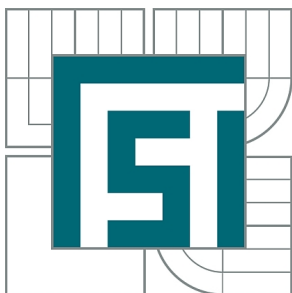


VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

SOUSTAVY NEPŘÍMÉHO ŘÍZENÍ LETADEL

INDIRECT AIRCRAFT CONTROL SYSTEMS

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

JAN KALNÝ

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

doc. Ing. KAREL TŘETINA, CSc.

BRNO 2011

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2010/2011

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Jan Kalný

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

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

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

Soustavy nepřímého řízení letadel

v anglickém jazyce:

Indirect aircraft control systems

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Zvyšování rychlosti letu a zvyšování velikosti a hmotnosti letounů vedlo k výrazné změně v soustavách řízení letounů. Aerodynamické síly působící na kormidla letounů již nebylo možné překonávat v soustavě přímého řízení pouze silami pilota, ale bylo nutné využít možností, které nabízí soustava nepřímého řízení s aktivními silovými agregáty. Tato změna vede k nutnosti věnovat značnou pozornost funkčním vlastnostem a spolehlivosti prvků a soustav nepřímého řízení letounů.

Cíle bakalářské práce:

Cílem bakalářské práce je vypracování statistického přehledu používání soustav přímého a nepřímého řízení letounů v kategoriích dle předpisu CS 23 a CS 25. Dále pak uvést požadavky předpisů kladené na řízení letounů a popsat funkci typických soustav nepřímého řízení a jejich hlavních prvků.

Seznam odborné literatury:

[1] Jane's: All the World's Aircraft 2008-09

[2] MOIR, I., SEABRIDGE, A.: Aircraft Systems. John Wiley & Sons, Ltd Chippenham 2008, ISBN 978-0-470-05996-8

[3] TŘETINA, K.: Letadlové instalace II. Nakl. VAAZ Brno 1987, 149s

[4] Předpisy CS-23, CS-25,

Další literatura dle doporučení vedoucího bakalářské práce

Vedoucí bakalářské práce: doc. Ing. Karel Třetina, CSc.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2010/2011.

V Brně, dne 26.11.2010

L.S.

prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.
Ředitel ústavu

prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan fakulty

Abstrakt

Bakalářská práce se zabývá popisem vybraných prvků v soustavách řízení letadel a jejich začleněním do těchto soustav. Uvedeny jsou rovněž požadavky předpisů na spolehlivost soustav řízení. Dále je práce zaměřena na současné trendy vývoje moderních soustav řízení. Závěrečnou část tvoří statistické srovnání letadel podle použitých soustav řízení.

Klíčová slova

letadlo, soustavy řízení, nepřímé řízení, hydraulické soustavy, elektrohydraulický servoventil, spolehlivost

Abstract

Bachelor's thesis is concerned with the description of selected elements in aircraft control systems and their integration into the aforementioned systems. Included with this concern are regulatory requirements for system reliability. Further work is focused on contemporary trends in the development of modern aircraft control systems. The final section consists of aircraft statistical surveys by use of aircraft control systems.

Keywords

aircraft, control systems, indirect control, hydraulic systems, electrohydraulic servovalve, reliability

Bibliografická citace

KALNÝ, J. *Soustavy nepřímého řízení letadel*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2011. 35 s. Vedoucí bakalářské práce doc. Ing. Karel Třetina, CSc..

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma Soustavy nepřímého řízení letadel vypracoval samostatně s použitím odborné literatury a pramenů, uvedených na seznamu použitých zdrojů na konci práce.

Poděkování

Tímto bych chtěl poděkovat vedoucímu mé bakalářské práce doc. Ing. Karlu Třetinovi, CSc. za odborné vedení a čas strávený při konzultacích.

Obsah

1.	Úvod	9
1.1	Vývoj soustav řízení letadel.....	10
1.2	Základní rozdělení soustav řízení	10
1.3	Prvky řízené soustavami řízení.....	11
1.4	Dynamické parametry řízení.....	12
2.	Požadavky předpisů na soustavy řízení	13
2.1	Obecné požadavky	13
2.2	Rozdělení požadavků.....	13
2.3	Požadavky předpisů na spolehlivost.....	13
2.4	Požadavky na soustavy řízení s hydraulickým servomechanismem	15
2.5	Požadavky na systémy zlepšující stabilitu a ovladatelnost.....	15
2.6	Požadavky předpisů na velikosti sil v řízení.....	15
3.	Hydraulické servomechanismy řízení	16
3.1	Základní části hydraulického servomechanismu	16
3.1.1	Šoupátkový rozvaděč.....	16
3.1.2	Pracovní válec.....	19
3.1.3	Zpětná vazba.....	20
3.2	Zapojení servomechanismů v soustavách nepřímého řízení.....	20
3.2.1	Zapojení servomechanismu ve vratném hydraulickém řízení	20
3.2.2	Zapojení servomechanismu v nevratném hydraulickém řízení	21
3.3	Elektrohydraulický servoventil.....	22
3.3.1	Servoventil typu proudová tryska	22
3.3.2	Servoventil typu klapka – tryska	22
4.	Zavádění a úprava sil do řízení.....	23
4.1	Síla na deset procent	23
4.2	Síla na násobek	24
4.3	Zatěžovací mechanismy	24
5.	Soudobé směry vývoje řízení moderních letadel.....	26
5.1	Fly-by-wire (FBW).....	26
5.2	Moderní servomechanismy řízení.....	27
5.2.1	Elektro-hydrostatický servomechanismus (aktuátor - EHA).....	27
5.2.2	Elektro-mechanický servomechanismus (aktuátor - EMA).....	28
5.3	Komplexní systémy řízení letounu	28
6.	Statistický přehled používání soustav řízení.....	30
7.	Závěr.....	34
8.	Seznam použité literatury	34
9.	Seznam použitých zkratk a symbolů.....	34

Soustavy nepřímého řízení letadel

1. Úvod

Soustavy řízení letadel jsou soustavy prvků a obvodů mechanických, elektrických, hydraulických, pneumatických a elektronických. Slouží především k udržení letadla na předem zvolené trajektorii letu. Jejich základní rozdělení je na soustavy přímého řízení a soustavy nepřímého řízení letadel. Při přímém řízení není mezi řídídky letounu a kormidly žádný silový člen, kormidla jsou přes soustavu táhel a lanových vedení ovládána pouze silou od pilota. Naopak soustavy nepřímého řízení tyto silové členy obsahují. Pomáhají pilotovi buď částečně, nebo zcela překonávat závěsový moment od aerodynamické síly na kormidle.

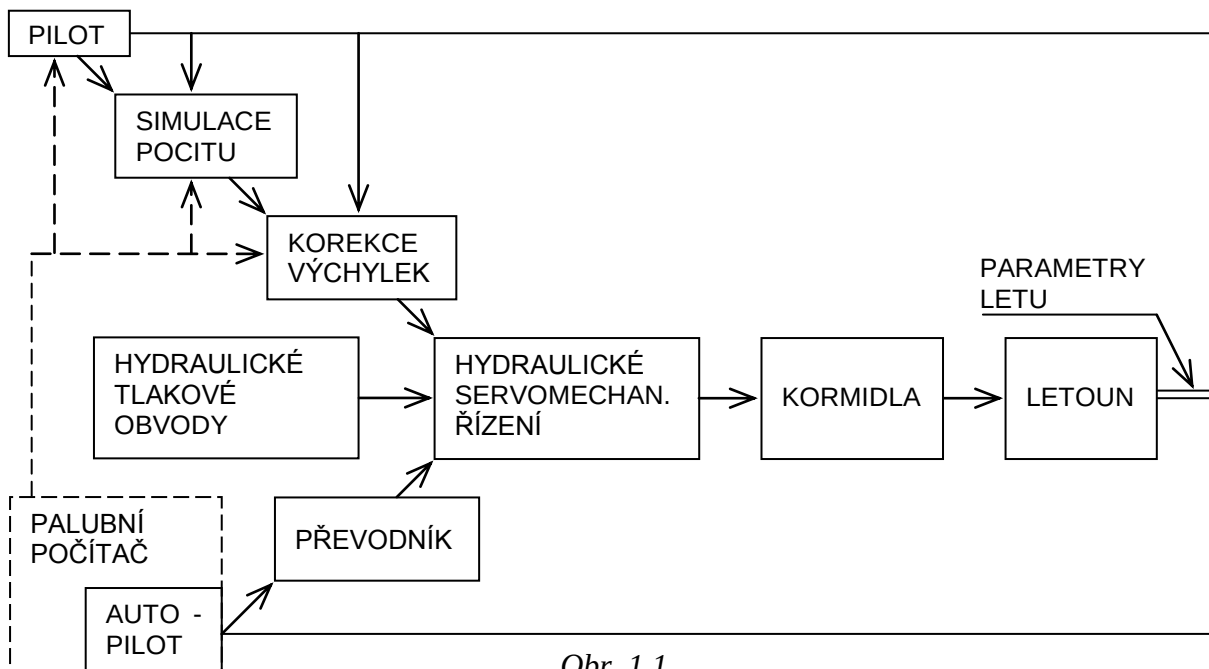
Zjednodušené schéma soustavy řízení letounu je na obr. 1.1. Jak z tohoto schématu vyplývá, řízení může být prováděno buď přímo pilotem, anebo autopilotem, který může být součástí palubního počítače.

Pokud provádí řízení pilot, ovládá letoun pomocí kormidel, do kterých je v závislosti na parametrech letu zaváděn umělý pocit síly. Výchytky na kormidlech jsou následně korigovány. Korekce závisí na parametrech letu, kdy se například předchází vzniku kmitání letounu nebo se toto kmitání tlumí. Palubní počítač také upravuje výchytky od pilota, stará se například o to, aby nedošlo k překročení parametrů letu nebezpečných pro letoun, posádku i cestující. Zkorigované výchytky od pilota již ovládají hydraulické servomechanismy a mechanickými převody kormidla.

Je-li letoun řízen autopilotem, řídicí signály od něj jsou přes převodník převedeny na mechanické výchytky pro řízení hydraulických servomechanismů.

Servomechanismy jsou silové členy, které ovládají výchytky na kormidlech letounu. Změnou výchytek kormidel se mění parametry letu.

Toto schéma soustavy řízení neplatí obecně pro všechny typy letounů. Ty menší a pomalejší nebývají vybaveny autopiloty. Navíc pokud síly do řízení od aerodynamických sil na kormidlech nedosahují velkých hodnot, může být řízení prováděno přímo fyzickými silami pilota (bez posilovačů řízení – servomechanismů).



Obr. 1.1

1.1 Vývoj soustav řízení letadel

Od počátků letectví prošly soustavy řízení řadou výrazných změn a vylepšení. První letouny byly ovládány zakřivováním nosných a řídicích ploch prostřednictvím soustav drátů a táhel, které byli připojeny k prvkům řízení pilota. Tento způsob řešení byl však často sotva dostačující vzhledem k potřebám spolehlivého a pohodlného řízení letounu. Proto nedlouho nato následovalo vylepšení v podobě pomocných řídicích ploch ovládaných taktéž systémem drátů a táhel připojených k prvkům řízení pilota. Tato podoba soustav řízení letounu setrvala po dlouhou dobu. Teprve nástup rychlejších a větších letadel, kde už nebylo možné překonávat aerodynamické síly přímo silami pilota, vytvořil požadavky na jejich změnu a později také na zavádění soustav nepřímého řízení letadel.

K překonání těchto velkých sil na řídicích plochách letounu se začaly využívat hydraulické servomechanismy zesilující silové působení pilotem na řídidla. To s sebou ovšem neslo nevýhodu v odloučení pilota od skutečných sil potřebných k řízení, a tím pádem mohlo snadno dojít k přetížení letounu. Proto bylo nezbytné poskytnout pilotovi umělý pocit síly v řídidlech tak, aby dostal odpovídající zpětnou vazbu na jeho působení na letoun.

Další komplikace svázané se zvyšováním rychlosti letu byly spojené s aerodynamickými jevy, jako například holandský krok, což je současné kmitání kolem podélné a svislé osy letounu. Tyto oscilace byly nežádoucí jak při zaměřování ve vojenských letounech, tak v letounech dopravních, kde snižovaly komfort letu cestujících. Použitím tlumičů kmitání a autostabilizačních systémů se těmto jevům předcházelo. Tyto systémy jako první v soustavách řízení využívaly elektronické prvky. Na ně byly kladeny obzvláště přísné požadavky z hlediska spolehlivosti. Té se dosahovalo především několikanásobným zálohováním jednotlivých prvků.

V určitém okamžiku dospěl vývoj soustav řízení letounů do takové fáze, že již bylo možné nahradit mechanickou vazbu mezi pilotem a hydraulickými servomechanismy plně elektronickým řízením. Zpočátku se využívaly hybridní konstrukce, které v případě poruch či jiných problémů umožňovaly přechod zpět na mechanické řízení.

Díky dalšímu pokroku v elektronice již bylo možné mechanickou vazbu v soustavách řízení odstranit úplně. Dnešní moderní letouny využívají tzv. fly-by-wire systémy (systémy řízení po drátě). Mezi jejich hlavní výhody patří úspora hmotnosti a také výrazné zlepšení charakteristik řízení.

