouze ohyb v daném řezu tělesa (např. křídla).

Těžištní osa (T.O.) je čára spojující těžiště jednotlivých příčných řezů tělesa (např. profilů křídla nebo ocasních ploch).

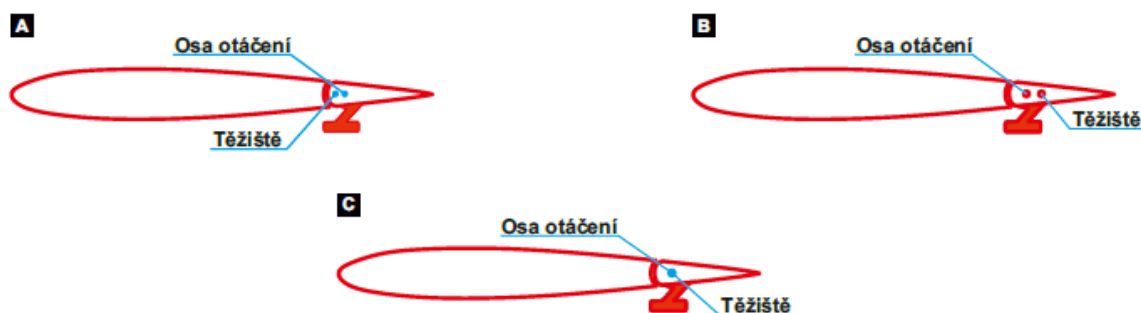
a) Křídla a ocasní plochy

Na obrázku 1.1 je typické rozložení A.O., T.O. a E.O. podél hloubky profilu křídla nebo ocasních ploch. Teoreticky lze polohy těchto os libovolně měnit, ovšem za cenu výrazného zvýšení hmotnosti konstrukce. Konstrukčními úpravami lze bez nežádoucího zvýšení hmotnosti vzdálenosti mezi osami zmenšit, ale nelze změnit jejich pořadí.

b) Kormidla a křídélka

Podle polohy těžiště kormidla vůči ose otáčení rozlišujeme tři druhy kormidel – kormidla staticky nevyvážená, staticky vyvážená a staticky nevyvážená.

- Kormidlo staticky převyvážené má kormidlo před osou otáčení (obr. 1.2A)
- Kormidlo staticky nevyvážené má těžiště mírně za osou otáčení (obr. 1.2B)
- Kormidlo staticky vyvážené kormidlo má těžiště v ose otáčení (obr. 1.2C)



Obrázek 1.2: Vzájemná poloha těžiště a osy otáčení u A) Kormidlo staticky převyvážené, B) kormidlo staticky nevyvážené, C) Kormidlo staticky vyvážené.

c) vyvažovací a odlehčovací plošky

Tyto plošky mají těžiště za osou otáčení a statické vyvažování se u nich zpravidla neprovádí.

1.4 Vybrané pojmy z pružnosti a pevnosti

Tato kapitola obsahuje nejdůležitější pojmy z oblasti pružnosti a pevnosti, které jsou důležité pro pochopení podstaty vzniku aeroelastických jevů.

- **Pevnost** je schopnost tělesa odolávat účinku vnějších nebo vnitřních sil bez jeho porušení.
- **Pružnost (elasticita)** je druh tvarové deformace tělesa nebo konstrukce, která po odstranění působícího mechanického zatížení zcela vymizí. Deformace je do určité míry úměrná velikosti zatížení (viz Hookův zákon). Pokud zatížení přesáhne mez pružnosti, vznikají trvalé deformace a pokud přesáhne mez pevnosti, dochází k destrukci tělesa.
- **Tuhost** je schopnost tělesa nebo konstrukce odolávat působení vnějších sil. Obecně platí, že čím větší tuhost, tím menší je deformace tělesa nebo konstrukce při zatížení.
- **Tuhost v krutu (krutová tuhost)** je schopnost tělesa nebo konstrukce odolávat působení krutového momentu.
- **Tuhost v ohybu (ohybová tuhost)** je schopnost tělesa nebo konstrukce odolávat působení ohybového momentu.



Obrázek 1.3 Boeing B-787 Dreamliner

Cílem je navrhnout konstrukci tak, aby zároveň vyhovovala nárokům na pevnost, únavu, odolnost vůči aeroelastickým jevům, pozemnímu zatížení, atd., při zachování místních aerodynamických tolerancí (např. potah). Nižší tuhost dnešních křídel při splnění výše uvedených požadavků na konstrukci je výsledkem lepší optimalizace návrhu konstrukce (nové materiály, nové způsoby obrábění, atd.). Např. současné konstrukce lépe respektují plynulý průběh aerodynamického zatížení plynulejší změnou průřezových charakteristik.

Výsledkem je, že při porovnání s klasickými konstrukcemi z duralových slitin, jsou současné konstrukce lehčí. To dokládají již běžně provozované letouny s velkou ohybovou deformací křídla, např. B-787 Dreamliner – obr. 1.3. U těchto konstrukcí jsou např. křídla záměrně vyrobena tak, že požadovaného tvaru dosahují až při působení aerodynamického zatížení – tzn., že s nižší tuhostí konstrukce se počítá.

2 Aeroelasticita

Aeroelasticita je obor, který se zabývá vzájemným působením aerodynamických, pružných a setrvačných sil při pohybu letadla v ovzduší. Vznik aeroelastických jevů souvisí s tuhostí, pružností a hmotovými charakteristikami jednotlivých částí draku letadla, které jsou deformovány působením aerodynamických sil.

Deformace draku letadla jsou provázány vznikem pružných (elastických) sil, změnami v rozložení aerodynamických sil a za určitých okolností i vzniku setrvačných sil. Tyto změny mohou ovlivňovat stabilitu a říditelnost letadla a v extrémním případě způsobit destrukci draku letadla. Aeroelastické jevy se mohou projevit u všech aerodynamických ploch letadla (křídla, ocasní plochy, všechna kormidla a vyvažovací plošky).

Kromě aeroelasticity existují také pojmy:

- **Aeroservoelasticita** je obor mechaniky zabývající se vzájemným působením aerodynamických, setrvačných a elastických sil na konstrukci letadla vybaveného prvky servořízení.
- **Aerothermoelasticita** je obor mechaniky zabývající se vzájemným působením aerodynamických, setrvačných a elastických sil na konstrukci letadla s uvažováním teplotních vlivů.

Z hlediska zaměření této publikace se v dalším textu budeme zabývat pouze **aeroelasticitou**.

2.1 Aeroelasticita – kritické rychlosti

Aeroelastické jevy, které se za letu mohou vyskytnout, mají **kritickou rychlost**. Jedná se o kritickou rychlost aerodynamické divergence, reverze kormidel a flutteru. Kritická rychlost se nestanovuje pro deformaci potahu tlakem vzduchu a buffeting. Obecně platí, že za kritickou rychlost aeroelastického jevu se považuje nejmenší rychlost, při které se může daný aeroelastický jev vyskytnout. Kritické rychlosti aeroelastických jevů jsou tyto:

- **Kritická rychlost aeroelastické divergence** je nejmenší rychlost, při které nastává aeroelastická divergence.

Kritická rychlost divergence je rychlost, při které přírůstek aerodynamických momentů dosáhne větší hodnoty než přírůstek elastických momentů dané nosné plochy. V takovém stavu se deformace konstrukce samovolně zvětšuje až do trvalých deformací. Kritická rychlost divergence je vztažena k rychlosti, při které dochází k trvalým deformacím. Za kritickou rychlost divergence tedy považujeme nejnižší rychlost, při které dojde ke vzniku trvalé deformace.

- **Kritická rychlost reverze kormidel** je nejmenší rychlost, při které vznikne reverze kormidel.
- **Kritická rychlost flutteru** je nejmenší rychlost při které vzniká harmonický flutter.

Vzhledem k tomu, že existují dva druhy flutteru (ohybově krutový flutter hlavních ploch a ohybově kormidlový flutter) jejichž kritické rychlosti jsou různé, je nutné je samostatně definovat.

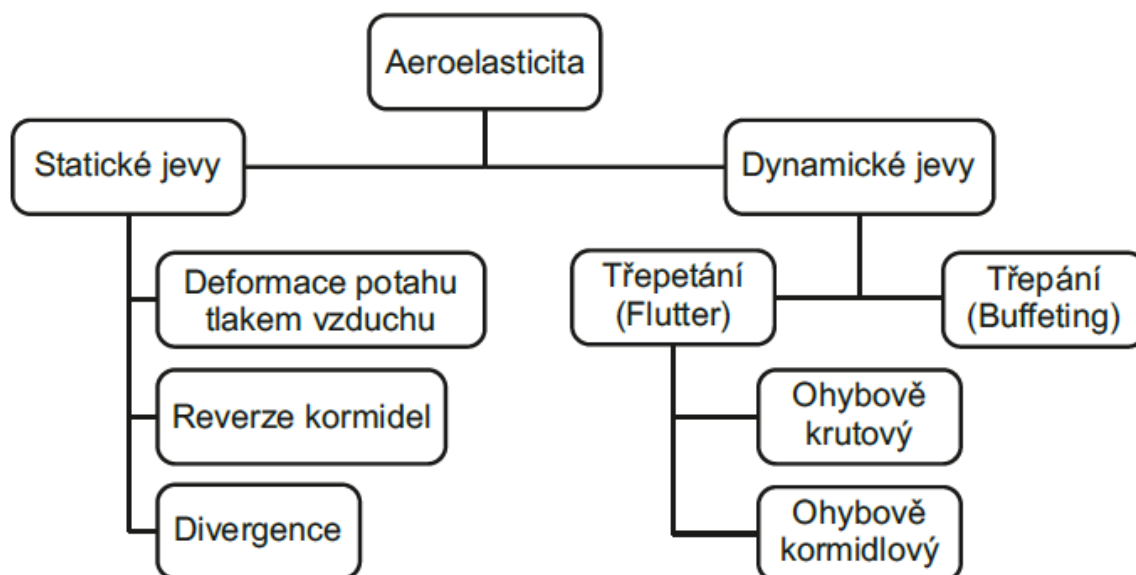
- **Kritická rychlost ohybově krutového flutteru** je nejmenší rychlost při které vzniká harmonický ohybově krutový flutter.
- **Kritická rychlost ohybově kormidlového flutteru** je nejmenší rychlost při které vzniká harmonický ohybově kormidlový flutter.

