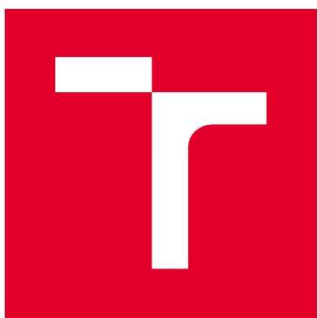




VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**NÁVRH A ANALÝZA VLASTNOSTÍ HYDRAULICKÉHO
SERVOMECHANISMU ŘÍZENÍ MALÉHO A RYCHLÉHO
LETOUNU**

DESIGN AND ANALYSIS OF THE PROPERTIES OF THE HYDRAULIC SERVO CONTROL OF A SMALL AND
SPEEDY AIRCRAFT

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Tomáš Čäsar

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. Karel Třetina, CSc.

BRNO 2017

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Tomáš Časar**
Studijní program: Strojní inženýrství
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **doc. Ing. Karel Třetina, CSc.**
Akademický rok: 2016/17

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

Návrh a analýza vlastností hydraulického servomechanismu řízení malého a rychlého letounu

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Soustavy řízení letadel je možné posuzovat i z hlediska kvality přenosu signálu od řididla na výchylku kormidla. Při návrhu konstrukce je nutno uvažovat zatížení od aerodynamických, hmotnostních i třecích a deformačních sil. Je nutné, aby konstrukce řízení měla dostatečnou citlivost a dynamickou přesnost přenosu vstupního signálu na výstupní pohyb kormidla při všech zatíženích za letu. Je výhodné, aby v konstrukci letounu byly pro ovládání kormidel podélného, příčného i směrového řízení použity principiálně stejné prvky. Práce bude zaměřena především na návrh a posouzení silových i dynamických vlastností podélného řízení s hydraulickým servomechanismem, který zajistí spolehlivé ovládání výškového kormidla malého letounu v podzvukové oblasti letu.

Cíle diplomové práce:

1. Návrh soustavy podélného řízení vybraného, hypotetického letounu.
2. Stanovení a výpočet sil a závěsových momentů výškového kormidla.
3. Konstrukční a rozměrové schéma hydraulického servomechanismu řízení.
4. Návrh analýzy dynamických vlastností servořízení s využitím modelování.
5. Návrh experimentálního zkoušení statických, dynamických a spolehlivostních vlastností podélného řízení letounu.

Seznam doporučené literatury:

MERTL, V.: Konstrukce a projektování letadel. PC-DIR Real, Brno, 2000.

NIU, M.: Airframe Structural Design, Conmilit Press Ltd, Hong Kong, 2004.

NEPRAŽ, F. a kol.: Modelování systémů s hydraulickými mechanismy, Bosh Rexrot, Brno, 2002.

TŘETINA, K.: Letadlové instalace, skripta VA Brno, Brno, 1986.

MOIR, I., SEABRIDGE, A.: Aircraft Systems. John Wiley, Chichester, 2008.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2016/17

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

Abstrakt

Cílem této práce bylo navrhnout servomechanismus vhodný k řízení malých rychlých letounů, jako jsou business jety a lehké víceúčelové bojové letouny. Hlavním úkolem bylo poté vzít navržené parametry a využít je při počítačové analýze a posoudit, jaký mají jejich změny vliv na vlastnosti servomechanismu. Dále bylo navrženo, jak by tyto charakteristiky byly ověřeny experimentálně.

Klíčová slova

Servomechanismus, řízení, vlastnosti servořízení, zesilovač, charakteristiky, přenosová funkce, tuhost, zkoušení servomechanismu, fázový posuv, doba regulace, tlakový spád, síly řízení

Abstract

Target of this thesis was to design servo-mechanism suitable for control system of small and speedy aircraft, such as business jets and light multi-purpose attack aircraft. Main task was to use suggested characteristics for computer analysis and determine impact of their changes on servo-mechanism properties. Further on, experimental way of determining these parameters

Keywords

Servo-mechanism, aircraft control, servocontrol characteristics, booster, characteristics, transfer function, stiffness, servo-mechanism testing, phase delay, regulation time, pressure gradient, control forces

Bibliografická citace

CÄSAR, T. *Návrh a analýza vlastností hydraulického servomechanismu řízení malého a rychlého letounu*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2017. 62 s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Karel Třetina, CSc.

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci na téma Návrh a analýza vlastností hydraulického servomechanismu řízení malého a rychlého letounu vypracoval samostatně s použitím uvedené literatury a zdrojů.

V Brně dne 26. května 2017

.....

.....

Tomáš Čäsar

Poděkování

Velké poděkování patří mé rodině za trpělivost a podporu během mého dosavadního studia. Dále bych chtěl poděkovat bratrovi Martinovi za pomoc s úpravou obrázků použitých v této práci. Také děkuji panu doc. Ing. Karlu Třetinovi, CSc. za příkladné vedení diplomové práce a odbornou pomoc při vypracování.