1.2 Základní rozdělení soustav řízení

Podle konstrukce soustav k ovládání základních kormidel a ostatních prostředků pro řízení:

- mechanické,
- hydraulicko-mechanické,
- elektricko-mechanické,
- kombinované (FBW).

Podle způsobu přenosu informací o výchylce na řídidlech a sil mezi pilotem a kormidly:

- mechanické řízení,
 - přímé řízení,
 - nepřímé řízení,
 - s vratným zapojením servomechanismů,
 - s nevratným zapojením servomechanismů,
- elektrické řízení.

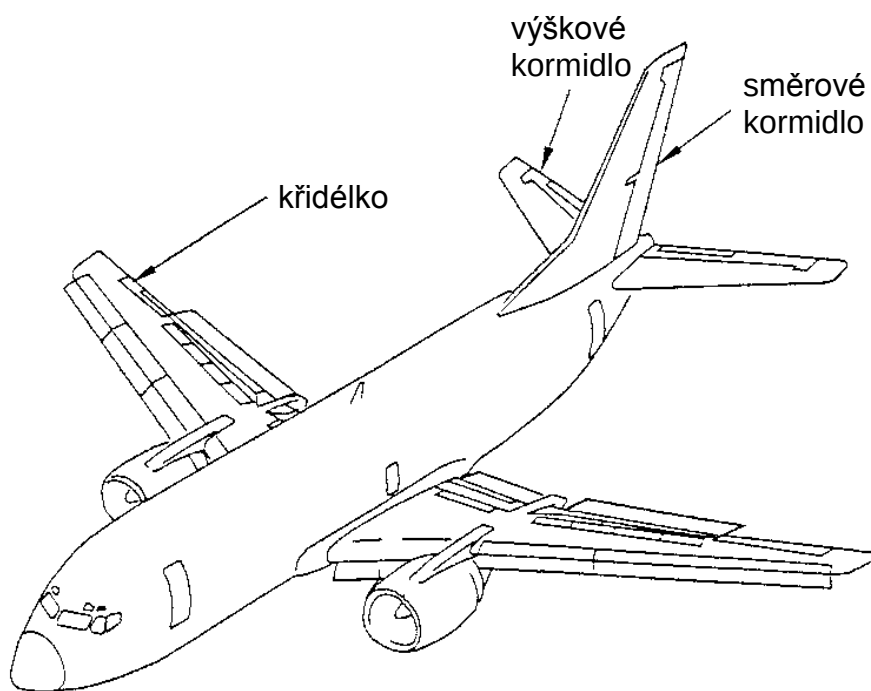
Mechanické řízení je takové řízení, kde přenos výchylek řídidel ke kormidlům je zajištěn systémem táhel, ohebným lanovým vedením nebo jejich kombinací. Pokud je mechanické řízení přímé, jediným zdrojem sil v řízení je sám pilot. Tento systém je však možno použít pouze u menších a pomalejších letounů. Dojde-li totiž ke zvětšení letounu a rychlosti letu dvakrát, síly na řídící páce vzrostou 32 násobně. [5]

Pokud již pilot nestačí svými silami ovládat letoun nebo by ho řízení příliš unavovalo, je nezbytné do soustav řízení začlenit silový člen – hydraulický servomechanismus, potom hovoříme o řízení nepřímém.

Řízení s vratným zapojením servomechanismů je takové, kde pilot stále ještě přejímá část aerodynamických sil z kormidel. Při použití této konstrukce tedy nemusí být řídidla vybavena mechanismy pro tvorbu umělých sil v řízení. Naopak je tomu u soustav řízení s nevratným zapojením servomechanismů, které již těmito mechanismy vybaveny být musí. Silami pilota se zde totiž ovládá pouze šoupátkový rozvaděč v servomechanismu.

1.3 Prvky řízené soustavami řízení

Prvky, které se řídí soustavami řízení letounu, můžeme rozdělit na dvě základní kategorie. První z nich jsou základní (primární) kormidla, druhou jsou ostatní (sekundární) prostředky k ovládání letu. Základní kormidla letounu jsou zobrazeny na obr. 1.2. Jsou jimi výškové kormidlo, směrové kormidlo a křídélko. K ovládání klonění lze využít i spojlerů. Mezi ostatní prostředky k ovládání letu se řadí vztlakové mechanismy, vyvažovací plošky, tah pohonné jednotky a další.



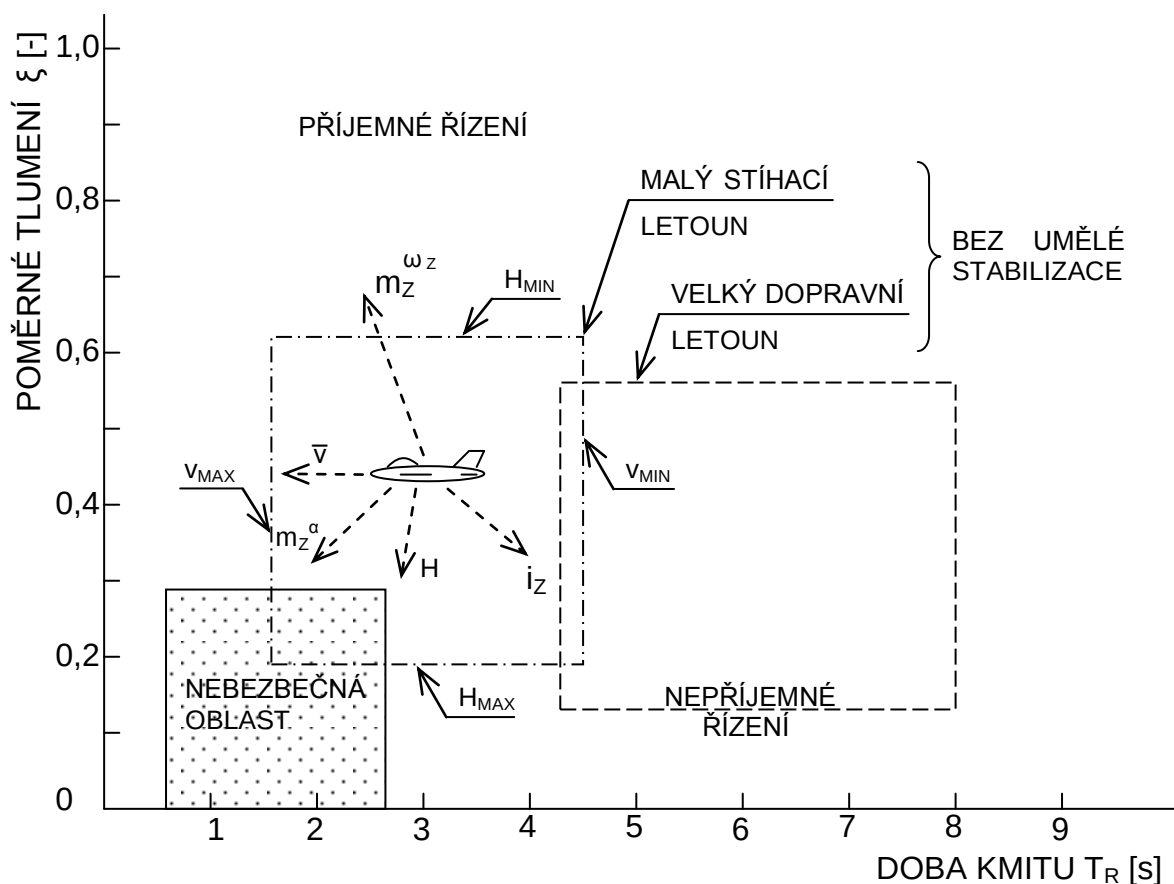
Obr. 1.2 [5]

1.4 Dynamické parametry řízení

Diagram na obr. 1.3 znázorňuje oblasti příjemného a nepříjemného řízení z hlediska pilotáže. Doba kmitu T_R vyjadřuje čas potřebný k přechodu na nový režim. Poměrné tlumení ζ_R určuje především velikost překmitů a počet kmitů, po kterých se letoun prakticky ustálí v novém režimu.

Vhodný rozsah poměrného tlumení ζ_R je mezi 0,4 a 0,8. Doba kmitu T_R by se měla pohybovat od 0,5 do 3 sekund. Velikost poměrného tlumení $\zeta_R > 0,8$ způsobuje pomalou odezvu letounu, naopak při $\zeta_R < 0,4$ má letoun velký překmit a k jeho ustálení je třeba příliš mnoho kmitů.

Doba kmitu se s rostoucí výškou mění jen málo. Poměrné tlumení ovšem výrazně klesá. Např. ve výšce nad 15 km může být $\zeta_R < 0,15$ až 0,2. Při těchto hodnotách je bez umělé stabilizace řízení letounu pilotem téměř nemožné. Z tohoto důvodu jsou rychlé nadzvukové letouny s velkým dostupem vybaveny poloautomatickým řízením s umělou stabilizací. Toto je obzvláště výhodné při potřebě přesného řízení, například při zaměřování a střelbě.



Obr. 1.3

2. Požadavky předpisů na soustavy řízení

Dosažení vysoké bezpečnosti letu je prioritou při konstrukci letadel, tomu odpovídají i požadavky, které jsou kladeny na soustavy řízení letadel, a to jak z aspektu letových vlastností, tak i provozu.

2.1 Obecné požadavky

Z obecných požadavků předpisů plyne, že soustavy řízení nesmí snižovat spolehlivost letounu, či dokonce vytvářet havarijní situace. Ovládání musí být snadné a taktéž pohodlné, aby nevyžadovalo přílišnou pozornost nebo námahu pilota. Prvky řízení, jejichž zapnutí by mohlo vést k nebezpečné situaci, musí být zabezpečeny proti nechtěnému zapnutí. Nápis pro vypínání a regulaci prvků musí být snadno čitelné ve dne i v noci. Spolehlivost funkce soustav řízení musí být zajištěna v rozmezí teplot -60 až $+55^{\circ}\text{C}$.

2.2 Rozdělení požadavků

Požadavky na soustavy řízení letounu můžeme rozdělit na následující podoblasti:

- požadavky vyplývající ze zabezpečení charakteristik stability, obratnosti, ovladatelnosti, vyvažitelnosti a říditelnosti letounu ve všech provozních podmínkách,
- požadavky vyplývající ze zajištění vysoké spolehlivosti,
- požadavky vyplývající z potřeby kontroly funkce soustav řízení a činnosti některých jejich prvků.

2.3 Požadavky předpisů na spolehlivost

Z hlediska významu správné funkce soustav řízení letounu jsou požadavky předpisů na jeho spolehlivost velmi důležité. Soustavy řízení by měly být v podstatě bezporuchové. Podle doporučení předpisů by se toho mělo dosahovat několika způsoby:

- zálohování prvků a systémů,
- vyloučením vzniku poruchy,
- vysokou spolehlivostí prvků,
- diagnostickými a kontrolními zařízeními.

Zálohování prvků a systémů zajišťuje funkci soustav řízení i při možné poruše těchto prvků nebo systémů. Zálohování může být i vícenásobné. Nevýhodou tohoto řešení je vyšší hmotnost soustav řízení. Proto je právě z hlediska úspory hmotnosti letounu nejvýhodnější zvyšování spolehlivosti jednotlivých prvků.

Podle předpisů musí být soustavy řízení schopny fungovat i při možné technické poruše. Minimální požadavkem je, aby nedošlo ke změně charakteristik soustav řízení při poruše jednoho prvku v každém kanále (podélného, příčného, stranového) řízení.

V tabulce 2.1, podle oběžníku JAA, jsou uvedeny přípustné hodnoty pravděpodobnosti poruchy podle její závažnosti pro letadlo, cestující a pro letovou posádku.

Klasifikace poruchových stavů	Bez vlivu na bezpečnost	Nezávažné (Minor) ¹	Závažné (Major) ¹	Nebezpečné (Hazardous) ³	Katastrofické (Catastrophic) ²
<i>Důsledek pro letadlo</i>	Žádný důsledek pro provozní schopnosti a bezpečnost	Mírné snížení funkčních schopností nebo rezerv bezpečnosti	Významné snížení funkčních schopností nebo rezerv bezpečnosti	Velké snížení funkčních schopností nebo rezerv bezpečnosti	Běžně zahrnuje zkázu trupu
<i>Důsledek pro cestující</i>	Nepohodlí pro cestující	Fyzické potíže pro cestující	Fyzické strádání u cestujících včetně možných zranění	Vážné nebo smrtelné zranění jednoho cestujícího	Několikanásobné smrtelné zranění cestujících
<i>Důsledek pro letovou posádku</i>	Bez důsledku pro letovou posádku	Mírný nárůst pracovního zatížení posádky nebo použití nouzových postupů	Fyzické potíže nebo značný nárůst pracovní zátěže	Fyzické strádání nebo nadměrné pracovní zatížení posádky narušuje schopnost plnit úkoly	Smrtelná zranění nebo zbavení způsobilosti

Rozdělení letadel:	Přípustné pravděpodobnosti (za 1 letovou hodinu)				
Třída 1 (Typicky SRE pod 6000 lb.)	Žádná požadovaná pravděpodobnost	$< 10^{-3}$	$< 10^{-4}$	$< 10^{-5}$	$< 10^{-6}$
Třída 2 (Typicky MRE nebo STE pod 6000 lb.)	Žádná požadovaná pravděpodobnost	$< 10^{-3}$	$< 10^{-5}$	$< 10^{-6}$	$< 10^{-7}$
Třída 3 (Typicky SRE, STE, MRE, MTE rovno nebo větší než 6000 lb.)	Žádná požadovaná pravděpodobnost	$< 10^{-3}$	$< 10^{-5}$	$< 10^{-7}$	$< 10^{-8}$
Třída 4 (Typický Commuter – pro sběrnou dopravu)	Žádná požadovaná pravděpodobnost	$< 10^{-3}$	$< 10^{-5}$	$< 10^{-7}$	$< 10^{-9}$

Pozn.:

- 1 - Obvykle není požadována kvantitativní analýza pro *nezávažné* a *závažné* poruchové stavy.
- 2 - Na úrovni funkce celého letounu nebude mít samostatná porucha za následek vznik situace s *katastrofickými* následky.
- 3 - Na úrovni funkce celého letounu nebude mít samostatná porucha za následek vznik *nebezpečné* situace.