2.2 Aeroelasticita dělení

Základní dělení aeroelasticity je zobrazené na obr. 2.1.

Statické jevy aeroelasticity vznikají působením aerodynamických a pružných sil, které způsobují ohybové a krutové deformace s malými časovými změnami bez vzniku setrvačných sil. Do této kategorie patří aeroelastická divergence, reverze kormidel a deformace potahu tlakem vzduchu.

Dynamické jevy aeroelasticity vznikají při dynamicky se měnících deformacích, na kterých se podílí síly aerodynamické, pružné a setrvačné. Jedná se o třepání (buffeting) a třepetání (flutter).



Obrázek 2.1 Schéma rozdělení aeroelastických jevů

2.3 Statické jevy aeroelasticity

V této kapitole budou popsány statické jevy aeroelasticity – deformace potahu tlakem vzduchu, aeroelastická divergence a reverze kormidel (reverze řízení), a to nejen fyzikální podstata vzniku, ale také způsoby zvýšení kritických rychlostí.

2.3.1 Deformace potahu tlakem vzduchu

Protože deformace potahu změní tvar profilu a tím i jeho aerodynamické charakteristiky, nejsou tyto deformace povoleny v celém rozsahu rychlostí letadla. Z tohoto důvodu musí mít potah křídel a ocasních ploch takovou tuhost, aby v celém rozsahu povolených rychlostí nedošlo k nežádoucím deformacím. S problémem dostatečné tuhosti potahu se lze v současné době nejčastěji setkat u ultralehkých letadel, která nemají na křídlech a ocasních plochách tuhou torzní skříň. Typickým příkladem takového letounu je Letov LK-2 Sluka – obr. 2.2.



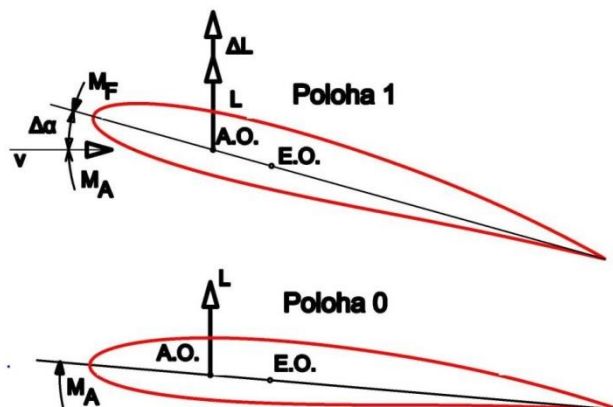
Obrázek 2.2 Letov LK-2 Sluka

2.3.2 Aeroelastická divergence

Aeroelastická divergence je statická nestabilita elastické (pružné) konstrukce, která vzniká po dosažení určité rychlosti letu.

Podstatu tohoto jevu lze vysvětlit pomocí obr. 2.3. Při letu určitou rychlostí se řez křídla nachází v poloze 0. V této poloze působí vztlak vůči elastické ose krutovým momentem a vůči kořeni křídla ohybovým momentem. Oba tyto momenty jsou v rovnováze s ohybovým a krutovým momentem elastických sil. Pokud zvýšíme rychlost bez změny úhlu náběhu kořenového profilu křídla, dojde ke zvýšení vztlaku o ΔL . Toto zvýšení vztlaku je provázené

zvýšením ohybového a krutového momentu, které je provázené zvýšením ohybové a krutové deformace. Nárůst deformací je provázený zvýšením elastických sil a jejich momentů a k momentové rovnováze dojde v poloze 1. Při rychlostech nižších než je kritická rychlost divergence vždy dojde k opětovnému ustavení momentové rovnováhy – viz obr. 2.3 poloha 1.



Obrázek 2.3 Aeroelastická divergence (M_A - aerodynamický krutový moment, M_F – krutový moment elastických sil, v – vektor nabíhajícího proudu vzduchu)

Je to dáno tím, že elastické momenty mají přibližně konstantní směrnici na jednotkovou deformaci, která není závislá na rychlosti letu. Naproti tomu aerodynamické momenty s rychlostí letu narůstají kvadraticky, a tudíž jejich směrnice na jednotkovou deformaci se s rychlostí mění.

Kritická rychlost divergence odpovídá stavu, kdy se směrnice aerodynamických momentů rovná směrnici elastických momentů. Při rychlostí vyšší je směrnice aerodynamických momentů větší než elastických momentů a jakýkoliv rozruch způsobí poměrně rychlý nárůst zkroucení nosné plochy až do oblasti trvalých deformací.

Pokud budeme dále zvyšovat rychlost beze změny úhlu náběhu kořenového profilu křídla, bude se zvyšovat přírůstek vztlaku a tím i krutová a ohybová deformace křídla. Až do kritické rychlosti aeroelastické divergence, se jedná o pružné deformace, kdy po snížení zatížení křídlo získá původní tvar. Po překročení kritické rychlosti aeroelastické divergence vzniknou trvalé deformace a po dalším zvýšení rychlosti dojde k destrukci konstrukce

Z výše uvedeného textu vyplývá, že kritická rychlost divergence je vztažena k rychlosti, při které vzniknou trvalé deformace. Za kritickou rychlost divergence tedy považujeme nejnižší rychlost, při které dojde ke vzniku trvalé deformace.

Protože trvalé deformace jsou v celém rozsahu provozních rychlostí nepřijatelné, musí být kritická rychlost aeroelastické divergence vyšší než maximální povolená rychlost.

2.3.3 Způsoby zvýšení kritické rychlosti vzniku aeroelastické divergence

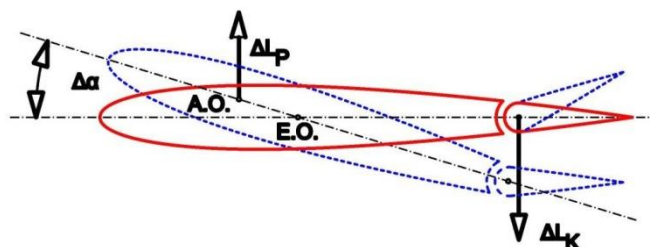
Existuje pouze jeden způsob zvýšení kritické rychlosti aeroelastické divergence, a to zvýšení tuhosti v krutu. Zvýšení tuhosti v ohybu nemá na kritickou rychlost divergence žádný vliv, protože tato rychlost je závislá pouze na zkroucení, nikoli na průhybu křídla.

Kritickou rychlost aeroelastické divergence ovlivňuje i úhel šípů křídla - viz. vliv úhlu šípů křídla na jeho zkroucení při zatížení v elastické ose. Lze konstatovat, že kladný úhel šípů kritickou rychlost aeroelastické divergence zvyšuje, nulový úhel šípů na tuto rychlost nemá vliv a záporný (dopředný) šíp kritickou rychlost divergence snižuje.

2.4 Reverze kormidel (reverze řízení)

Reverze kormidel/reverze řízení je změna smyslu reakce letadla na výchylku řídicích ploch na poddajné konstrukci průřezem aerodynamických sil a jejich momentů.

Vznik reverze kormidel lze vysvětlit pomocí obr. 2.4. Po vychýlení kormidla vzniká na kormidle síla (ΔL_K), která působí vůči elastické ose krutovým momentem, který způsobuje krutovou deformaci křídla a tím zvyšuje místní úhel náběhu. Zvýšení úhlu náběhu je provázené zvýšením vztlaku o hodnotu ΔL_P , které vůči elastické ose působí krutovým momentem, který opět zvyšuje úhel náběhu. Oba tyto momenty tedy působí ve stejném smyslu a jsou v rovnováze s momentem vyvolaným elastickými silami.



Obrázek 2.4 Reverze kormidel/reverze řízení

Z hlediska účinnosti kormidla je důležitý rozdíl mezi přírůstkem vztlaku od kormidla (ΔL_K) a přírůstkem vztlaku od zkroucení (ΔL_P). Čím větší je tento rozdíl, tím větší je klonivý moment a tedy i úhlová rychlost klonění. S rostoucí rychlostí dochází k tomu, že přírůstek vztlaku od zkroucení roste rychleji než přírůstek vztlaku od výchylky kormidla. Důsledkem je, že s rostoucí rychlostí klesá rozdíl mezi těmito přírůstky vztlaku a snižuje se velikost klonivého momentu a tedy i účinnosti kormidla.

Až do dosažení kritické rychlosti reverze kormidel reaguje letadlo na výchylku řídicí páky přirozeně. To znamená, že např. po vychýlení řídicí páky doleva, letadlo reaguje kloněním doleva; po vychýlení páky doprava, letadlo kloní doprava.

Při kritické rychlosti reverze kormidel se přírůstek vztlaku od kormidla vyrovná přírůstku vztlaku od zkroucení a letadlo na výchylku kormidla nereaguje. Po dalším zvýšení rychlosti je přírůstek vztlaku od zkroucení vyšší než přírůstek vztlaku od výchylky kormidla a letadlo reaguje na vychýlení kormidla opačně. To znamená, že např. po vychýlení řídicí páky doleva letadlo nereaguje kloněním doleva, ale opačně – doprava.

Kritická rychlost reverze kormidel je nejmenší rychlost, při které nastává reverze kormidel, což je nejnižší rychlost, při které letadlo nereaguje na vychýlení kormidla.

Obvykle reverze řízení vzniká nejprve na křídélkách a později i na ocasních plochách (výškovka a směrovka).

Protože reverze kormidel/reverze řízení je v celém rozsahu provozních rychlostí nepřípustná, musí kritická rychlost reverze řízení vyšší než maximální povolená rychlost.