SRE – letouny jednomotorové s pístovým motorem

STE – letouny jednomotorové s turbínovým motorem

MRE – letouny dvoumotorové s pístovými motory

MTE – letouny dvoumotorové s turbínovými motory

Tab. 2.1 [Oběžník AC 23.1309]

2.4 Požadavky na soustavy řízení s hydraulickým servomechanismem

Požadavky na soustavy řízení s hydraulickým servomechanismem se liší podle toho, zda umožňují přechod na přímé řízení, či nikoliv.

Při nevratném způsobu zapojení servomechanismu bez přechodu na přímé řízení, musí být servomechanismy energeticky napájené z nezávislých hydraulických nebo elektrických zdrojů. Parametry těchto zdrojů musí být takové, aby při libovolném selhání dvou z nich byl umožněn bezpečný let i přistání letounu.

Při vratném způsobu zapojení hydraulických servomechanismů do systému řízení s možností přechodu na nouzové řízení bez servomechanismů nesmí hodnoty sil na řídicích způsobené třením a tlumením neaktivního servomechanismu přesáhnout dovolené hodnoty při nouzovém řízení letounu. Dále musí být omezeny náhlé změny sil na řídicích při přechodu z řízení nepřímého na přímé. Po určitou dobu se nesmí změnit režim letu předcházející selhání servomechanismu. Taktéž musí být zajištěno, aby se v případě nutnosti synchronně a automaticky odpojily mechanismy simulace pocitu síly v řídicích.

2.5 Požadavky na systémy zlepšující stabilitu a ovladatelnost

Pokud jsou soustavy řízení vybaveny automatickými obvody na zlepšení stability a ovladatelnosti letounu, nesmí při jejich libovolném selhání nastat havarijní situace. Současně musí být zajištěno řízení letounu a taktéž se po určitou dobu nesmí podstatně změnit stabilita a ovladatelnost letounu.

Pokud jsou systémy zlepšující stabilitu a ovladatelnost nezbytné pro bezpečný let, musí být prakticky bezporuchové.

2.6 Požadavky předpisů na velikosti sil v řízení

Tabulka 2.2, udává hodnoty maximálních a minimálních sil a krouticích momentů v řízení dle předpisů CS 23.

Řízení			Maximální síly nebo krouticí momenty pro návrhovou hmotnost 5000 liber (2268 kg) nebo menší	Minimální síly nebo krouticí momenty
Křídélka	Řídicí páka		67 liber (298 N)	40 liber (178 N)
	Volant		50 D palců-lb. (5,6 Nm)	40 D palců-lb. (4,5 Nm)
Výškové kormidlo	Řídicí páka		167 liber (743 N)	100 liber (445 N)
	Volant	symetrický	200 liber (890 N)	100 liber (445 N)
		nesymetrický		100 liber (445 N)
Směrové kormidlo			200 liber (890 N)	150 liber (667 N)

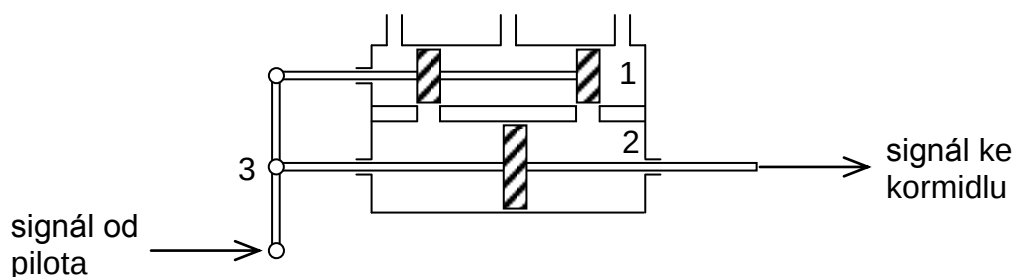
Tab. 2.2 [4]

3. Hydraulické servomechanismy řízení

Hydraulické servomechanismy řízení jsou silové prvky, které se začleňují do soustav řízení letounů. Pomáhají pilotovi buď částečně, nebo zcela překonávat závěsový moment od aerodynamické síly na kormidle.

3.1 Základní části hydraulického servomechanismu

Hydraulický servomechanismus (obr. 3.1) se skládá ze tří základních částí: šoupátkového rozvaděče (1), pracovního válce s pístem (2) a zpětné vazby (3).



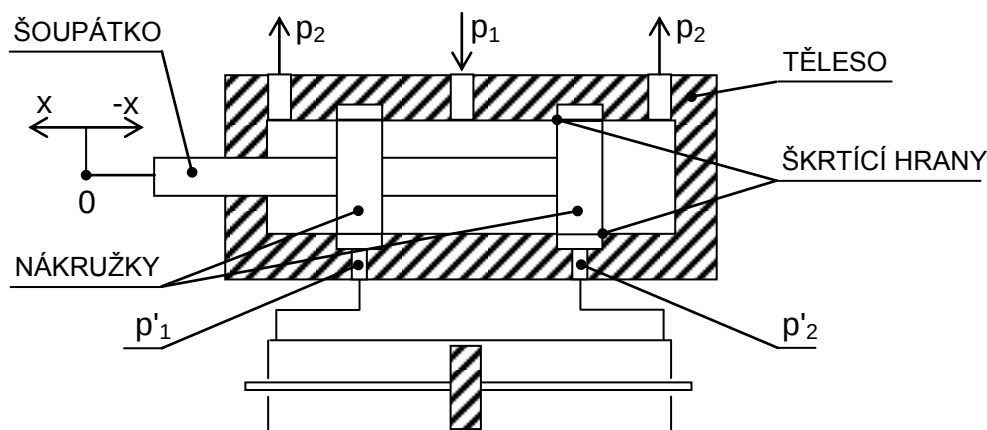
Obr. 3.1

3.1.1 Šoupátkový rozvaděč

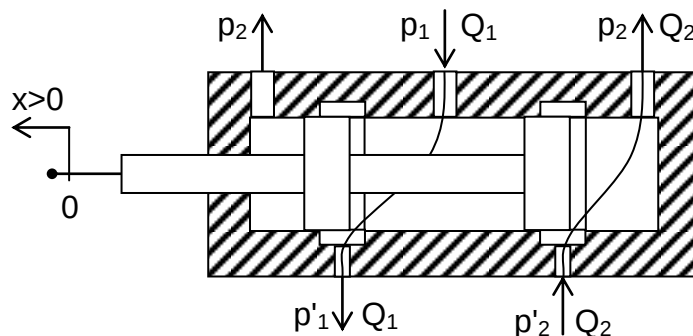
Šoupátkový rozvaděč slouží k rozvodu tlakové kapaliny na jednu nebo na druhou stranu pracovního válce, čímž se řídí směr pohybu pístu s pístnicí, která je mechanicky spojena s ovládaným kormidlem.

Schéma válcového šoupátkového rozvaděče je na obr. 3.2. V poloze, která je zde znázorněna, do pracovního válce neproudí žádná kapalina. Jakmile však dojde k posunutí šoupátka o hodnotu x , což je znázorněno na obr. 3.3, začne do něj proudit kapalina o průtoku Q_1 a vstupním tlaku p_1 a z něj kapalina o průtoku Q_2 a výstupním tlaku p_2 . Rozdíl těchto dvou tlaků se nazývá napájecí tlakový spád servomechanismu a značí se p , tedy $p = p_1 - p_2$.

Kvůli ztrátám při proudění kapaliny šoupátkem a zatížení pracovního válce vnější silou jsou tlaky v pracovním válci odlišné. Jejich rozdíl označujeme jako zatěžovací tlakový spád servomechanismu Δp , tedy $\Delta p = p'_1 - p'_2$. Zatěžovací tlakový spád je menší než napájecí tlakový spád.



Obr. 3.2



Obr. 3.3

Velikost tlakové ztráty mezi vstupem kapaliny do šoupátkového rozvaděče a vstupem do pracovního válce je dána jednak velikostí průtoku kapaliny, a jednak tvarem škrťicích hran, respektive jejich odporem R proti pohybu turbulentního proudění kapaliny. Platí rovnice:

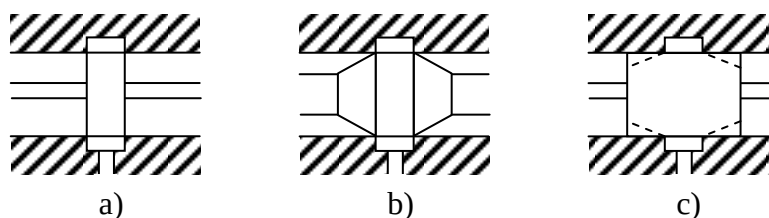
$$p_1 - p'_1 = R_1 \cdot Q_1^2 ; p'_2 - p_2 = R_2 \cdot Q_2^2.$$

Uvažujeme-li, že pracovní válec má píst s oboustrannou pístnicí, a že v něm nevznikají podstatné průtokové ztráty, potom platí $Q_1 = Q_2 = Q$. Jelikož tvar a rozměry obou nákrůžků jsou obvykle stejné, lze předpokládat, že i odpory R_1 a R_2 jsou stejné, platí tedy $R_1 = R_2 = R$.

Zahrneme-li tyto předpoklady do rovnic pro tlakové ztráty, po úpravě zjistíme, že

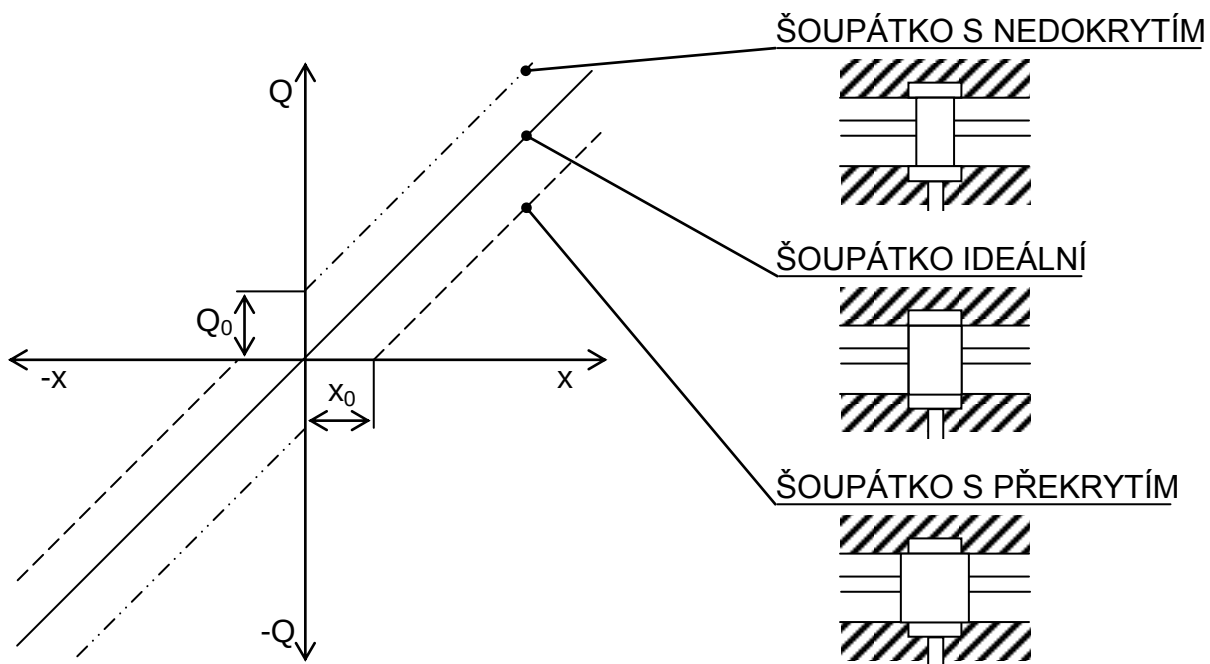
$$Q^2 = \frac{p - \Delta p}{2 \cdot R}.$$

Odpor proti pohybu kapaliny R určují jak vlastnosti kapaliny, tak průtoková plocha otevřených škrťicích hran. Typy škrťicích hran, které se dnes používají, jsou různé. Na obr. 3.4 jsou znázorněny některé z nich, a to válcové (a), kuželové (b) a trojúhelníkové (c). Každý tvar má různou závislost velikosti průtočné plochy štěrbiny na posunutí x šoupátka.



Obr. 3.4

Šoupátka můžeme dále rozdělit na šoupátka ideální, s nedokrytím škrťicích hran nebo s překrytím škrťicích hran. Pokud uvažujeme, že $\Delta p = 0$, budou průtokové charakteristiky vypadat obdobně jako na obr. 3.5. Šoupátkem s nedokrytím i při nulové poloze neustále protéká tlaková kapalina průtokem Q_0 . Naopak u šoupátka s překrytím protéká kapalina až při jeho posunutí o hodnotu x_0 . Šoupátka s nedokrytím se v praxi příliš nepoužívají.

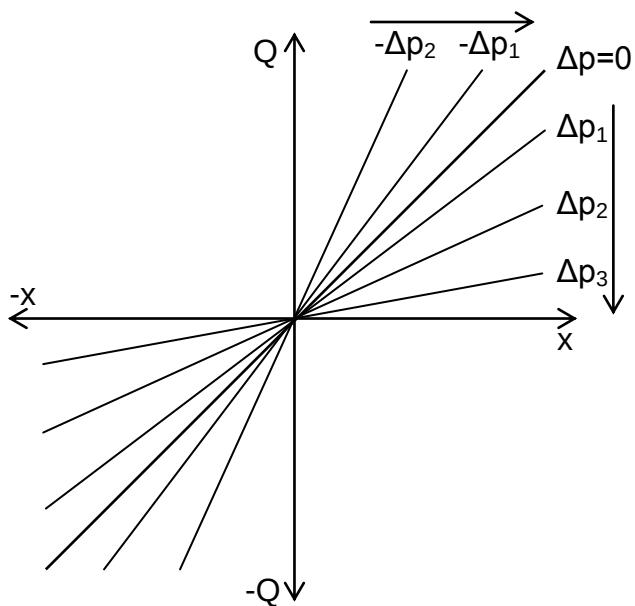


Obr. 3.5

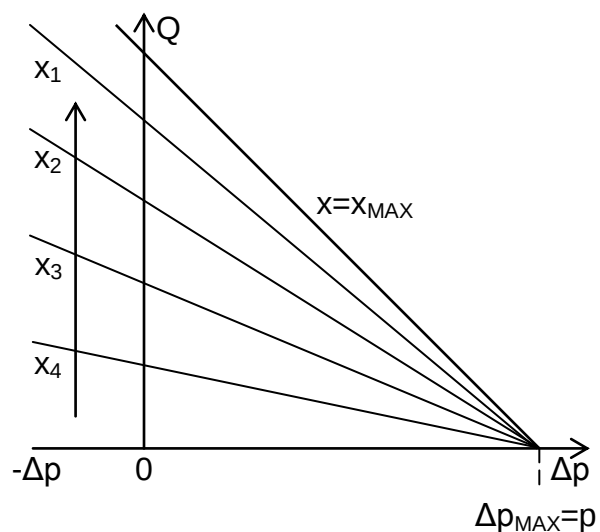
Závislost průtoku na posunutí šoupátka x a na zatěžovacím tlakovém spádu Δp je pro ideální šoupátkový rozvaděč znázorněna na obr. 3.6 a), b).

Naměřené charakteristiky šoupátkových rozvaděčů v laboratorních podmínkách se uvedeným charakteristikám velmi blíží. V případě obr. 3.6 a) přímky značí lineární závislost průtoku tekutiny na posunutí šoupátka pro různé konstantní hodnoty zatěžovacího tlakového spádu Δp , který se ve směru šipek zvyšuje. Pro zatěžovací tlakové spády se znaménkem - platí, že zatěžovací síla servomechanismu působí ve směru pohybu pístnice. Obr. 3.6 b) vyjadřuje lineární závislost průtoku tekutiny na zatěžovacím tlakovém spádu pro určité konstantní hodnoty posunutí šoupátka. Toto posunutí se ve směru šipky zvyšuje.

Průtokové charakteristiky jsou také závislé na teplotě hydraulické kapaliny.



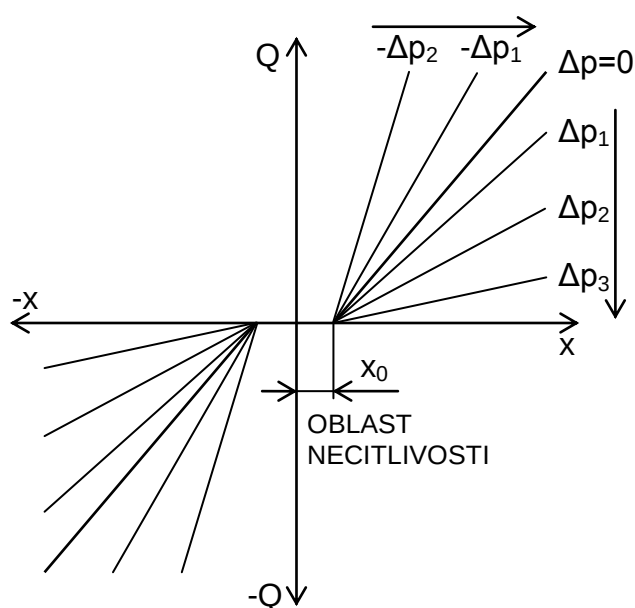
Obr. 3.6 a)



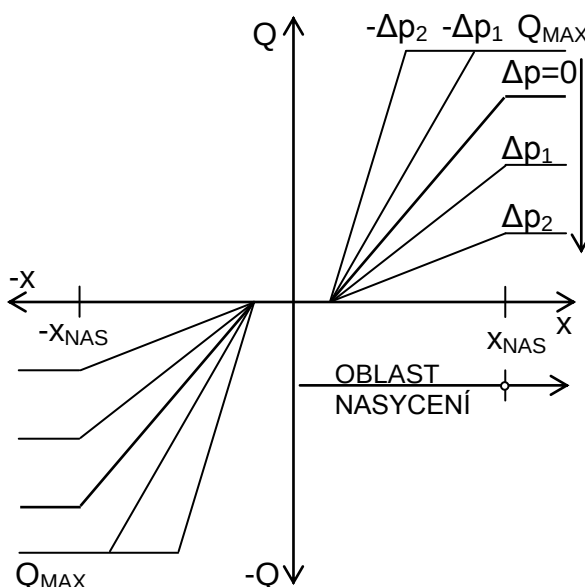
Obr. 3.6 b)

Na obr. 3.7 a) jsou naznačeny průtokové charakteristiky s oblastí necitlivosti x_0 .

Obr 3.7 b) vyjadřuje průtokové charakteristiky šoupátkového servomechanismu, ovšem kromě oblasti necitlivosti je zde naznačena ještě oblast nasycení. Stav nasycení nastává při posunutí šoupátka o hodnotu x_{NAS} . Při dalším posunutí šoupátka již zůstává průtok kapaliny konstantní. Pro současné servomechanismy řízení ovšem zpravidla platí, že $x_{MAX} < x_{NAS}$, oblasti nasycení se tedy nedosahuje. Obvykle ani hydraulické instalace neomezuji průtok šoupátkovým rozvaděčem určitou maximální hodnotou Q_{MAX} .



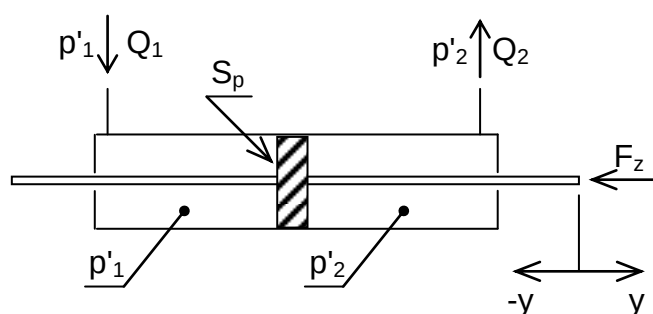
Obr. 3.7 a)



Obr. 3.7 b)

3.1.2 Pracovní válec

Pracovní válec spolu s pístnicí představuje silový prvek servomechanismu. Slouží k přeměně tlakové energie hydraulické kapaliny na energii mechanickou pohybu pístnice. Schematické znázornění pracovního válce je na obr. 3.8.



Obr. 3.8

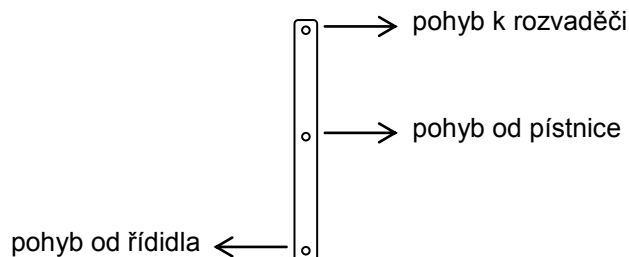
Silovou rovnováhu můžeme vyjádřit rovnicí

$$S_p \cdot (p'_1 - p'_2) = S_p \cdot \Delta p = F_z = F_m + F_t + F_a.$$

Jak je vyjádřeno v rovnici, výslednou zatěžovací sílu F_z lze vyjádřit jako součet tří sil, a to síly setrvačné F_m , síly třecí F_t a síly aerodynamické F_a .

3.1.3 Zpětná vazba

Zpětná vazba (obr. 3.9) zajišťuje sledování pohybu kormidla od pohybu řídicí páky. U obvyklých servomechanismů je tuhá záporná a její velikost je dána poměrem ramen, která spojují pohyb pístnice, pohyb šoupátkového rozvaděče a pohyb od řídicí páky.



Obr. 3.9

3.2 Zapojení servomechanismů v soustavách nepřímého řízení

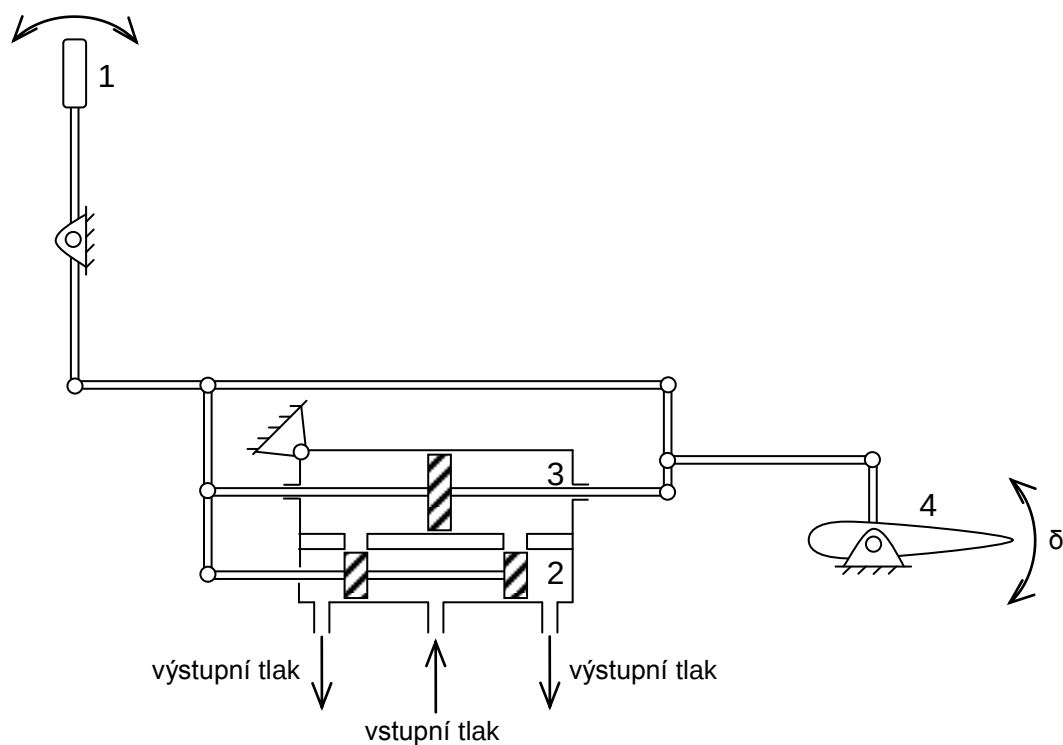
3.2.1 Zapojení servomechanismu ve vratném hydraulickém řízení

Tento způsob zapojení se využívá u letounů s nižší celkovou hmotností a rychlostí letu do přibližně 0,8 násobku rychlosti zvuku. Servomechanismy v tomto případě slouží jako posilovače, to znamená, že část aerodynamické síly kormidla překonává pilot a část překonává servomechanismus.

Schéma činnosti vratného hydraulického řízení je znázorněno na obr. 3.10. Vychýlení řídicí páky (1) pilotem vyvolá pohyb šoupátka v šoupátkovém rozvaděči (2), čímž se otevřou rozvodové kanálky tlakové kapaliny. Jejím přepouštěním na jednu nebo druhou stranu dochází k pohybu pístnice pracovního válce (3) a přes pákový mechanismus i kormidla (4).

Propojení pístnice paralelogramem s táhlem řídicí páky a ramenem páky kormidla zajišťuje převod části sil od kormidel na řídicí páku. Poměr mezi silou, kterou překonává pilot a silou, kterou překonává servomechanismus, bývá obvykle menší než 1/15 a závisí na jednotlivých poměrech délek táhel v paralelogramu.