Způsoby oddálení vzniku reverze řízení/reverze kormidel

Existuje pouze jeden způsob zvýšení kritické rychlosti reverze řízení, a to zvýšení tuhosti v krutu. Zvýšení tuhosti v ohybu nemá na kritickou rychlost reverze řízení žádný vliv, protože tato rychlost je závislá na zkroucení, nikoli na průhybu křídla.

3 Dynamické jevy aeroelasticity

Mezi dynamické jevy aeroelasticity řadíme takové jevy, které způsobují proměnlivou deformaci konstrukce v čase. Z tohoto důvodu rozeznáváme dva druhy dynamických jevů, a to třepání (Buffeting) a třepetání (Flutter).

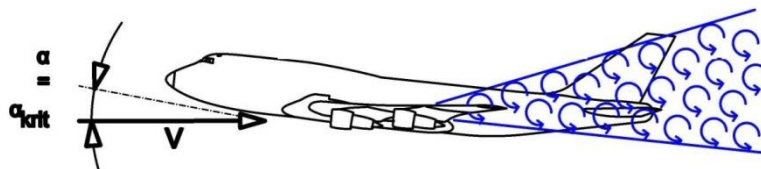
3.1 Třepání (buffeting)

Třepání (buffeting) je nepravidelné kmitání některé části letounu ležící v úplavu za jinou částí, které je buzené a udržované aerodynamickými impulsy.

Pro třepání je mnohem známější a používanější výraz **buffeting**.

Nejčastěji se buffeting projevuje na ocasních plochách letadla a rozlišujeme dva druhy buffetingu, a to **buffeting při malých rychlostech** a **buffeting při vysokých rychlostech**.

Buffeting malých rychlostí (viz obrázek 3.1) vzniká při velkých úhlech náběhu v blízkosti kritického úhlu náběhu, kdy se ocasní plochy dostanou do úplavu za křídlem. Tento jev obvykle není nebezpečný a u letadel s přímým řízením (táhlový nebo lanový přenos řídicích sil na kormidla se jedná o jev žádoucí, protože důsledkem buffetingu je třesení řídicí páky nebo nožního řízení, které pilota informuje o blížícím se přetažení a přechodu letadla do pádu.



Obrázek 3.1. Buffeting malých rychlostí

Protože u letadel s nepřímým řízením (např. hydraulický systém řízení) se třesení řídicí páky a pedálů při buffetingu neprojevuje, jsou vodorovné ocasní plochy umístěny tak, aby se při vysokých úhlech náběhu a při přetažení nacházely mimo úplav křídla a byla tak zachována jejich maximální účinnost.



Obrázek 3.2 Buffeting vysokých rychlostí

Buffeting vysokých rychlostí (viz obrázek 3.2) vzniká v turbulentním proudění za rázovou vlnou, která na křídle vzniká po překročení kritického Machova čísla (M_{krit}), kdy dojde k rozkmitání kormidel na ocasních plochách.

3.2 Třepetání (flutter)

Třepetání (flutter) je divergentní samobuzené kmitání vyvolané vzájemným působením aerodynamických, setrvačných a pružných (elastických) sil.

Podle výše uvedené oficiální definice se za flutter považuje pouze netlumené (divergentní) kmitání konstrukce.

Flutter vzniká na jakékoli části letadla – trupu, křídlech, ocasních plochách, kormidlech, vyvažovacích, odlehčovacích a přitěžovacích ploškách a na jakýchkoliv dalších ploškách na letadle (např. antény). Ze všech aeroelastických jevů je flutter nejnebezpečnější, protože může způsobit destrukci konstrukce letadla za letu.

Kromě letectví se lze s flutterem i v dalších oborech, a to nejen ve stavebnictví (budovy, mosty, atd.), ale i v jiných technických oborech, protože flutter může vzniknout např. na elektrickém vedení, dopravních značkách, atd.

3.2.1 Flutter – vznik, průběh a jeho formy

Jak již bylo zmíněno výše, flutter je samobuzené kmitání konstrukce vyvolané vzájemným působením aerodynamických, setrvačných a pružných (elastických) sil.

Termín samobuzené kmitání v případě flutteru znamená, že energie je do kmitání konstrukce dodávána aerodynamickými silami generovanými rozkmitanou konstrukcí bez trvalé přítomnosti dalších vnějších rozruchů (např. zásahů pilota do řízení nebo dalších poryvů).

Vznik dynamických aeroelastických jevů souvisí s vlastními módy kmitání konstrukce. Každý mód je charakterizovaný frekvencí a tvarem. Tyto módy lze určit výpočtem nebo pozemní rezonanční zkouškou. Každá konstrukce má teoreticky nekonečně mnoho vlastních módů kmitání, ale z hlediska flutteru jsou nejdůležitější základní módy konstrukce, např. ohyb křídla, zkroucení křídla, ohyb a zkroucení VOP, atd.

Odezva konstrukce závisí na tom, jakým způsobem konstrukce reaguje na impuls, který vyvolá její kmitání. Na rozkmitání plochy stačí jakýkoliv impuls vnější síly – např. poryv. Po vlétnutí letadla do poryvu, dojde ke zvýšení vztlaku a tím k vychýlení plochy (např. křídla). Jakmile poryv přestane působit, vlivem elastických sil se křídlo začne vracet do původní polohy a na křídlo začnou působit i další síly, a to setrvačné a aerodynamické, které způsobí rozkmitání konstrukce (podrobněji bude tato problematika popsána v kapitole pojednávající o ohybově krutovém a ohybově kormidlovém flutteru).

V podstatě lze konstatovat, že konstrukce může reagovat třemi způsoby, a to tak, že:

- a) amplituda kmitů se zmenšuje a kmitání je tlumené – tzv. **tlumená odezva konstrukce** (viz poznámka)
- b) amplituda kmitů je konstantní – tzv. **harmonická odezva konstrukce** nebo též **harmonický flutter/harmonické třepetání**
- c) amplituda kmitů se zvětšuje – tzv. **divergentní odezva konstrukce** nebo též **netlumený (divergentní) flutter/netlumené (divergentní) třepetání**

Poznámka:

Ve starší odborné literatuře se lze setkat s pojmy „tlumený flutter a tlumené třepetání“. Tyto pojmy jsou v současné době nahrazené pojmem „**tlumená odezva konstrukce**“.

Forma odezvy konstrukce, která po rozkmitání vznikne, závisí na přírůstku vztlaku, který při kmitání konstrukce vzniká. V podstatě se jedná o přírůstek vztlaku způsobený zkroucením křídla (síla budící) a přírůstek vztlaku způsobený vertikálním pohybem křídla (síla tlumící).

Přírůstek vztlaku způsobený zkroucením je vždy silou budící (ΔL_B) a její velikost narůstá s druhou mocninou rychlosti letu. Tento přírůstek vztlaku působí v průběhu kmitu vždy ve směru pohybu konstrukce a jedná se o **sílu budící**.

Základní vztah pro sílu budící je:

$$\Delta L_B = \Delta c_{LB} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S$$

Pro Δc_{LB} platí:

$$\Delta c_{LB} = c_L^\alpha \cdot \varphi$$

Po dosazení výše uvedeného vztahu do základního vztahu pro sílu budící získáme výsledný vztah pro sílu budící, který má tvar:

$$\Delta L_B = c_L^\alpha \cdot \varphi \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S$$

Přírůstek vztlaku způsobený vertikálním pohybem je vždy silou tlumící (ΔL_T) a její velikost narůstá přímo úměrně rychlosti letu. Tento přírůstek vztlaku působí v průběhu kmitu vždy proti směru pohybu konstrukce a jedná se o **sílu tlumící**.

Základní vztah pro sílu tlumící je:

$$\Delta L_T = \Delta c_{LT} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S$$

Změnu úhlu náběhu v tomto případě lze určit z vektorového součtu rychlosti letu (v) a vertikální rychlosti plochy (v_y):

$$\Delta\alpha \doteq \operatorname{tg} \Delta\alpha = v_y/v$$

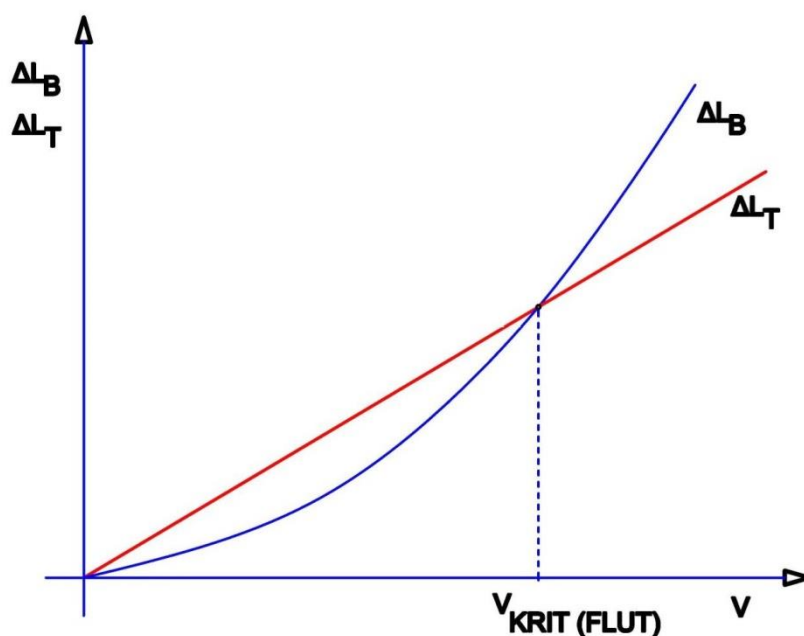
Nyní můžeme pro výsledný vztah použít tvar:

$$\Delta_{\text{CLT}} = c_L^\alpha \cdot v_y/v$$

Pokud výše uvedený vztah dosadíme do základního vztahu pro sílu tlumící, získáme výsledný vztah pro sílu tlumící, který má tvar:

$$\Delta L_T = c_L^\alpha \cdot v_y \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v \cdot S$$

Velikost síly budící a tlumící v závislosti na rychlosti letu je znázorněna na obr. 3.3. Z výše uvedených vztahů a obr. 3.3 vyplývá, že ΔL_B roste s druhou mocninou rychlosti a ΔL_T roste přímo úměrně rychlosti.