Mezi hlavní výhodu vratného zapojení servomechanismů patří zachování pocitu v řízení, není tedy nutné do soustav řízení zavádět žádné zatěžovací mechanismy. Další nespornou předností je, že v případě poruchy servomechanismu, je umožněn přechod zpět na mechanické řízení. Tento režim je však pouze nouzový, protože možnosti ovládání letounu jsou značně sníženy.



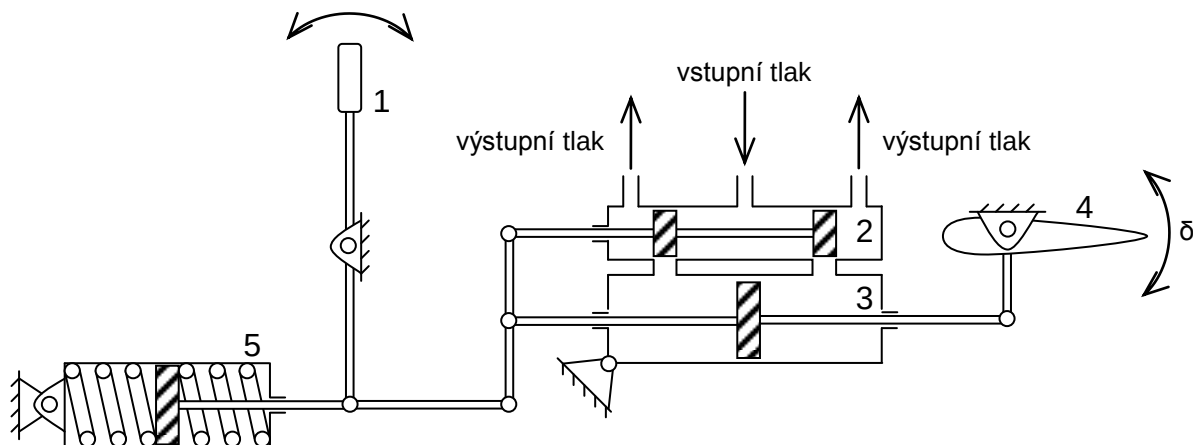
Obr. 3.10

3.2.2 Zapojení servomechanismu v nevratném hydraulickém řízení

V tomto zapojení, které je znázorněno na obr. 3.11, již celý závěsový moment aerodynamické síly kormidla překonává servomechanismus.

Prvky (1) až (4) jsou obdobné jako ve vratném zapojení servomechanismů. Nyní již však v soustavě není žádná zpětná silová vazba od kormidla na řídicí páku. Z toho důvodu musí být tyto soustavy vybaveny mechanismy pro tvorbu umělého pocitu síly v řídicích (5). Velikost této síly již není závislá pouze na rychlosti a výšce letu, jako u přímého řízení, ale lze ji měnit v i v závislosti na konfiguraci letounu.

Možnost programového zavádění pocitu síly do řízení je výhodná zejména u nadzvukových letadel, kde průběh závěsového momentu kormidla při letech podzvukovými i nadzvukovými rychlostmi je nelineární, což by při přímém řízení činilo potíže. Výhodou je také to, že již nedochází k tak velkému silovému namáhání převodů mezi pilotem a servomechanismy.



Obr. 3.11

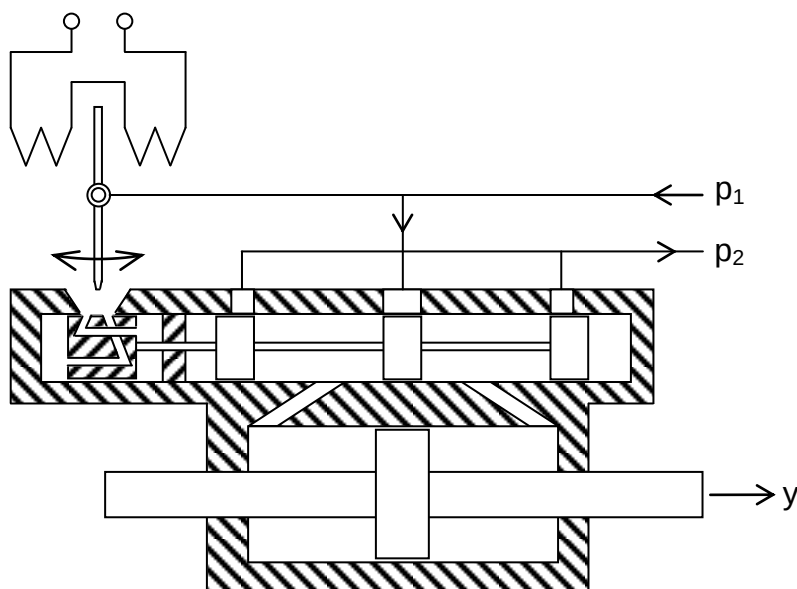
3.3 Elektrohydraulický servoventil

Pokud jsou signály řízení elektrické, například z autopilotů a palubních počítačů, je nutné do servomechanismu vložit prvek, který převede elektrické signály na mechanické. K tomuto se využívá elektrohydraulických servoventilů. Rozdělují se na dva základní typy, a to hydraulický servoventil typu:

- proudová tryska,
- klapka – tryska.

3.3.1 Servoventil typu proudová tryska

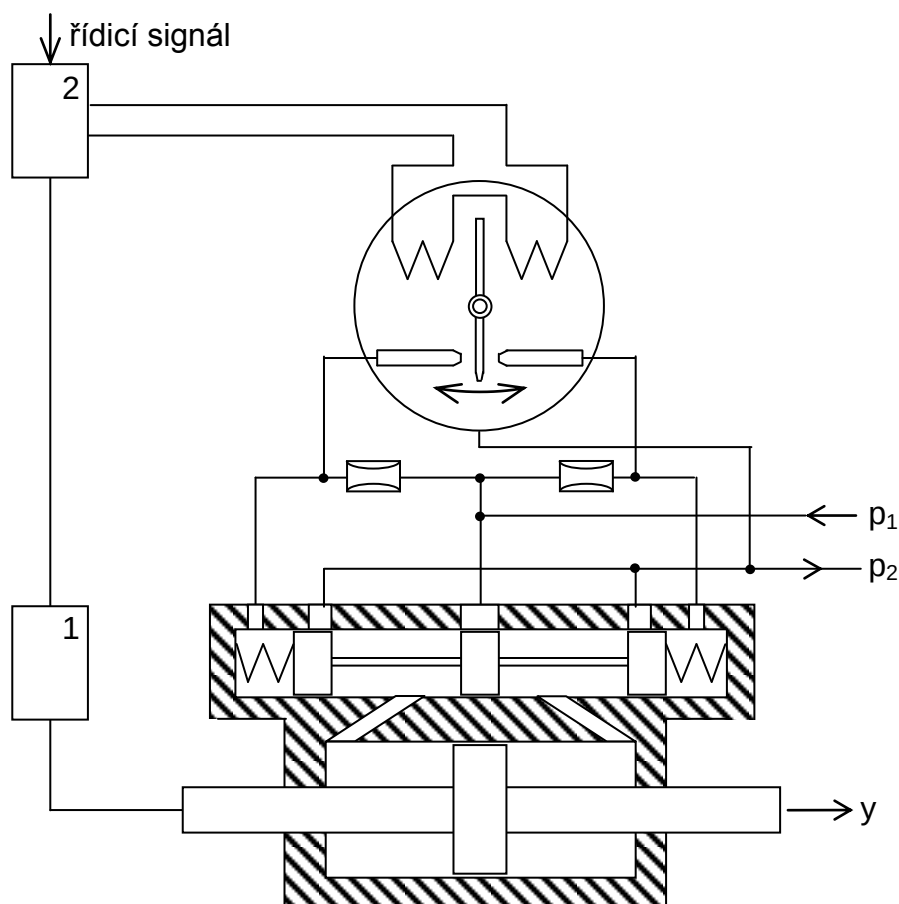
Schéma servoventilu tohoto typu je na obr. 3.12. Podle řídicích signálů je tryska elektromagnetem vychylována blíže k jednomu nebo druhému kanálku pístu. Tím se vytvoří rozdílný tlak na obou stranách pístu a dojde k jeho pohybu doprava nebo doleva. Rozváděcí šoupátko je s tímto pístem přímo mechanicky spojeno a posouvá se stejným směrem. Dále již servomechanismus s elektrohydraulickým servoventilem pracuje obdobně jako ty, kde je šoupátko ovládáno mechanickými signály. Servoventil je také vybaven elektrickou nebo mechanickou zpětnou vazbou, která ve schématu není zakreslena.



Obr. 3.12

3.3.2 Servoventil typu klapka – tryska

Servoventil typu klapka – tryska (obr. 3.13) se od předchozího liší tím, že nemá elektromagneticky ovládanou trysku, ale klapku. Vychýlením klapky se přiškrtí jedna z trysek, což vede ke změně proudění kapaliny, a v důsledku i ke vzniku rozdílných tlaků v jednotlivých větvích servoventilu. Rozdíl tlaků vyvolá pohyb šoupátka. Informace o jeho poloze je zpětnou vazbou (1) předávána do řídicí jednotky servoventilu (2).



Obr. 3.13

4. Zavádění a úprava sil do řízení

Systémy zavádějící a upravující síly do řízení letounu jsou nezbytné u těch soustav řízení, kde není přímá mechanická vazba mezi pilotem a kormidly letounu. Tyto systémy totiž nedávají pilotovi zpětnou vazbu na letoun ve formě síly a výchylek na řídidlech. Bez této zpětné vazby by bylo řízení letounu pilotem podstatně ztíženo, v určitých případech zcela znemožněno.

U přímého systému řízení letounu vzniká síla v řízení přirozeným účinkem aerodynamických sil, které vyvolávají závěsový moment na kormidlo. Pilot přitom zachycuje tento moment celý. Pokud je řízení nepřímé s vratným zapojením servomechanismů, potom zachycuje pouze jeho část.

Velké letouny nebo letouny létající rychlostí větší než 0,8 M nemohou mít tuto sílu zavedenou přímo z důvodu velkých sil na kormidlo (velké plochy kormidel a rychlosti letu) i nelineárního průběhu závěsných momentů kormidel v celém rozsahu rychlostí a všech režimech letu.

4.1 Síla na deset procent

Síla na deset procent $F^{10\%}$ vyjadřuje míru podélné ovladatelnosti letounu. Je definována jako přírůstek síly, kterou působí pilot na řídicí páku, při přechodu z výchozího vyváženého vodorovného letu na jiný vyvážený let s rychlostí o 10% větší nebo menší.

Síla na deset procent je přibližně konstantní, není závislá na rychlosti nebo výšce letu.

4.2 Síla na násobek

Síla na násobek F^n je jedním z nejdůležitějších měřítek letových vlastností letounu. Je definována jako síla, kterou musí pilot vyvinout, aby zvýšil násobek letu o jedničku. Například pokud přechází z letu přímočarého s násobkem letu $n = 1$ do letu křivočarého s násobkem $n = 2$, musí vyvinout právě tuto sílu.

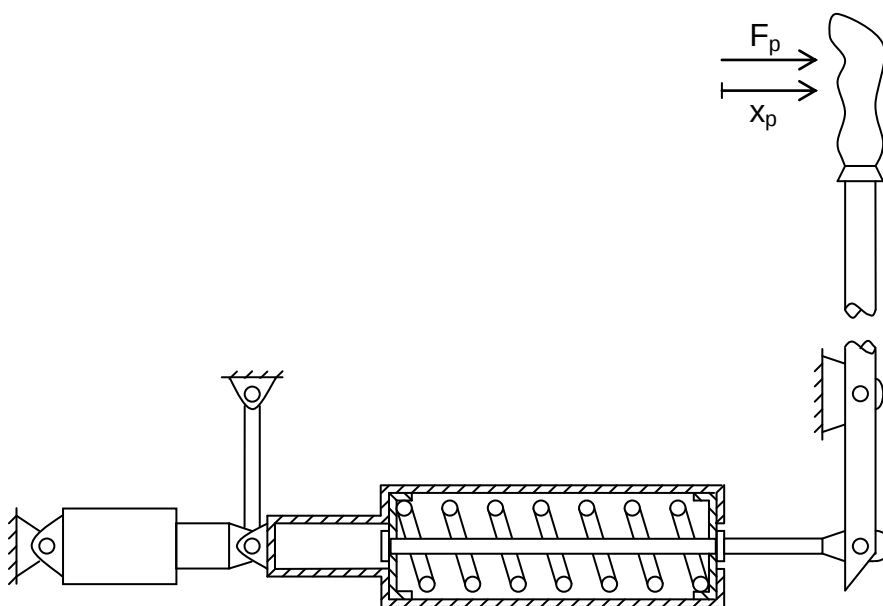
Síla na násobek nesmí být příliš velká ani příliš malá. Při příliš velké síle by se pilot musel nadměrně fyzicky namáhat. Pokud by naopak byla příliš malá, mohl by pilot náhodným mírným působením na řídicí páky vyvolat násobky nebezpečné pro letoun.

U obratných letounů může násobek letu dosahovat až hodnoty 9. Dopravní letouny, které jsou méně obratné, mají maxima mezi hodnotami 3 až 3,5.