Obrázek 3.3 Závislost ΔL_B a ΔL_T na rychlosti letu, kde ΔL_B značí přírůstek vztlaku způsobený zkroucením (síla budící), ΔL_T je přírůstek vztlaku způsobený vertikálním pohybem konstrukce (síla tlumící) a $V_{\text{krit}} (\text{flut})$ je kritická rychlost flutteru.

Pokud rozkmitáme konstrukci (např. křídlo) při nulové rychlosti jsou přídavné aerodynamické síly ΔL_B a ΔL_T nulové, takže na konstrukci působí pouze pružné a setrvačné síly. V tomto případě vlivem konstrukčního tlumení a viskozitě okolního vzduchu dojde po nějakém čase k utlumení kmitů. Jakmile se začne konstrukce pohybovat, začnou na ni vznikat síly ΔL_B a ΔL_T . Při malých rychlostech je přírůstek ΔL_T větší než ΔL_B . Protože ΔL_B s rychlostí rostou exponenciálně a ΔL_T přímo úměrně, postupně se začne jejich rozdíl zmenšovat. Díky dalším silám (např. elastickým silám a nestacionárním aerodynamickým jevům), dojde k situaci, kdy se amplituda kmitů ustálí a vzniká tzv. **harmonický flutter**.

Rychlost, při které vznikne harmonický flutter se nazývá **kritická rychlost flutteru** ($v_{krit (flut)}$).

Pokud je rychlost letu vyšší než $v_{krit (flut)}$, amplituda kmitů se zvětšuje, nastává divergentní flutter a může dojít k destrukci konstrukce.

Na obr. 3.3 je za kritickou rychlost označený průsečík křivek ΔL_B a ΔL_T . To ovšem není úplně pravda, protože obrázek nezohledňuje další vlivy, které $V_{krit (flut)}$ ovlivňují (např. průběh elastických sil způsobených zkroucením a průhybem a jejich fázový posun v průběhu kmitu). Z toho vyplývá, že poloha $V_{krit (flut)}$ na obr. 3.3 je pouze orientační a skutečná hodnota $V_{krit (flut)}$ může nižší, stejná nebo vyšší.

Na letounech a kluzácích vznikají dva druhy flutteru, a to flutter ohybově krutový a flutter kormidlový (se starší literatuře se nazývá flutter ohybově křídélkový). Každý druh má svoji vlastní kritickou rychlost, při které vzniká a jiné konstrukční prostředky pro zvýšení kritické rychlosti flutteru.



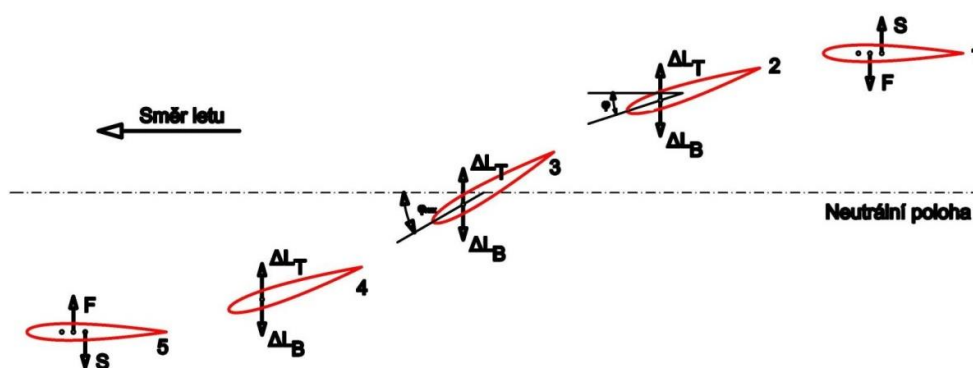
Obrázek 3.4 Piaggio P-180 Avanti

3.2.2 Flutter ohybově krutový

Flutter ohybově krutový vzniká na pevných částech křídla, stabilizátoru, kýlovce a předních vodorovných plochách (kachní plochy) a různých pevných ploškách umístěných na draku letadla – např. pomocné aerodynamické plošky a antény. Jako příklad lze uvést letoun Piaggio P-180 Avanti (viz obrázek 3.4), kde kromě křídel, stabilizátoru a kýlovky, může flutter vzniknout také na pevných kachních plochách v přední části trupu, stabilizačních plochách v zadní spodní části trupu a na anténě na horní části trupu.

Princip vzniku tohoto jevu lze vysvětlit pomocí obr. 3.5. Iniciátorem ohybově krutového kmitání může být jakákoliv vnější síla, která vychýlí danou plochu z rovnovážné

polohy – např. poryv. Po vletnutí letadla do poryvu se křídlo vychýlí nahoru (poloha 1). Jakmile poryv přestane působit, vlivem elastické síly se konstrukce křídla začne vracet do původní polohy. V této chvíli je elastická síla (F) maximální a rychlost pohybu je nulová. Z tohoto důvodu vzniká maximální zrychlení, které provází vznik setrvačné síly (S), která je také maximální. Působení setrvačné a elastické síly způsobuje zkroucení křídla směrem dolů, které způsobuje vznik dodatečných vztlakových sil. Jedná se o sílu způsobenou zkroucením křídla (ΔL_B) a sílu způsobenou vertikálním pohybem (ΔL_T). Při pohybu křídla směrem dolů se zvyšuje jeho rychlost a tím klesá zrychlení a setrvačná síla. Protože se zmenšuje výchylka křídla vůči neutrální ose, zmenšuje se i elastická síla. V průběhu tohoto pohybu je elastická síla silou budící, setrvačná síla silou tlumící, dodatečná vztlaková síla způsobená zkroucením (ΔL_B) je silou budící a dodatečná síla způsobená vertikálním pohybem je silou tlumící (ΔL_T). Tuto situaci vyjadřuje na obr. 3.5 poloha 2.



Obrázek 3.5 Flutter ohybově krutový

Jakmile křídlo při svém pohybu dolů prochází neutrální polohou (poloha 3), je elastická síla nulová, křídlo má maximální rychlost a nulové zrychlení, tudíž je setrvačná síla také nulová. V této poloze je však největší zkroucení a tedy i dodatečná vztlaková síla způsobená zkroucením (ΔL_B) je maximální a dodatečná síla způsobená vertikálním pohybem (ΔL_T) je také maximální. Dodatečná vztlaková síla způsobená zkroucením je stále silou budící a dodatečná vztlaková síla způsobená vertikálním pohybem je stále silou tlumící.

Při dalším pohybu křídla pod neutrální polohou (poloha 4) se zvětšuje elastická síla, která je nyní silou tlumící. Důsledkem je snižování vertikální rychlosti. Snižování vertikální rychlosti pohybu je provázáno i snižováním setrvačné síly, která je v této fázi silou budící.

Při pohybu pod neutrální rovinou se změnil charakter setrvačné a elastické síly. V této fázi kmitu je setrvačná síla silou budící (působí ve směru pohybu) a elastická síla je silou tlumící (působí proti směru pohybu). Obě tyto síly působí krutovým momentem, který snižuje zkroucení. Důsledkem je pokles přírůstku aerodynamické síly způsobené zkroucením (ΔL_B) a vlivem snižování vertikální rychlosti křídla se snižuje i přírůstek aerodynamické síly způsobené vertikálním pohybem (ΔL_T).

V bodě 5 jsou elastické síly tak velké, že se pohyb křídla zastaví a zkroucení křídla je nulové. Vlivem elastické síly se konstrukce křídla začne vracet do původní polohy. V této chvíli je elastická síla (F) maximální a rychlost pohybu je nulová. Z tohoto důvodu vzniká maximální zrychlení, které provází vznik setrvačné síly (S), která je také maximální.

V podstatě lze konstatovat, že v bodě 5 se křídlo začne vracet směrem k neutrální poloze, kdy zkroutí směrem nahoru a v pohybu pokračuje až do bodu nad neutrální polohou, kdy se vlivem elastické síly opět zastaví nad neutrální polohou, kde jedna perioda kmitu ukončená a začíná další.

Otázka zní, jedná se tlumený, harmonický nebo netlumený flutter? To záleží na rychlosti letu – viz. kap. 3.2.1. Flutter – vznik, průběh a jeho formy. Při rychlostech menších než je $v_{krit\ flutter}$ se jedná o tlumenou formu, po dosažení $v_{krit\ flutter}$ vzniká harmonická forma a po překročení $v_{krit\ flutter}$ se jedná netlumenou formu, kdy dochází k destrukci konstrukce.

Z předcházejícího odstavce vyplývá, že již vznik harmonické formy ohybově krutového flutteru je nepřijatelný. Z tohoto důvodu je při vývoji a letových testech prototypů všech letadel tomuto jevu věnována adekvátní pozornost a v režimech letu prováděných v rámci letové obálky nesmí dojít ke vzniku harmonické nebo netlumené formy ohybově krutového flutteru. Průkaz musí být vykonán letovými zkouškami, které jsou pro danou kategorii předepsané certifikačními předpisy. Podrobný rozbor této problematiky je již mimo rozsah těchto učebních textů.

Způsoby ovlivnění (zvýšení) kritické rychlosti ohybově krutového flutteru

Kritickou rychlost ohybově krutového flutteru lze ovlivnit těmito způsoby, a to:

- a) zvýšení tuhosti v ohybu
- b) zvýšení tuhosti v krutu
- c) zvýšení tuhosti v krutu i ohybu
- d) posunutí těžištní osy křídla dopředu
- e) úhel šípů křídla
- f) umístění břemen na křídle

Zvýšení tuhosti v ohybu

Zvýšení tuhosti v ohybu v lepším případě kritickou rychlost flutteru mírně zvyšuje nebo nemá žádný vliv. V horším případě může zvýšení tuhosti v ohybu kritickou rychlost flutteru snížit.

Zvýšení tuhosti v krutu

Obecně platí, že zvyšování tuhosti v krutu zvyšuje kritickou rychlost ohybově krutového flutteru. Úvaha je velmi jednoduchá, čím větší tuhost v krutu, tím menší je zkroucení křídla po jeho vychýlení z rovnovážné polohy.

Zvýšení tuhosti v krutu i ohybu

Současné zvýšení tuhosti v krutu i ohybu je nejefektivnější způsob zvýšení kritické rychlosti ohybově krutového flutteru.

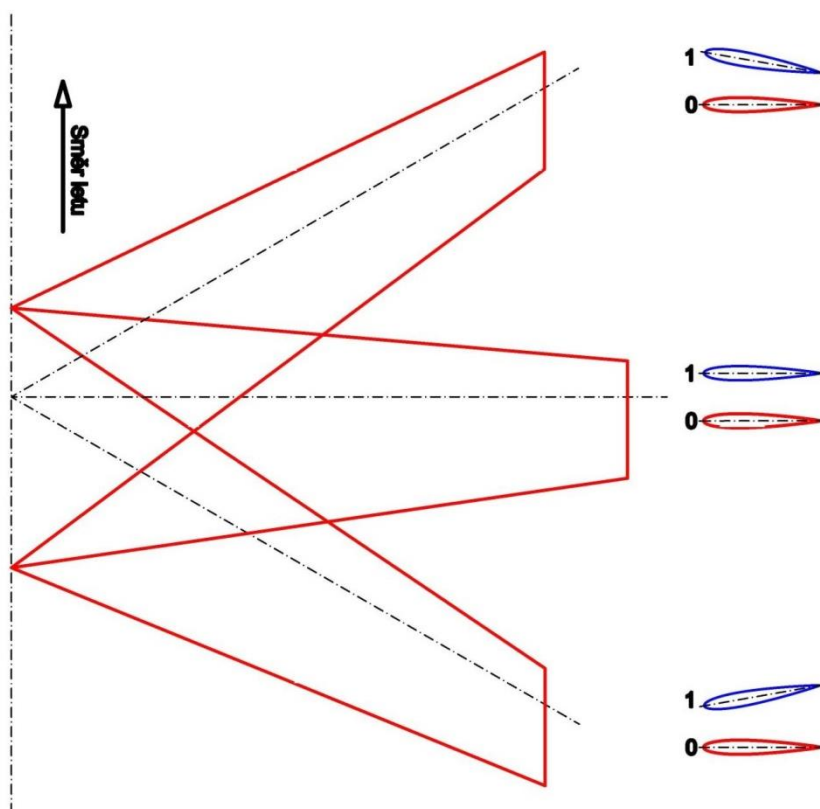
V současné době se u dopravních letadel od tohoto způsobu zvýšení $v_{krit\ flut}$ ustupuje. Důvodem je, že zvyšování tuhosti v ohybu je provázené výrazným zvyšováním hmotnosti konstrukce. Současný trend je ten, že se konstruktéři snaží ušetřit na hmotnosti a zejména křídla se staví velmi pružná s výrazně většími průhyby, než tomu bylo dříve (např. B-787, A-350, apod.).

Posunutí těžištní osy křídla dopředu

Jak ji bylo uvedeno v kap. 1.3 Vzájemná poloha aerodynamické, elastické a těžištní osy, nelze jejich pořadí na třetířivě profilu libovolně měnit. Různými konstrukčními úpravami se konstruktéři snaží posunout jednotlivé osy tak, aby jejich vzdálenosti byly co nejmenší. To se týká zejména těžiště, které má být co nejvíce vepředu.

Úhel šípů křídla

Vliv úhlu šípů křídla na kritickou rychlost ohybově krutového flutteru lze vysvětlit pomocí obr. 3.6.



Obrázek 3.6 Vliv úhlu šípů křídla na jeho zkroucení při zatížení v elastické ose

Jestliže zatížíme přímé křídlo v jeho elastické ose, vychýlí se z polohy 0 do polohy 1, a to bez zkroucení.

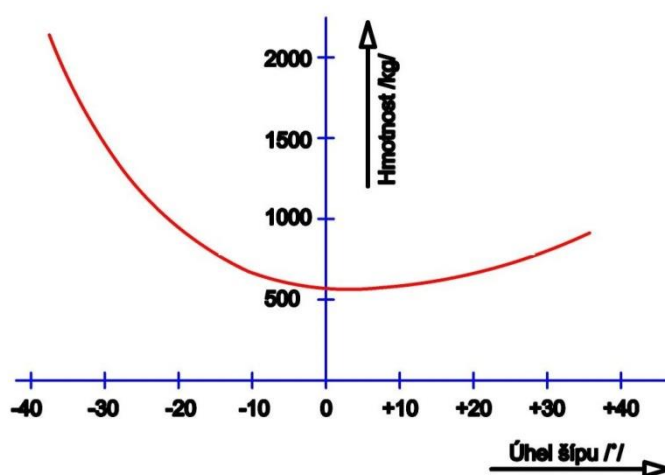
Pokud stejným způsobem zatížíme šípové křídlo, kde síla působící v elastické ose, vytváří vůči kořeni křídla krutový moment, který způsobuje zkroucení křídla na nižší úhel.

Zmenšení zkroucení vlivem úhlu šípu způsobuje snížení přírůstku vztlaku způsobený jeho zkroucením (ΔL_B).

Pokud zatížíme křídlo s kladným (dopředným) šípem v jeho elastické ose, dojde ke zkroucení v kladném smyslu a při srovnání s přímým křídlem ke zvýšení úhlu zkroucení. Toto zvýšení úhlu zkroucení způsobuje zvýšení přírůstku vztlaku způsobené zkroucením křídla (ΔL_B).

Z výše uvedeného vyplývá, že při stejné hmotnosti křídla kladný úhel šípu zvyšuje kritickou rychlost flutteru ($v_{krit (flut)}$) a záporný šíp kritickou rychlost flutteru snižuje. Tato skutečnost se projevuje také na hmotnosti křídla.

Obr. 3.7 vyjadřuje změnu hmotnosti křídla v závislosti na úhlu šípu při použití klasických materiálů (oceli a hliníkové slitiny – např. dural). Z tohoto obrázku vyplývá, že nejmenší hmotnost má přímé křídlo a kladný i záporný šíp hmotnost křídla zvyšuje, přičemž nárůst hmotnosti je u dopředného šípu podstatně větší.



Obrázek 3.7 Nárůst hmotnosti v závislosti na úhlu šípu křídla

Při použití moderních materiálů, zejména uhlíkových kompozitů, se rozdíl v hmotnosti křídel s kladným a záporným šípem sice sníží, ale přesto je nárůst hmotnosti u křídla s dopředným křídlem tak výrazný, že dosud se tyto letouny nedostaly do sériové výroby. Jako příklady experimentálních letounů s dopředným úhlem šípu lze uvést americké letouny F-16 SFW, X-29 (obr. 3.8) nebo ruský Su-47 Berkut (obr. 3.9) - ve starší odborné literatuře je tento letoun označován jako Su-37 (obr. 3.10). K bojovému letounu Su-47 Berkut lze dodat pouze to, že prošel všemi zkouškami, ale do sériové výroby se nedostal, protože v porovnávacích zkouškách lépe obstál Su-37, který je modernizovanou variantou letounu Su-27 a vyrábí se pod označením Su-35.



Obrázek 3.8 Grumman/Northrop X-29



Obrázek 3.9 Suchoj Su-47 Berkut

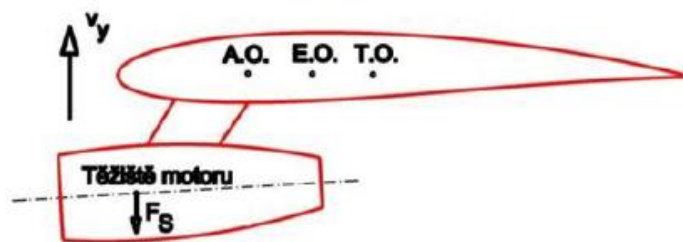


Obrázek 3.10 Suchoj SU-37 Terminátor

Umístění břemen na křídle (osamělé hmotnosti)

Pod pojmem břemeno v tomto případě rozumíme jakékoliv těleso, které je umístěné na křídle – např. motorové gondoly nebo přídavné nádrže. V některé odborné literatuře se lze setkat i s pojmem **osamělá hmotnost**.

Pokud má přidané břemeno (např. motorová gondola, přídavná nádrž, bomby nebo rakety bojových letadel) těžiště před elastickou osou, při vertikálním kmitání křídla setrvačná síla břemena (např. motoru) působí jako síla tlumící, protože působí vždy proti směru pohybu křídla – obr. 3.11. To je důvod, proč se břemena na křídle umisťují tak, aby jejich těžiště bylo před elastickou osou křídla. Motorové gondoly vícemotorových letadel se umisťují co nejdále před náběžnou hranu křídla; přídavné nádrže a křídelní podvěsy (např. rakety a bomby u bojových letadel) umisťují tak, aby jejich těžiště bylo před elastickou osou.



Obrázek 3.11 Přidání břemene na křídlo (V_y - vertikální rychlost křídla, F_S - setrvačná síla motoru)

Přidání břemen nemusí vždy zvýšit kritickou rychlost flutteru, protože velká břemena ovlivňují i tvar vlastních módů kmitání letounu, na kterých je vznik flutteru závislý.

3.2.3 Flutter kormidlový

Flutter kormidlový vzniká na pohyblivých řídicích plochách na křídle (křídélka), dělených ocasních plochách (výškové a směrové kormidlo) a pohyblivých ploškách na křídle a ocasních plochách (vyvažovací, odlehčovací a přitěžovací plošky).