4.3 Zatěžovací mechanismy

Při nepřímém řízení a nevratně zapojených servomechanismech je síla na řídicích pákách vyvolána uměle. K tomuto účelu jsou využívány různé zatěžovací mechanismy. Můžeme je rozdělit na pružinové, pneumatické, hydraulické a hmotnostní. Z důvodu jednoduchosti a spolehlivosti je nejčastěji využíváno zatěžování pružinové.

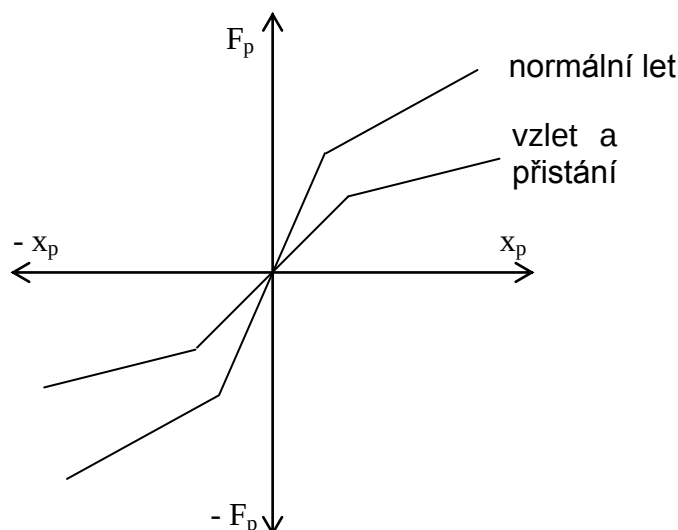
Na obr. 4.1 je schematicky znázorněn pružinový zatěžovací mechanismus s lineární závislostí výchylky na zatěžovací síle.



Obr. 4.1

Z důvodu rozdílu v silách na násobek F_p^n , při různých rychlostech a výškách letu, se využívají zatěžovací pružinové mechanismy s nelineární charakteristikou, čímž je dosaženo zmenšení těchto rozdílů.

Dále se zatěžovací mechanismy upravují tak, aby měly dvě charakteristiky (obr. 4.2). Jedna je pro vzlet a přistání, kdy pilot prudce reaguje na vnější poruchy, druhá pro normální let. Při vzletu a přistání se používají měkčí pružiny, což vede ke zmenšení síly na násobek. Naopak při normální letu řídí pilot letoun jemnějším způsobem, používají se proto tvrdší pružiny ke zvětšení síly na násobek.



Obr. 4.2

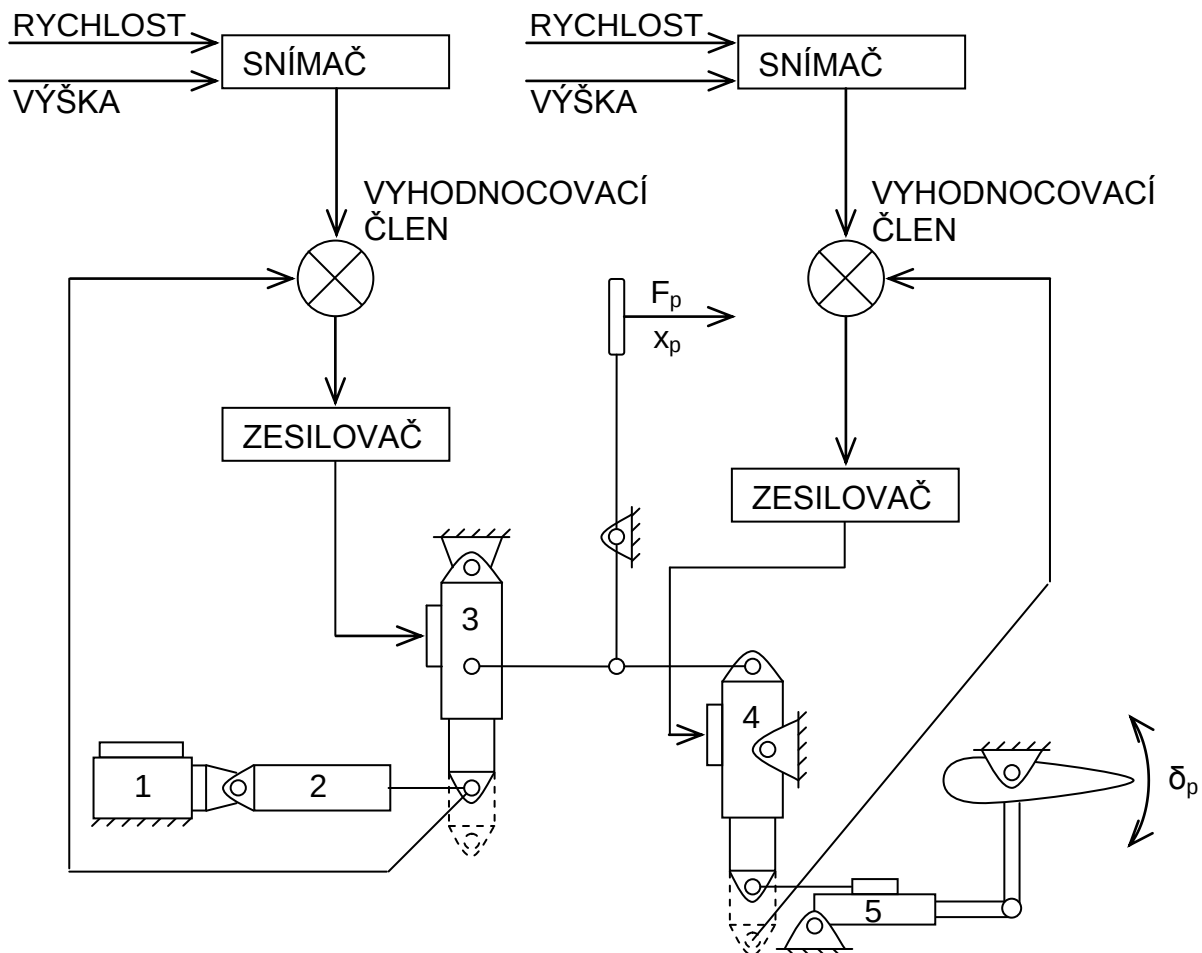
Nelineární mechanismy jsou výhodné z důvodu konstrukční i funkční jednoduchosti a vysoké spolehlivosti. Nevýhodou ovšem je, že změna přenosového poměru $d\delta_p/dx_p$ je závislá pouze na poloze řídicí páky a nikoliv na režimu letu. Z tohoto důvodu se začaly používat automaty, které dokážou tento poměr i hodnoty x_p^n (výchylka řídicí páky na násobek) a F_p^n měnit v závislosti na rychlosti a výšce letu.

Schematické znázornění automatu změny přenosových poměrů je na obr. 4.3. Automat změny má dvě základní větve. Sílu F_p mění zatěžovací větev, přenosový poměr $d\delta_p/dx_p$ mění přenosová větev.

Vyvažovací mechanismus (1) umožňuje měnit parametry řízení, obsahuje elektromotor a pohybový šroub, jehož otáčením se zasouvá nebo vysouvá pístnice. Na něj je napojen zatěžovací mechanismus (2), který vytváří umělou sílu do řízení. Automat změny F_p^n (3) mění sílu na násobek letu, obsahuje stejně jako vyvažovací mechanismus výsuvnou pístnici.

V přenosové větvi je zařazen automat změny $d\delta_p/dx_p$ (4), mění poměr mezi velikostí vychýlení kormidla a vychýlení řídicí páky. Silový prvek zajišťující pohyb kormidla je hydraulický zesilovač (5).

Vyhodnocovací členy v závislosti na rychlosti a výšce letu řídí automaty změny. Přes zpětnou vazbu je do nich vysílán údaj o poloze pístnice.



Obr. 4.3

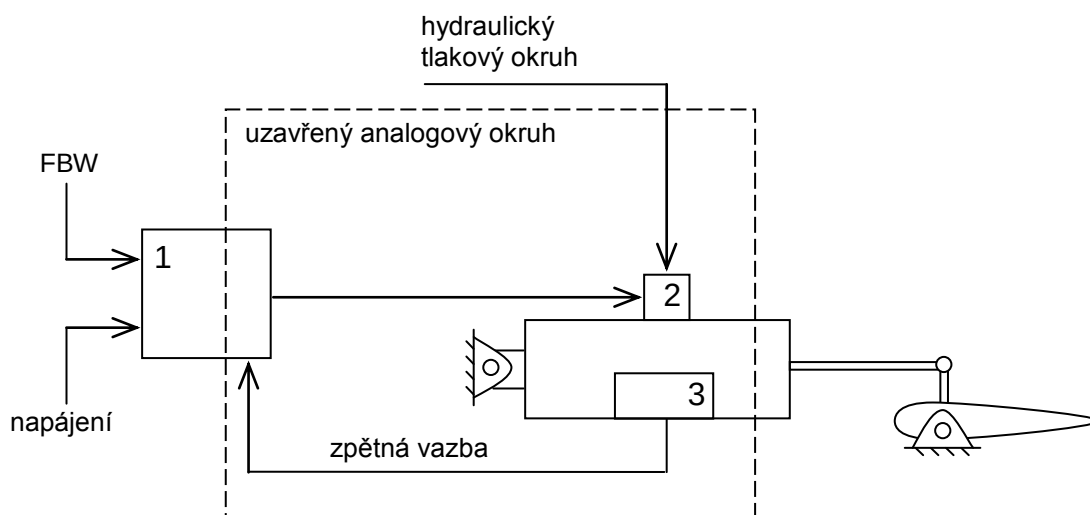
5. Soudobé směry vývoje řízení moderních letadel

5.1 Fly-by-wire (FBW)

Systémy fly-by-wire, neboli systémy řízení po drátě, se v současnosti řadí k nejmodernějším způsobům ovládání letounů. Prvním civilním dopravním letounem, kde byly tyto systémy použity, byl Airbus A320. Dnes jsou tyto systémy u větších dopravních letounů poměrně běžné.

Systémy řízení fly-by-wire neobsahují žádnou mechanickou vazbu mezi pilotem, případně autopilotem, a servomechanismy řízení. Veškeré řídicí signály jsou vedeny elektronickou cestou. Z důvodu bezpečnosti jsou vodiče vedoucí tyto řídicí signály obvykle několikanásobně zálohovány.

Schéma hydraulického servomechanismu systémů FBW je na obr. 5.1. Řídicí jednotka servomechanismu (1) dostává řídicí příkazy v digitální podobě ze systému FBW. Následně tyto pokyny zpracuje do analogové formy a ovládá jimi hydraulický servoventil (2), který rozvádí tlakovou kapalinu do pracovního válce. Řídicí jednotka servomechanismu získává ze snímače lineárního posuvu (3) zpětnou vazbu o poloze pístu.



Obr. 5.1

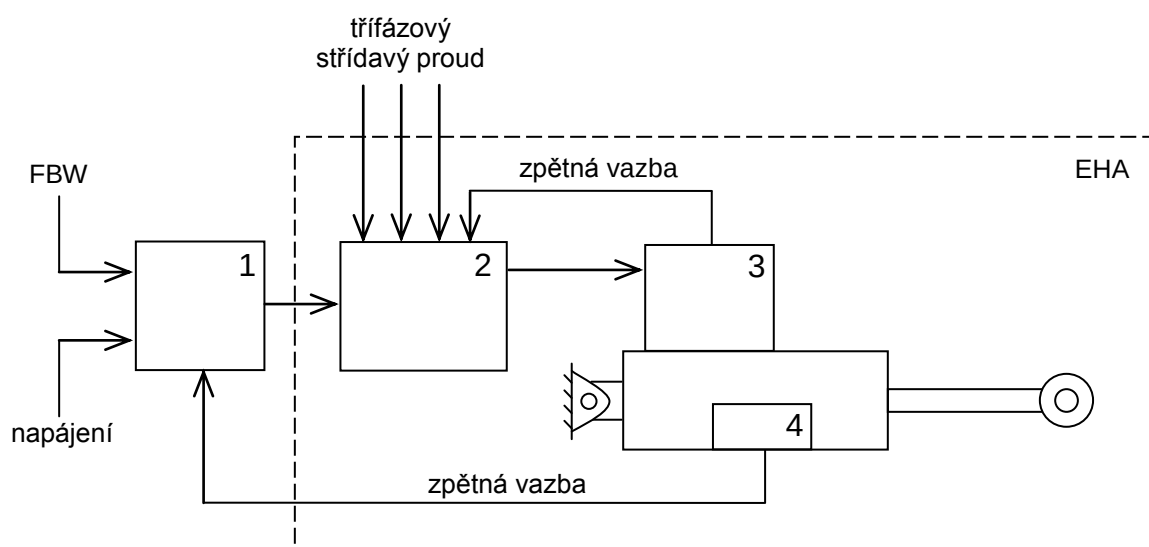
5.2 Moderní servomechanismy řízení

5.2.1 Elektro-hydraulický servomechanismus (aktuátor - EHA)

Většina konvenčních servomechanismů má neustálý přívod tlakové kapaliny, ať už jsou v pohybu nebo v klidu. Toto řešení není ideální především z energetického hlediska. Nepřetržitý chod čerpadel zvyšuje odběr energie z motoru, a tím pádem i spotřebu paliva. Právě EHA tento nedostatek odstraňují.