Poznámka:

Ve starší odborné literatuře se kormidlový flutter nazývá „flutter ohybově křídélkový“.

Pro vznik kormidlového flutteru je velmi důležité, kde se nachází těžiště kormidla. V podstatě existují tři možnosti, a to, že těžiště kormidla se nachází:

- a) za osou otáčení
- b) v ose otáčení
- c) před osou otáčení

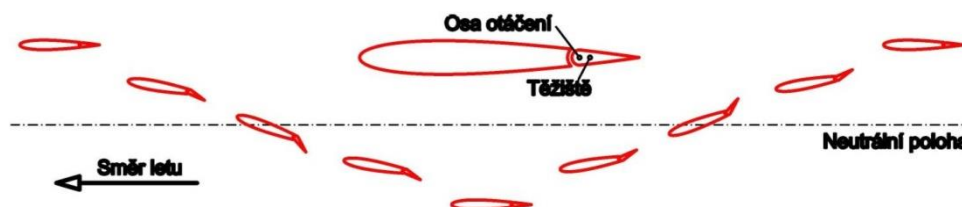
Vliv polohy těžiště kormidla na vznik ohybově křídélkového flutteru je zásadní a všechny tři výše uvedené polohy těžiště vůči ose otáčení budou rozbírání samostatně.

Těžiště kormidla se nachází za osou jeho otáčení

Vznik kormidlového flutteru v případě, že kormidlo má těžiště za osou otáčení lze vysvětlit pomocí obr. 3.12. Po vlétnutí letadla do poryvu se křídlo vychýlí nahoru. Jakmile poryv přestane působit, vlivem elastické síly se konstrukce křídla začne vracet do původní polohy. V této situaci je nutné posoudit chování pevné části křídla a kormidla samostatně.

Pevná část křídla se chová stejně jako u ohybově krutového flutteru – viz. kap. 3.2.2 Flutter ohybově krutový, a to v průběhu celého kmitu.

Kormidlo se vlivem setrvačnosti začne vychylovat nahoru a jeho výchylka se při pohybu směrem k neutrální ose stále zvyšuje a největší je při průchodu neutrální osou, pak se opět zmenšuje a po zastavení kormidla pod osou otáčení je nulová. Jakmile se kormidlo začne pohybovat nahoru, situace je opačná, kormidlo se nejprve vychýlí směrem dolů a po průchodu neutrální osou směrem nahoru se jeho výchylka opět snižuje.



Obrázek 3.12 Kormidlový flutter – těžiště kormidla je za osou otáčení

Můžeme tedy konstatovat, že v průběhu celého kmitu dodatečná vztlaková síla způsobená výchylkou kormidla působí ve směru pohybu a je tedy silou budící. Se zvyšující se

rychlostí roste i amplituda kmitů kormidla a po překročení kritické rychlosti ohybově křídélkového flutteru dojde k jeho destrukci nebo odtržení.

Dodatečná vztlková síla způsobená výchylkou kormidla sice zmenšuje zkroucení křídla a tím i přírůstek vzlaku od zkroucení, ovšem v konečném důsledku je vliv výchylky na průběh kmitu křídla minimální. Z toho vyplývá, že kritická rychlost ohybově křídélkového flutteru je menší než kritická rychlost flutteru ohybově krutového.

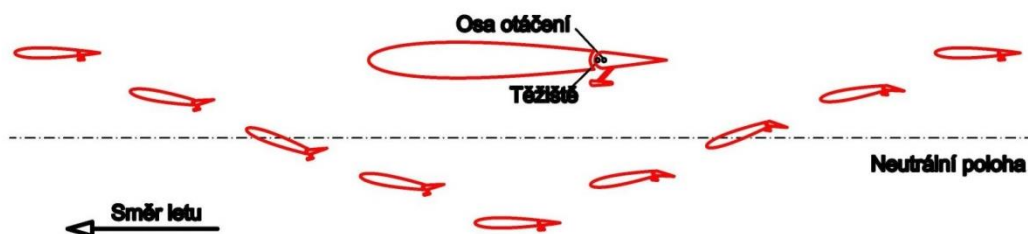
Těžiště kormidla se nachází v ose otáčení

V tomto případě se těžištní osa nachází v ose otáčení kormidla. V takovémto případě v průběhu kmitu setrvačné síly vznikající na kormidle nezpůsobují výchylky kormidla a daná plocha (např. křídlo) se chová jako tuhá konstrukce a vzniká pouze flutter ohybově krutový.

Těžiště kormidla se nachází před osou jeho otáčení

Vznik ohybově krutového flutteru v případě, že kormidlo má těžiště před osou otáčení lze vysvětlit pomocí obr. 3.13. Po vlétnutí letadla do poryvu se křídlo vychýlí nahoru. Jakmile poryv přestane působit, vlivem elastické síly se konstrukce křídla začne vracet do původní polohy. V této situaci je opět nutné posoudit chování pevné části křídla a kormidla samostatně.

Pevná část křídla se chová stejně jako u ohybově krutového flutteru – viz. kap. 3.2.2 Flutter ohybově krutový, a to v průběhu celého kmitu.



Obr. 3.13 Těžiště kormidla je před osou otáčení

Kormidlo se vlivem setrvačnosti začne vychylovat dolů a jeho výchylka se při pohybu směrem k neurální ose stále zvyšuje a největší je při průchodu neurální osou, pak se opět zmenšuje a po zastavení kormidla pod neurální osou je nulová. Jakmile se kormidlo začne pohybovat nahoru, situace je opačná, kormidlo se nejprve vychýlí směrem nahoru a po průchodu neurální osou směrem nahoru se jeho výchylka opět snižuje.

Můžeme tedy konstatovat, že v průběhu celého kmitu dodatečná vztlková síla způsobená výchylkou kormidla působí proti směru pohybu a je tedy silou tlumící.

Způsoby zvýšení kritické rychlosti ohybově křídélkového flutteru

Kritickou rychlost ohybově křídélkového flutteru lze ovlivnit těmito způsoby, a to:

- a) konstrukční úpravy kormidel a pomocných plošek (např. vyvažovací plošky)

- b) hmotové (statické) vyvážení kormidel a pomocných plošek (např. vyvažovací plošky)
- c) zvýšení tuhosti řízení
- d) použití hydraulického tlumiče kmitů kormidla

Konstrukční úpravy kormidel a pomocných plošek

Konstrukčními úpravami kormidla nelze dosáhnout toho, aby se těžiště kormidla posunulo do osy otáčení, ale těžiště lze posunout dopředu. Konstrukteři musí hledat taková řešení, aby konstrukce byla směrem k odtokové hraně co nejlehčí. To je např. důvod, proč se u malých letadel u kormidel používá jednonosníková konstrukce s torzní skříní a plátěným potahem.

Hmotové (statické) vyvážení kormidel a pomocných plošek

Potřebná poloha těžiště kormidla vyplývá z výpočtů kritické rychlosti ohybově křídélkového flutteru a nelze jednoznačně tvrdit, že nějaká poloha těžiště kormidla je vhodná pro všechny letouny.

U tohoto způsobu zvyšování kritické rychlosti flutteru se těžiště kormidla posunuje dopředu do osy otáčení nebo před ni. U pomocných plošek (vyvažovací, odlehčovací a přítěžovací plošky) se hmotové (statické) vyvážení zpravidla nepoužívá.



Obrázek 3.14 A) Vyvažovací závaží umístěné na konzole, B) Vyvažovací závaží umístěné v konstrukci kormidla

Posunutí těžiště kormidla do osy otáčení pomocí vyvažovacích závaží lze provést dvěma způsoby, a to zavěšením závaží na konzolu (obr. 3.14A) nebo vložením závaží do kormidla před osu otáčení (obr. 3.14B). S prvním způsobem (závaží na konzole) se setkáváme velmi zřídka (např. letouny Z-126÷726 – viz obr. 3.15, kde je hmotové vyvážení u letounu Z-226A OK-KMB). Nejčastěji se používá vložení závaží do konstrukce kormidla před osu otáčení, přestože hmotnost kormidla je ve srovnání se závažím na konzole vyšší.

Zvýšení tuhosti řízení

Tato metoda spočívá v tom, že systém řízení (ovládání kormidel) a systém ovládání plošek (týká se ovládání pomocných plošek – vyvažovací, odlehčovací a přítěžovací plošky) se navrhuje tak, aby tuhost řízení byla co největší. Z tohoto hlediska je např. výhodnější táhlové řízení než lanové) a nepřímé řízení (např. hydraulické řízení). U pomocných plošek je

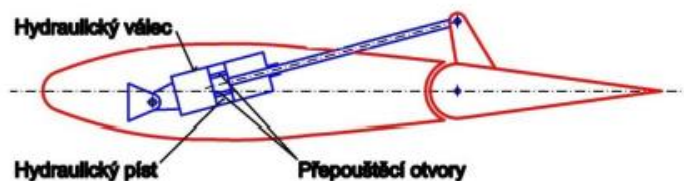
velmi efektivní elektrické ovládní, protože k ovládní plošky se používá elektromotor, který plošku vychyluje prostřednictvím převodovky a krátkého táhla.



Obrázek 3.15 Z-226A OK-KMB – hmotové vyvážení křidélek umístěné na konzole

Použití hydraulického tlumiče kmitů kormidla

Tento způsob zvyšování kritické rychlosti ohybové křídélkového flutteru lze vysvětlit pomocí obr. 3.16. Píst spojený pístnicí s kormidlem se pohybuje uvnitř válce naplněného směsí lihu s glycerínem. Tato kapalina může proudit přepouštěcími otvory v pístu z přední strany na zadní a naopak. Při výchylce kormidla se píst pohybuje uvnitř válce a kapalina, proudící otvory, klade pohybu kormidla odpor.



Obrázek 3.16 Hydraulický tlumič kmitů kormidla

Otvory v pístu musí být dimenzované tak, aby při malé rychlosti pohybu (např. při záměrném vychýlení pilotem) byl odpor malý. Začne-li kormidlo kmitat, pohyb pístu výrazně zvýší odpor vznikající v tlumiči, který těmto kmitům brání.

Přestože je hmotnost hydraulického tlumiče menší než hmotnost vyvažovacího závaží, v praxi se hydraulické tlumiče nepoužívají.

4 Aeroelasticita - vrtulníky

V předcházejících kapitolách byl rozbor aeroelasticity zaměřený na letouny a kluzáky. Tato kapitola bude zaměřená na problematiku aeroelasticity u vrtulníků a vírníků, jakožto dalších velmi často používaných druhů letadel.

Ze statických jevů aeroelasticity se vrtulníků týká pouze (aeroelastická) divergence. Aeroelastická divergence vzniká na rotorových listech hlavního i vyrovnávacího rotoru. Princip vzniku je úplně stejný jako u letounů a kluzáků – viz. kap. 5.2 Aeroelastická divergence.

Z hlediska vzniku dynamických jevů aeroelasticity na vrtulnících je nejdůležitější třepotání, neboli flutter.

U vrtulníků je vznik flutteru závislý nejen na rychlosti letu, ale také na úhlové rychlosti otáčení rotoru – tedy otáčkách rotoru. Na nosném rotoru vrtulníku vznikají dvě formy flutteru, a to:

- 1) **Flutter mávavě krutový** – při mávání se rotorový list kroutí a nedochází k ohybovým deformacím. Důsledkem je, že list kmitá s nulovým tónem vlastních kmitů.
- 2) **Flutter ohybově krutový** – rotorový list se při mávání ohýbá a kroutí. V podstatě se jedná o stejný jev jako křídla.

Poznámka: mávání je pohyb rotorového listu nahoru a dolů.

Kromě výše uvedených dvou druhů flutteru, rozlišujeme:

- a) **Flutter bez fázového posunu** – na všech listech rotoru vznikají stejné deformace a pohyby současně. Nepříznivé účinky kmitání se přenáší do kolektivního řízení.
- b) **Flutter s fázovým posunem** – deformace na listech nevznikají současně, ale postupně. Nepříznivé účinky kmitání se přenáší do cyklického řízení.

Způsoby zvýšení odolnosti rotoru vůči vzniku flutteru

V podstatě existuje pouze jeden způsob, jak oddálit vznik flutteru na rotoru vrtulníku nebo vírníku, a to **posunutí těžiště rotorového listu co nejvíce dopředu**. Na rozdíl od křidel u letounů nebo kluzáků, je možné těžiště rotorového listu posunout dopředu pouze konstrukčními úpravami nebo umístěním závaží do špičky profilu.

5 Certifikační požadavky

Při certifikaci každého typu letounu, kluzáku, vrtulníku nebo vírníku je nutné prokázat, že letoun splňuje požadavky příslušných předpisů z hlediska aeroelasticity. Těchto předpisů je celá řada a jako příklad lze uvést předpis CS-23 Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu, kde se jedná o ustanovení CS 23.629.

5.1 Letouny

V této kapitole je úplné znění požadavků certifikačního předpisu CS 23.629 platného k datu 31.05.2023.

CS 23.629 Třepetání (flutter)

- (a) Metodami uvedenými v pododstavcích (b) a buď (c), nebo (d) musí být prokázáno, že letoun je bez třepetání, reverze řízení a divergence pro kteroukoliv z provozních podmínek v mezích V-n obálky a při všech rychlostech až do rychlosti stanovené pro vybranou metodu. Kromě toho:
- (1) Musí být stanoveny přiměřené tolerance pro veličiny ovlivňující třepetání, včetně rychlosti, tlumení, hmotového vyvážení a tuhosti řídicího systému;
 - a
 - (2) Vibračními zkouškami nebo jinými schválenými metodami musí být stanoveny vlastní frekvence hlavních konstrukčních částí.
- (b) Musí být provedeny letové zkoušky třepetání, aby se prokázalo, že letoun je bez třepetání, reverze řízení a divergence, a aby se těmito zkouškami prokázalo, že:
- (1) Byly provedeny vhodné a přiměřené pokusy vyvolat třepetání v rozsahu rychlostí až do V_D ;
 - (2) Vibrační odezva konstrukce během zkoušek prokázala, že konstrukce je prosta třepetání;
 - (3) Při rychlosti V_D existuje dostatečná míra tlumení; a
 - (4) Nedochází k velkému a rychlému snižování tlumení při přibližování se k rychlosti V_D .
- (c) Všechny racionální výpočty používané k předpovědi třepetání, reverze řízení a divergence musí pokrývat všechny rychlosti až do $1,2 V_D$.
- (d) Vyhovění kritériím tuhosti a hmotového vyvážení v Airframe and Equipment Engineering Report No. 45 (strana 4 až 12) – (ve znění opravy) – „Simplified Flutter Prevention Criteria“ (vydáno FAA) může být postačující k prokázání, že u letounu nedochází k třepetání, reverzi řízení nebo divergenci, jestliže:
- (1) V_D/M_D pro letoun je menší než $482 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$ (260 kt) (EAS) a menší než Mach 0,5;
 - (2) Kritéria pro zabránění vzniku třepetání křídel a křidélek, vyjádřená kritérii torzní tuhosti křídla a vyvážení křidélek, jsou vymezena pro letouny bez velkých soustředěných hmot (jako motory, plováky nebo palivové nádrže ve vnějších panelech křídel) po celém rozpětí křídla; a

- (3) Letoun:
- (i) Nemá ocasní plochy tvaru T nebo jiné nekonvenční konfigurace ocasních ploch;
 - (ii) Nemá neobvyklé rozložení hmot nebo jiné nekonvenční návrhové vlastnosti, které ovlivňují použitelnost tohoto kritéria; a
 - (iii) Má pevné kýlové a stabilizační plochy.
- (e) U letounů s turbovrtulovým pohonem musí dynamický výpočet obsahovat:
- (1) Stupeň volnosti vířivých módů, který bere v úvahu stabilitu roviny rotace vrtule a významné elastické, setrvačné a aerodynamické síly; a
 - (2) Varianty tuhostí a tlumení soustavy vrtule, motoru, motorového lože a konstrukce letounu přiměřené příslušné konfiguraci.
- (f) Musí být prokázáno, že u letounu nedochází k třepetání, reverzi řízení a divergenci až po rychlost V_D/M_D , a to následovně:
- (1) Pro letouny splňující kritéria pododstavců (d)(1) až (d)(3) po poruše, nesprávné činnosti nebo rozpojení kteréhokoliv jednotlivého prvku systému ovládání kteréhokoliv vyvažovací plošky.
 - (2) Pro letouny jiné, než jsou uvedeny v pododstavci (f)(1), po poruše, nesprávné činnosti nebo rozpojení kteréhokoliv jednotlivého prvku v systému primárního řízení letu, v systému řízení kteréhokoliv vyvažovací plošky nebo kteréhokoliv tlumiče třepetání. "
- (g) Pro letouny splňující kritéria bezpečnosti při poruše CS 23.571 a 23.572 musí být rozbohem prokázáno, že u letounů nedochází k třepetání až do V_D/M_D po únavové poruše nebo zřejmé částečné poruše prvku primární konstrukce.
- (h) Pro letouny splňující kritéria přípustnosti poškození podle CS 23.573 musí být prokázáno rozbohem, že s rozsahem poškození, pro které se prokazuje zbytková pevnost, u letounu nedochází k třepetání až do V_D/M_D .
- (i) Pro modifikace typového návrhu, které by mohly ovlivnit charakteristiky třepetání, musí být prokázáno vyhovění pododstavci (a), s tou výjimkou, že může být použito samotného rozboru založeného na předcházejících schválených údajích k prokázání, že nedochází k třepetání, reverzi řízení a divergenci při všech rychlostech až do rychlosti stanovené pro vybranou metodu.

Výše uvedená citace požadavků předpisu CS 23 je ilustrační, protože požadavky předpisů se liší podle kategorie, ve které je daný typ letounu certifikovaný a kromě toho se mění. V některých případech lze soulad s požadavky předpisu na aeroelasticitu doložit výpočty, pokud jsou dostatečně průkazné.

Obecně lze konstatovat, že všechny předpisy mají jedno společné, a to: „Musí být prokázáno, že letoun je bez třepetání, reverze řízení a divergence pro kteroukoliv z provozních podmínek v mezích V-n obálky a při všech rychlostech až do rychlosti stanovené pro vybranou metodu“.

5.2 Vrtulníky

Při certifikaci každého typu vrtulníku je nutné prokázat, že vrtulník splňuje požadavky příslušných předpisů z hlediska aeroelasticity. Tuto problematiku řeší certifikační předpisy, a to CS-27 Malé vrtulníky a CS-29 Velké vrtulníky. Cituji z CS-27 a CS-29 platnému k 31.05.2023:

CS 27.629 Aeroelastické kmitání

Za žádných rychlostních a výkonových podmínek nesmí docházet k aeroelastickému kmitání na žádném z aerodynamických povrchů rotorového letadla.

CS 29.629 Aeroelastické kmitání a divergence

Na žádné aerodynamické ploše rotorového letadla nesmí vznikat flutter a divergence v celém rozsahu provozních rychlostí a výkonů motorů.

Poznámka:

- Malý vrtulník je vrtulník o maximální vzletové hmotnosti do 3 175 kg.
- Velký vrtulník je vrtulník o maximální vzletové hmotnosti nad 3 175 kg.