Schéma servomechanismu je znázorněno na obr. 5.2. Řídící jednotka servomechanismu (1) dostává pokyny od systému FBW. Ty následně zpracuje a předává je dál do výkonového elektronického řízení (2), které je napájeno třífázovým střídavým proudem. Z toho je napájeno a ovládáno čerpadlo s proměnnými otáčkami (3). Hydraulická energie z čerpadla se mění na mechanickou energii pohybu pístu. Servomechanismus musí neustále podávat informaci o poloze pístu do (1), to je zajištěno zpětnou vazbou ze snímače lineární polohy (4).

EHA se využívají v soustavách řízení nejmodernějších letounů, jako například v současnosti největším dopravním letounu Airbus A380 nebo stíhačky páté generace Lockheed Martin F-35 Lightning.



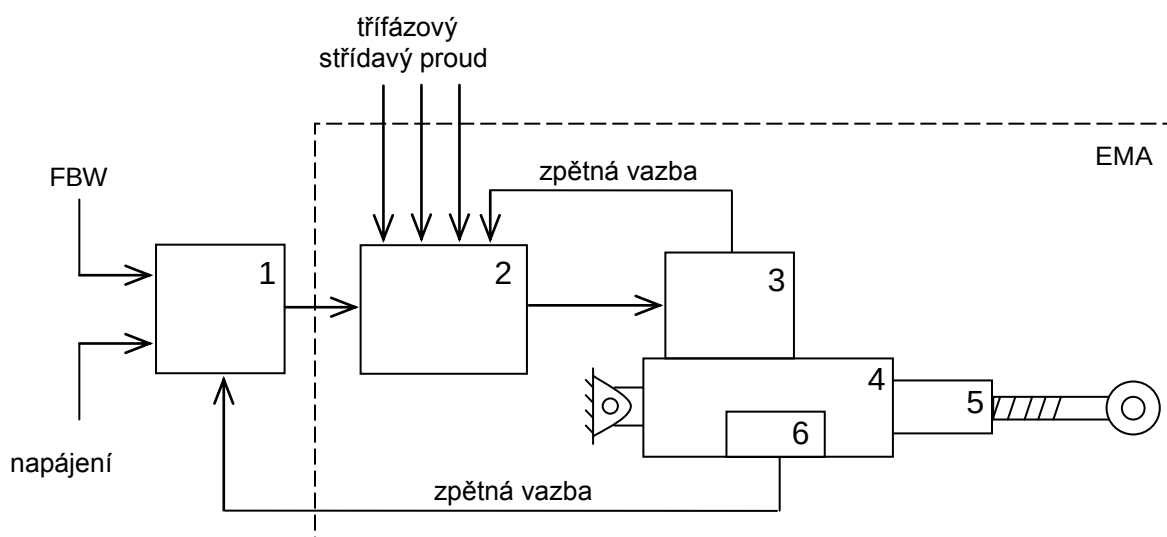
Obr. 5.2

5.2.2 Elektro-mechanický servomechanismus (aktuátor - EMA)

V konstrukci EHA je elektrická energie nejprve přeměněna hydrogenerátorem na energii hydraulickou, která se následně mění na mechanickou energii pohybu pístu. Cílem konstrukce EMA bylo vypustit hydraulickou soustavu v servomechanismu a vytvořit tak systém, kde se elektrická energie bude měnit přímo na energii mechanickou.

Schéma servomechanismu EMA je znázorněno na obr. 5.3. Prvky (1) a (2) jsou obdobné jako u EHA. Výkonové elektronické řízení však nyní nenapájí čerpadlo, ale elektromotor (3). Přes převodovku (4) jsou otáčky elektromotoru redukovány na pohyb pohybového šroubu (5). Jeho pohybem na jednu nebo druhou stranu se mechanicky ovládá kormidlo. Informace o poloze pohybového šroubu ze snímače (6) je vysílána do řídicí jednotky servomechanismu.

Mezi největší nevýhody těchto servomechanismů patří to, že může dojít k jejich zaseknutí. Je proto nutné věnovat velkou pozornost jejich spolehlivosti, zvláště jde-li o jejich zapojení v primárních soustavách řízení.



Obr. 5.3

5.3 Komplexní systémy řízení letounu

Neustálý pokrok ve vývoji soustav řízení letounu byl spojen se stále se navyšujícím počtem různých snímačů, měničů, vyhodnocovačů a výkonových členů. To mělo negativní vliv jak na spolehlivost celé soustavy řízení, která závisí na spolehlivosti jejích jednotlivých prvků, tak na hmotnost soustavy jako celku.

Z tohoto důvodu vyvstal požadavek na tvorbu komplexnějších a jednodušších soustav řízení. Vycházelo se z toho, že některá automatická zařízení obsahují prvky se stejnými nebo podobnými funkcemi. Tyto prvky tedy nemusí být v každém zařízení zvlášť, ale mohou být využívány společně. Vznikly tak jednotné komplexní systémy automatického řízení, jejichž jádrem je obvykle palubní počítač.

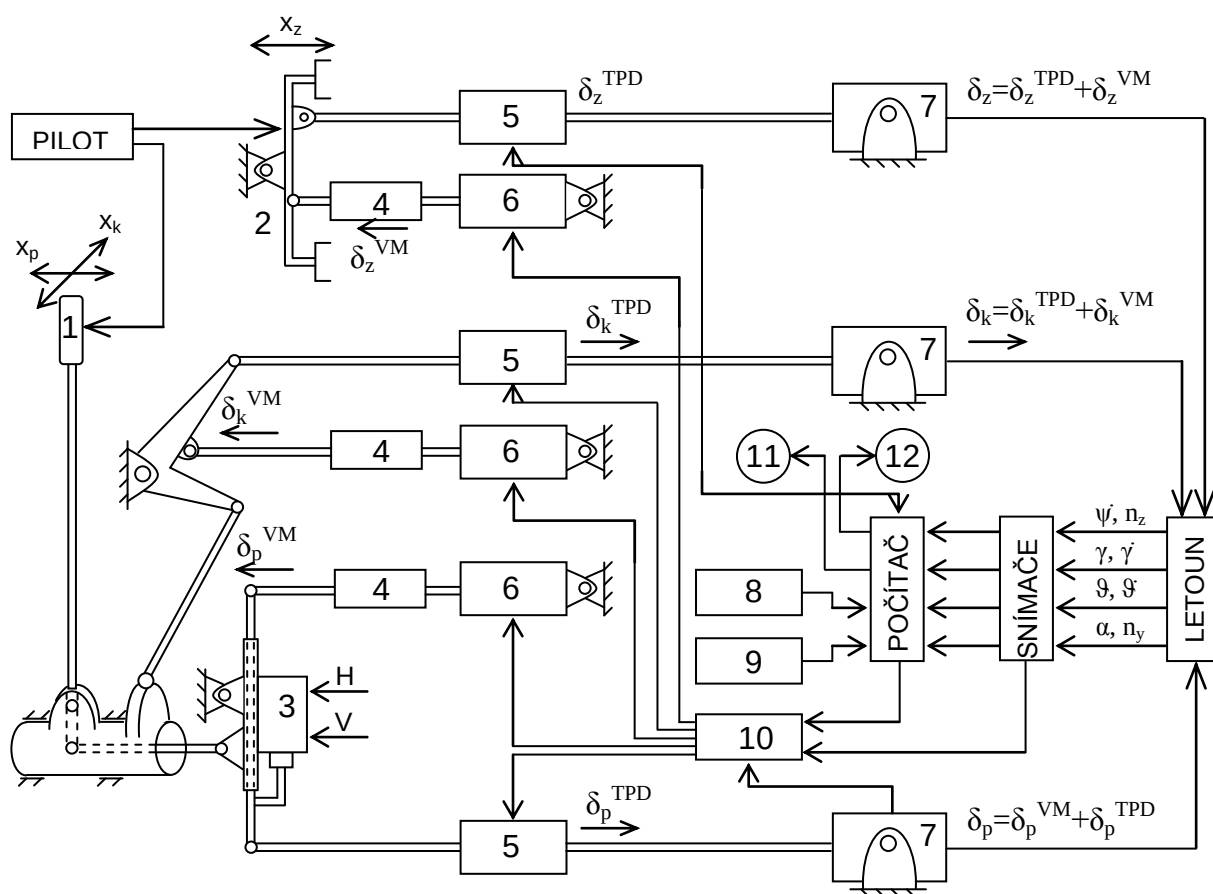
Schematické znázornění těchto komplexních systémů řízení je na obr. 5.4. Řízení je znázorněno ve všech třech osách. Příčný pohyb se vykonává potažením nebo potlačením řídicí páky (1) o výchylku x_p , podélný pohyb stranovým pohybem řídicí páky o výchylku x_k a směrový pohyb vychýlením pedálů (2) o výchylku x_z . V podélném kanále řízení je začleněn i mechanismus změny převodu sil a výchylek (3). Zatěžovací mechanismy (4) vytvářejí pilotovi umělý pocit síly do řízení. Dále jsou v každé větvi řízení dva elektromechanické prvky, a to táhlo proměnné délky (5) a vyvažovací mechanismus (6). Kormidly letounu

pohybují hydraulické servomechanismy řízení (7). Komplexní systémy řízení obsahují také systém navigace (8) a systém navedení na přistání (9), které jsou propojeny s počítačem. Blok omezující maximální násobek letu (10) zajišťuje, aby nedošlo k překročení násobku letu nebezpečného pro letoun, posádku nebo cestující. Pilot získává informace o letu a o stavu letounu z navigačních informačních systémů (11), resp. informačních systémů o činnosti palubních soustav (12).

Výchyly od pilota (x_p , x_k , x_z) na kormidlo se korigují výchylkami z táhla proměnné délky (δ^{TPD}) a vyvažovacího mechanismu (δ^{VM}). Při vyváženém vodorovném letu je výchylka na kormidle dána právě součtem těchto dvou výchylek, tedy:

$$\delta = \delta^{TPD} + \delta^{VM}.$$

Znáznorněný systém může pracovat jako přímé, poloautomatické nebo automatické řízení.



Obr. 5.4

6. Statistický přehled používání soustav řízení

Tabulky 6.1, 6.2 a 6.3 obsahují statistický přehled vybraných letadel a jejich parametrů. Letadla jsou seřazena podle vzrůstající hmotnosti, můžeme tak lépe usoudit, jak hmotnost souvisí s použitými systémy řízení podvozku, vztlakových klapek, brzd, řízení kormidel a řízení příďového kola.

Z analýzy vyplývá, že u menších letadel stále převažuje přímé mechanické řízení kormidel. U letadel s hmotností přibližně nad 6 tun už začíná převažovat nepřímé řízení kormidel - pomocí servomechanismů řízení. U největších a nejmodernějších letadel se začínají prosazovat systémy řízení fly-by-wire.

Podvozek je téměř výhradně ovládán hydraulickými soustavami, některá letadla nemají zatahovací podvozek. Vztlakové klapky jsou rovněž ovládány převážně hydraulickými soustavami, výjimečně elektrickými pohony. Brzdy jsou v našem přehledu ovládány výhradně hydraulicky. Řízení příďového kola má v některých případech hydraulické řízení doplněno řízením ručním.

Důležitým parametrem hydraulických systémů letadel je tlak kapaliny v těchto systémech. Ze statistického přehledu vyplývá, že nejpoužívanější hodnoty pracovních tlaků jsou 20,7 MPa (3000 psi). U většiny letadel jsou tyto hydraulické soustavy zálohovány. Kromě menších letounů bývají hydraulické okruhy alespoň dva, v některých případech i tři.

Typ	Stát	Hmotnost (kg)	Rychlost (km/hod)	Poč. motorů/typ	Kat., poč. míst	Hydraulika	Tlak (MPa)	Průtok (l/min)	Podvozek	Klapky vztlakové	Brzdy	Řízení kormidla	Řízení příď. kola	Pohon čerp.	Cestující/PL	Max. T-O (kg)
CMC Leopard	CMC	862	804	2/P	LBJ	---			E		A	M			4/434	1156
Gipsland GA-8	Austrálie	862	241	1/6vál	LUT-11	1x			Ne		A		A		7/	1814
M 26 Iskierka	Polsko	1040	330	1/6vál	TR	2x	15,4		A		A					
AviaBell. 19-25	USA	1129	526	1/TV	LUT	1x			A		A		A		5/750	1905
AS 350	Mezinár.	1171	287	1/TV	HE-4	1x	4					A				
Piper PA 44	USA	1179	300	2/4vál	UT	1x			A		A	M		1E	4/	1723
BO 105	Mezinár.	1301	242	2/TV	HE	2x	10,3					A				
Piper PA 46	USA	1416	394	1/TV	BTP	1x	10,7		A	E	A	M			5/550	1968
Adam M-309	USA	1533	407	1/TV	BTP				Zat			M			5/870	2449
Beech Baron 58	USA	1633	376	2/6vál	UT				E	E		M			4/316	2495
GM 17	Mezinár.	1634	605	1/TV	LU	1x	15		A	A	A					
BK 117	Mezinár.	1745	277	2TV	HE	2x	10,3	8,1				A				
Jetcruzer 500	USA	1760	518	1/TV	BTP				Zat			M			5/1050	2812
Cesna 208	USA	1780	344	1/TV	LUT				Ne	E	A	M			9/1900	3629
Ae 270	Mezinár.	1788	381	1/TV	BTP	1x	15	11	A	A	A	M	A	1M	8/1200	3300
KAI KT 1	Korea	1814	574	1/TV	TR	1x	20,7	17,8	A	A	A					
Century CA-100	USA	1851	685	2/P	LBJ	2x	20,7	7,6	A	A	A	M	A	2E	5/667	3175
Soc. TBM 700	Francie	1860	555	1/TV	BTP	1x			A	E	A	M			7/825	2984
BN2B Islander	UK	1866	257	2/TV	LUT	---			Ne	E		M			9/929	2993
Aerostat FJ 100	USA	1905	698	2/P	BSJ	1x			A	E	A	M	E		7/1220	3311
M 18 Dromader	Polsko	2000	280	1/9vál	AS	1x	13,7			A						
Remis F 406	Francie	2238	455	2/TV	BTP	1x	12		A	A	A	M	A	1M	12/2219	4468
M 101 T	Rus. fed.	2270	430	1/TV	LUT	1x			A						4/630	2900
Ae 270	Mezinár.	2280	482	1/TV	LU	1x	15	11	A	A	A					
AS 565 Panther	Mezinár.	2281	287	2/TV	HE	2x	6		A		A	A				
A 129	Itálie	2529	294	2/TV	HE	2x	20,7	23,6			A	A				
Pilatus PC-12	Švýcarsko	2600	500	1/TV	BTP	1x	20,7		A	E		M			9/1410	4500
BN2ATrislander	UK	2650	267	3/TV	LUT	---			Ne	E		M			18/1950	4536

Tab. 6.1 [1]

Typ	Stát	Hmotnost (kg)	Rychlost (km/hod)	Poč. motorů/typ	Kat., poč. míst	Hydraulika	Tlak (MPa)	Průtok (l/min)	Podvozek	Klapky vztlakové	Brzdy	Řízení kormidla	Řízení předř. kola	Pohon čerp.	Cestující/PL	Max. T-O (kg)
Beech C 90B	USA	3040	457	2/TV	BSJ	1x			A	A	A	M	A		6/	4581
IAR 99	Rumunsko	3200	865	1/P	MIL-TR	2x	20,6		A	A	A	A k				
W 3 Sokol	Polsko	3300	243	2/TV	HE	2x	9,0	11			A	A				
MB-339	Itálie	3334	907	1/P	MIL-TR	1x	17,3		A	A	A	A k				
P 180 Avanti	Itálie	3402	482	2/TV	BTP	1x	20,7		A	E	A	M	A	1E+1R	9/907	5239
Sino SJ 30	USA	3493	828	2/P	BSJ	2x	20,7		A	A	A	M	A	1M+1E	6/635	5987
P 180 Avanti	Itálie	3502	732	2/TV	BTP	1x	20,7		A	A	A					
Paytheon Pre I	USA	3627	854	2/P	LBJ	1x	20,7		A	A	A	M	A		6/+276	5670
Hal 228	Indie	3687	428	2/TV	BTP	1x	20,7		A		A		A	1M+1R	19/+210	6200
Beech B 200	USA	3716	411	2/TV	BSJ	2x	19,1		A		A	M	A		7/+249	5670
T 4 Kawasaki	Japonsko	3840	1038	2/P	MIL-TR	2x	20,7	45	A	A	A	A				
L-410	Česká rep.	4020	388	2/TV	TTT	2x	14,4		A	A	A	M	A	2M	9/1710	6600
Cesna 550	USA	4060	704	2/P	BSJ	2x	10,3		A		A	M	A		10/2400	6713
Aies ML 200	USA	4082	380	1/TV	BTP	1x	13,8		A	E	A	M	A	1E	34/3992	6418
Nal Saras	Indie	4116	500	2/TV	BTP	1x	20,7	1,27	A	A	A	M	A	1E+1R	14/1232	6100
T 45 C	Mezinár.	4261	M0,84	1/P	MIL-TR	2x	20,7		A	A	A	A				
Casa C-212	Španělsko	4400	354	2/TV	TTT	1x	13,8		Ne	A	A	M	A		24/2700	7700
M-346	Itálie	4625	1083	2/P	MIL-TR	2x	20,7		A	A	A	A				
Learjet 31 A	USA	4651	857	2/P	BSJ	1x	12,06		A	A	A	M	A+R		10/896	7711
Beech 1900	USA	4831	504	2/TV	TTA	2x	20,7		A		A	M	A		19/+939	7688
Beechjet 400	USA	4921	834	2/P	BSJ	2x	10,34		A	A	A	M	A		8/+204	7303
Cessna 560XL	USA	5579	795	2/P	BSJ	2x	10,3		A	A	A	M	A+R	2E	10/	9071
Learjet 45	USA	5693	867	2/P	BSJ	2x	20,7		A	A	A	M	A+R	2M	9/1111	9298
IAI 100	Izrael	6214	653	2/P	BSJ	2x	20,7		A	A	A	A				
IAI 1125	Izrael	6216	870	2/P	BSJ	2x	20,7		A	A	A	A	A	2M+1E	9/1497	11181
Learjet 60	USA	6282	839	2/P	BSJ	2x	10,34		A	A	A	M	A+R	2M+1E	9/1070	10659
KAI KT 50	Korea	6441	M1,4	1/P	TR	2x	20,7		A	A	A	FBW				
AMX	Mezinár.	6730	M0,86	1/P	MIL	2x	20,7		A	A	A	A				

Tab. 6.2 [1]

Typ	Stát	Hmotnost (kg)	Rychlost (km/hod)	Poč. motorů/typ	Kat., poč. míst	Hydraulika	Tlak (MPa)	Průtok (l/min)	Podvozek	Klapky vztlkové	Brzdy	Řízení kormidla	Řízení příď. kola	Pohon čerp.	Cestující/PL	Max. T-O (kg)
EMB-120	Brazílie	7150	555	2/TV	TTA-30	2x	20,7		A	A	A	A	A		30/3500	11990
Hawker 800	USA	7380	741	2/P	BSJ	2x	20,7		A	A	A	M	A	2M	10/+989	12701
Cessna 680	USA	7872	796	2/P	BSJ	2x	20,7		A	A	A	M	A+R		8/725	
IAI 1126	Izrael	8709	915	2/P	BSJ	2x	20,7		A	A	A	A	A	2M+1R	18/2177	15807
IAI 200	Izrael	8981	611	2/P	BSJ	2x	20,7		A	A	A	A				
Falkon 2000	Francie	9405	891	2/P	BSJ	2x	20,7		A	A	A	A	A	2M+1E	19/3270	16238
Hawker Horizon	USA	9494	648	2/P	BSJ	2x	20,7		A	A	A	MA	A	2M	12/+544	16329
Falkon 50EX	Francie	9603	850	3/P	BSJ	2x	20,7		A	A	A	A	A	3M+1E	19/1710	18007
Cessna 750	USA	9798	648	2/P	BSJ	2x	20,7		A	A	A	A	A+R		12/	16139
L-610	Česká rep.	9860	440	2/TV	TTT	2x	20,7		A	A	A	M	A	2M	40/4270	15100
Airtech CN-235	Mezinár.	9909	452	2/TV	TTT	2x	20,7		A	A	A					
BD-100	Kanada	10138	870	2/P	BSJ	2x	20,7		A	A	A	A	A	1M+1EDC	8/1360	17010
Suchoi S-80	Rusko	10200	535	2/TV	TTT				A	E		M			/3300	13500
Falkon 900EX	Francie	10455	850	3/P	BSJ	2x	20,7		A	A	A	A	A	3M+1E	19/2185	20640
DHC-8 Q 200	Kanada	10468	537	2/TV	TTA	2x			A	A	A	M	A	2M+1E+1R	37/4211	16465
EH 101	Mezinár.	10500	309	2/TV	HE-30	2x	20,7	60	A		A	A				
ERJ-135	Brazílie	11200	833	2/P	BSJ-20	2x	20,7		A	A	A	A	A	2M	20/400	19000
ATR 42	Mezinár.	11250	556	2/TV	TTA	2x	20,7	7,9	A	A	A	M	A	2E	48/5450	18600
CL-600	Kanada	12079	851	2/P	BSJ	3x	20,7		A	A	A	A	A	2M+1EAC	19/2435	21591
XAC Y-7-200	Čína	14988	476	2/TV	TTT	1x			A	E	A	M	A		50/5500	21800
Gulfstream IV	USA	16102	850	2/P	LRBJ	2x	20,7	83,3	A	A	A	A	A+R	2M	19/2948	33838
C 27 J Alenia	Itálie	17000	602	2/TV	TTT		20,7		A	A	A	A				
Be 200	Rusko	22000	720	2/P	AMP	3x	20,7	70	A	A	A	A				
BD-700	Kanada	22816	935	2/P	BSJ	3x	20,7		A	A	A	A	A	3M	19/2585	43091
Airbus A400M	Mezinár.	66500	555	4/TV	TA	2x	20,7		A	A	A	FBW				
A310	Mezinár.	71660	M0,8	2/P	JA	3x	20,7		A	A	A	FBW				
A380	Mezinár.	276000	M0,85	4/P	JA	2x	34,5		A	A	A	FBW				

Tab. 6.3 [1]

7. Závěr

Soustavy řízení letadel prošly od počátků letectví značným rozvojem a i v současné době se neustále vyvíjí.

Po prostudování statistických parametrů letadel a dostupných zdrojů se domnívám, že velká pozornost bude věnována rozvoji elektrických soustav letadel a jejich využití v soustavách řízení.

U velkých letounů se již začíná prosazovat doprava elektrické energie až na místo spotřeby, kde se přeměňuje na mechanický pohyb kormidel (EMA), nebo pro zlepšení dynamických vlastností se mění nejprve na tlakovou energii, která se následně přemění na mechanickou energii potřebnou pro ovládání kormidel (EHA).

Při zařazení hydraulických servomechanismů do soustav řízení je nutné posoudit, zdali tyto soustavy zapadají koncepčně do stanovených parametrů řízení letounu. Z tohoto pohledu musí hydraulické servomechanismy řízení splňovat požadavky, které jsou na ně kladeny z hlediska přenosu výchylky od pilota (autopilota) ke kormidlu. Poměr výchylky kormidla a výchylky řídicího je nazýván přenosová funkce řízení. Druhý parametr, který musí být sledován pro dodržení požadovaných dynamických vlastností soustav řízení, je poddajnost soustavy. Ta je definována jako poměr výchylky kormidla a změny závěsového momentu kormidla při nulové řídicí výchylce.

Soustavy nepřímého řízení se u dopravních i vojenských letounů objevují pravidelně, vyskytují se i v kategorii Business Jet.

Zajištění spolehlivosti řízení letu se věnuje velká pozornost. Z hlediska minimální hmotnosti letounu se jde cestou zvyšování spolehlivosti jednotlivých agregátů, nikoliv cestou jejich zálohování. Pokud se již k zálohování přistoupí, používá se aktivní zálohování. Příkladem mohou být např. dvoukomorové servomechanismy.

8. Seznam použité literatury

- [1] Jane's: All the World's Aircraft 2008-09
- [2] MOIR, I., SEABRIDGE, A.: Aircraft Systems, John Wiley Sons, Ltd Chippenham 2008, ISBN 978-0-470-05996-8
- [3] TŘETINA, K.: Letadlové instalace II. Nakl. VAAZ Brno 1987, 149s
- [4] Předpisy CS-23, CS-25
- [5] SLAVÍK, S.: Drak a systémy, nouzové vybavení letounů. Brno : CERM, 2005. 372 s

9. Seznam použitých zkratek a symbolů

Symboly:

F	[N]	síla
H	[m]	výška
i	[kg m ²]	moment setrvačnosti
m	[kg]	setrvačná hmotnost
n	[-]	násobek letu
p	[Pa]	tlak
Q	[m ³ s ⁻¹]	průtok
R	[N s ² m ⁻⁸]	odpor proti pohybu turbulentního proudu kapaliny
S	[m ²]	plocha pístu

T	[s]	dobu
v	[m s ⁻¹]	rychlost
x	[m]	posuv vstupního členu
y	[m]	posuv výstupního členu
δ	[rad]	úhel vychýlení kormidla
ξ	[-]	součinitel tlumení
ω	[rad s ⁻¹]	úhlová rychlost

Zkratky:

FBW	-	fly-by-wire
JAA	-	Joint Aviation Authorities
EHA	-	electro-hydrostatic actuator
EMA	-	electro-mechanical actuator

Význam zkratek použitých v tab. 6.1, 6.2 a 6.3:

P	-	proudový motor
TV	-	turbovrtulový motor
vál	-	válec (pístového motoru)
AS	-	Agricultural Sprayer
BSJ	-	Business Jet
BTP	-	Business Turboprop
HE	-	Helicopter
LBJ	-	Light Business Jet
LRBJ	-	Long-Range Business Jet
LUT	-	Light Utility Turboprop
MIL	-	Military
RJA	-	Regional Jet Airliner
TR	-	Trainer
TTA	-	Twin-Turboprop Airliner
TTT	-	Twin-Turboprop Transport
UT	-	Utility Twin
A	-	ano (ovládaný hydraulickou soustavou)
E	-	elektrický pohon
EAC	-	elektrický pohon (střídavý proud)
EDC	-	elektrický pohon (stejnoseměrný proud)
M	-	mechanický pohon
R	-	ruční pohon