6 Používaná označení

α	[°]	úhel náběhu
ρ	[kg.m ⁻³]	hustota vzduchu
φ	[°]	úhel zkroucení
c_L	[1]	součinitel vztlaku
c_L^α	[rad ⁻¹]	sklon vztlakové čáry – jedná o zjednodušený zápis derivace součinitele vztlaku profilu podle úhlu náběhu používaný v praxi
Δ_{CLB}	[1]	přírůstek koeficientu vztlaku způsobený zkroucením křídla
Δ_{CLT}	[1]	přírůstek koeficientu vztlaku způsobený vertikálním pohybem křídla
ΔL_B	[1]	přírůstek vztlaku způsobený zkroucením křídla
ΔL_T	[1]	přírůstek vztlaku způsobený vertikálním pohybem křídla
v	[m.s ⁻¹]	rychlost letu
v_y	[m.s ⁻¹]	vertikální rychlost pohybu křídla
S	[m ²]	plocha křídla

7 Česko-anglický terminologický slovník

Český výraz	Anglický výraz
Aerodynamická osa	Aerodynamic axis
Aerodynamická síla	Aerodynamic force
Aeroelasticita	Aeroelasticity
Aeroelastická divergence	Aeroelastic divergence
Aeroservoelasticita	Aeroservoelasticity
Aerothermoelasticita	Aerothermoelasticity
Buffeting malých rychlostí/třepání při malých rychlostech	Buffeting-low speed
Buffeting vysokých rychlostí/třepání při vysokých rychlostech	Buffeting-high speed
Buffeting/třepání	Buffeting
Deformace potahu tlakem vzduchu	Skin deformation by air pressure/Covering deformation by air pressure
Dynamické jevy aeroelasticity	Dynamic phenomena of aeroelasticity
Elastická osa	Elastic axis
Flutter harmonický/třepání harmonické	Symmetrical flutter
Flutter kormidlový/třepání kormidlové	Rudder flutter
Flutter netlumený (divergentní)/třepání netlumené (divergentní)	Divergent flutter/Undamped flutter
Flutter ohybově krutový (třepání ohybově krutové)	Bending-torsion flutter
Flutter ohybově křídélkový (třepání ohybově křídélkové)	Bending-aileron flutter
Flutter tlumený/třepání tlumené	Damping flutter
Flutter/třepání	Flutter
Kritická rychlost aeroelastické divergence	Critical divergence speed
Kritická rychlost flutteru/kritická rychlost třepání	Critical flutter speed
Kritická rychlost ohybově krutového flutteru/kritická rychlost ohybově krutového třepání	Critical bending-torsion flutter speed
Kritická rychlost ohybově krutového třepání/kritická rychlost ohybově krutového flutteru	Critical bending-torsion flutter speed
Kritická rychlost ohybově křídélkového flutteru/kritická rychlost ohybově křídélkového třepání	Critical bending-aileron flutter speed
Kritická rychlost ohybově křídélkového třepání/kritická rychlost ohybově křídélkového flutteru	Critical bending-aileron flutter speed
Kritická rychlost reverze kormidel	Critical control (surface) reversal speed
Kritická rychlost třepání/kritická rychlost flutteru	Critical flutter speed
Pevnost	Strenght
Pružné (elastické) síly	Strenght force
Pružnost (elasticita)	Elasticity
Přírůstek vztlaku způsobený vertikálním pohybem	Lift increase due to

	vertical movement
Přírůstek vztlaku způsobený zkroucením	Lift increase due to torsion
Reverze kormidel/reverze řízení	Control (surface) reversal
Reverze řízení/reverze kormidel	Control (surface) reversal
Setrvačné síly	Inertial forces
Síla budící	Driving force, Exciting force
Síla tlumící	Damping force
Statické jevy aeroelasticity	Static phenomena of aeroelasticity
Těžiště	Centre of gravity, C.G.
Těžištní osa	Gravity axis, C. G. Axis
Třepání při malých rychlostech/buffeting malých rychlostí	Buffeting-low speed
Třepání při vysokých rychlostech/buffeting vysokých rychlostí	Buffeting-high speed
Třepání/ buffeting	Buffeting
Třepetání harmonické/flutter harmonický	Symmetrical flutter
Třepetání netlumené (divergentní)/flutter netlumený (divergentní)	Divergent flutter
Třepetání ohybově krutové (flutter ohybově krutový)	Bending-torsion flutter
Třepetání ohybově křídélkové (flutter ohybově křídélkový)	Bending-aileron flutter
Třepetání tlumené/flutter tlumený	Damping flutter
Třepetání/flutter	Flutter
Tuhost	Stifness
Tuhost v krutu (krutová tuhost)	Torsional stifness
Tuhost v ohybu (ohybová tuhost)	Bending stifness
Vztlak	Lift

8 Anglicko-český slovník

Anglický výraz	Český výraz
Aerodynamic axis	Aerodynamická osa
Aerodynamic force	Aerodynamická síla
Aeroelastic divergence	Aeroelastická divergence
Aeroelasticity	Aeroelastická
Aeroservoelasticity	Aeroservoelastická
Aerothermoelasticity	Aerothermoelastická
Bending stiffness	Tuhost v ohybu (ohybová tuhost)
Bending-aileron flutter	Flutter ohybově křídélkový (třepání ohybově křídélkové)
Bending-aileron flutter	Třepání ohybově křídélkové (flutter ohybově křídélkový)
Bending-torsion flutter	Flutter ohybově krutový (třepání ohybově krutové)
Buffeting	Buffeting/třepání
Buffeting-high speed	Buffeting vysokých rychlostí/třepání při vysokých rychlostech
Buffeting-low speed	Buffeting malých rychlostí/třepání při malých rychlostech
Centre of gravity, C.G.	Těžiště
Control (surface) reversal	Reverze kormidel/reverze řízení
Covering deformation by air pressure/Skin deformation by air pressure	Deformace potahu tlakem vzduchu
Covering deformation by air pressure/Skin deformation by air pressure	Deformace potahu tlakem vzduchu
Critical bending-aileron flutter speed	Kritická rychlost ohybově křídélkového flutteru/kritická rychlost ohybově křídélkového třepání
Critical bending-torsion flutter speed	Kritická rychlost ohybově krutového flutteru/kritická rychlost ohybově krutového třepání
Critical control (surface) reversal speed	Kritická rychlost reverze kormidel
Critical divergence speed	Kritická rychlost aeroelastické divergence
Critical flutter speed	Kritická rychlost flutteru/kritická rychlost třepání
Damping flutter	Flutter tlumený/třepání tlumené
Damping force	Síla tlumící
Divergent flutter/Undamped flutter	Flutter netlumený (divergentní)/třepání netlumené (divergentní)
Driving force, Exciting force	Síla budící
Dynamic phenomena of aeroelasticity	Dynamické jevy aeroelastické
Elastic axis	Elastická osa

Elasticity	Pružnost (elasticita)
Exciting force/Driving force	Síla budící
Flutter	Flutter/třepetání
Gravity axis, C. G. Axis	Těžištní osa
Inertial forces	Setrvačné síly
Lift	Vztlak
Lift increase due to torsion	Přírůstek vztlaku způsobený zkroucením
Lift increase due to vertical movement	Přírůstek vztlaku způsobený vertikálním pohybem
Skin deformation by air pressure/Covering deformation by air pressure	Deformace potahu tlakem vzduchu
Static phenomena of aeroelasticity	Statické jevy aeroelasticity
Rudder flutter	Flutter kormidlový/třepetání kormidlové
Stifness	Tuhost
Strenght	Pevnost
Strenght force	Pružné (elastické) síly
Symetrical flutter	Flutter harmonický/třepetání harmonické
Torsional stifness	Tuhost v krutu (krutová tuhost)
Undamped flutter/Divergent flutter	Flutter netlumený (divergentní)/třepetání netlumené (divergentní)

Použité zdroje

- Beňo; L.: Lietadlá, Alfa, Bratislava, 1988
- Beňo; L.: Letadla, Česká technika – nakladatelství ČVUT, Praha 2022, ISBN 978-80-01-06959-2
- Certifikační předpis CS-23
- Gordon; J.: Suchoj S-37 a Mikojan MFI, Laser-books s.r.o, 2001, ISBN 80-7193-164-0
- Keller; L.: Aerodynamické způsoby zlepšování letových výkonů a letových vlastností bojových letadel, Diplomová práce, VVLŠ Košice, 1983
- Kolektiv autorů: ČSN 31 0001 Letectví a kosmonautika, Český normalizační institut, 2005
- Kolektiv autorů: Učebnice pilota, Svět křídel, 2022, ISBN
- Nedelka; M.: Slovenský letecký slovník terminologický a výkladový, Magnet-Press-Slovakia, s.r.o, 1998, ISBN 80-968073-0-7
- Neštrák; D, Szabo; S.: Aerodynamika a mechanika letu, Magnet press, Slovakia, s.r.o., Bratislava 2017, ISBN 978-80-89169-39-9
- Petrásek; M: Konstrukce letadel I, Vojenská akademie Brno, Brno 2004
- Petrásek; M a kol.: Vrtulníky – drak a systémy, elektrický systém, pohonná jednotka, nouzové vybavení, Akademické nakladatelství CERM, s.r.o., Brno 2011, ISBN 978-80-7204-763-5
- Sulženko; M.N.: Konstrukce letadel, SNTL Praha, 1953
- B-787 Dreamliner: https://cs.wikipedia.org/wiki/Boeing_787
- LK-2 Sluka: https://cs.wikipedia.org/wiki/Sluka_LK-2
- P-180 Avanti: https://en.wikipedia.org/wiki/Piaggio_P.180_Avanti
- F-16XFW: https://hushkit.files.wordpress.com/2017/05/general_dynamics_f-16_sfw_swept_forward_wing_1_big.jpg
- X-29: https://cs.wikipedia.org/wiki/Grumman_X-29#/media/Soubor:X-29_in_Banked_Flight.jpg
- Su-37 Terminator: https://cs.wikipedia.org/wiki/Suchoj_Su-37#/media/Soubor:Sukhoi_Su-37_at_Farnborough_1996_airshow.jpg
- Su-47 Berkut: [Sukhoi Su-47 Berkut \(S-37\) in 2001 - Sukhoi Su-47 - Wikipedia](https://en.wikipedia.org/wiki/Sukhoi_Su-47_Berkut_(S-37)_in_2001)
- Z-226A OK-KMB: L. Keller