Obsah

Seznam použitých symbolů	11
1 Úvod.....	12
2 Parametry letounů	13
2.1 Lehké víceúčelové bojové letouny	13
2.2 Business jety	13
3 Návrh soustavy řízení	16
3.1 Koncepce	16
3.2 Výsledné řízení	17
4 Výpočet závěsového momentu	19
4.1 Výpočet standardním způsobem.....	19
4.2 Náhradní výpočet.....	19
5 Úprava sil do řízení.....	21
6 Konstrukční a rozměrové schéma.....	25
6.1 Konstrukce servomechanismu	25
6.2 Rozměry pracovního válce a pístu.....	25
7 Sestavení základních rovnic servomechanismu.....	27
7.1 Šoupátkový rozvaděč	27
7.2 Pracovní válec	32
7.3 Zpětná vazba	37
7.4 Výsledná soustava rovnic	37
7.5 Výsledné parametry	38
8 Přenosové funkce.....	39
9 Model pro počítačovou analýzu.....	41
10 Analýza vlastností.....	43
10.1 Vliv změny šoupátkového součinitele k_x	44

9.2 Vliv změny modulu objemové pružnosti E_k	46
10.3 Vliv změny převodu aerodynamické síly B_L	48
10.4 Vliv vnitřních netěsností	50
10.5 Frekvenční charakteristiky	52
11 Návrh experimentálního zkoušení servomechanismu	55
12 Závěr.....	56
Seznam použitých zdrojů	57
Seznam obrázků	59
Seznam tabulek	61

Seznam použitých symbolů

C_{H_V}	[1]	Součinitel závěsového momentu VK
$C_{H\alpha_{VOP}}$	[Rad-1]	Derivace součinitele závěsového momentu výškového kormidla podle náběhu VOP
$C_{H\delta}$	[Rad-1]	Derivace součinitele závěsového momentu výškového kormidla podle výchylky VK
C_{H0}^*	[1]	Součinitel závěsového momentu kormidla při nulovém úhlu náběhu VOP a nulové výchylce kormidla
c_V	[m]	Střední hloubka kormidla za osou otáčení
MTOW	[kg]	Maximální vzletová hmotnost
S_V	[m ²]	Plocha za osou otáčení VK
S_{V0}	[m ²]	Plocha osového odlehčení VK
S_{VK}	[m ²]	Plocha výškového kormidla
S_{VOP}	[m ²]	Vztažná plocha VOP
q_{VOP}	[Pa]	Kinetický tlak v místě VOP
α_{VOP}	[°]	Úhel náběhu vodorovných ocasních ploch
δ_V	[°]	Úhel výchylky VK
Λ_{VK}	[°]	Úhel šípů osy otáčení výškového kormidla

Zkratky:

VK Výškové kormidlo

VOP Vodorovné ocasní plochy

Ostatní použitá označení a zkratky jsou vysvětleny v místě použití.

1 Úvod

Hydraulické servomechanismy jsou dnes nedílnou součástí soustav řízení většiny větších letadel. Jejich úkolem je pomoci pilotovi s překonáváním sil působících na řídicí plochy letounu a tím usnadnit jeho řízení.

Pro jejich správné fungování je nutné dobře navrhnout silové a dynamické charakteristiky, které zajistí citlivé a spolehlivé ovládání letounu.

Předmětem této práce je navrhnout schéma servomechanismu a poté analyzovat jeho vlastnosti.

2 Parametry letounů

Pro správný návrh soustavy řízení je nezbytné znát parametry a konfiguraci letounů uvažovaných v této práci. Označením malý a rychlý letoun jsou myšleny letouny dosahujících vysokých podzvukových rychlostí (okolo mach 0,8) a s maximální vzletovou hmotností do deseti tun. Tomuto zadání odpovídají primárně dvě kategorie letounů.

Prvním z nich jsou lehké víceúčelové bojové letouny. Jejich dvoumístné varianty se využívají při pokročilém leteckém výcviku před přechodem na plnohodnotné stíhací letouny. Jednomístné verze mohou sloužit k průzkumu nebo útokům na pozemní cíle. Typickými představiteli jsou Aero L-159 Alca nebo BAE Systems Hawk.

Dále zadání odpovídají tzv. business jety, letouny určené k transportu malého počtu osob. Obvykle jsou využívány představiteli vlád, velkých firem nebo movitých osob. Termínem business jet lze označovat letouny od maximální vzletové hmotnosti 3 tuny jako Eclipse 500 i upravené Boeingy 747. V této práci budou uvažovány letadla o hmotnostech přibližně odpovídajících prvně zmíněné kategorii, protože jsou předpokládány přibližně stejné síly působící na řízení. Příkladem takovýchto jsou Cessna Citation CJ4 a Embraer Phenom 300.

V tabulce 2.1 jsou uvedeny vybrané letouny s jejich parametry spadající do výše uvedených kategorií.

2.1 Lehké víceúčelové bojové letouny

Pro další účely práce bude dále vycházeno z letounu L-159 jako představitele této kategorie, tedy 1-2 místný jednomotorový dolnoplošník s lichoběžníkovým křídlem. Motor je umístěn v ocasní části trupu a jeho sání je umístěno nad křídly. Ocasní plochy jsou standardně uspořádány. Maximální vzletová hmotnost je 8 tun. Sedadla pilotů jsou v případě dvoumístné varianty umístěny za sebou.

2.2 Business jety

Jako představitel této kategorie byla zvolena Cessna Citation CJ4, letoun až pro 10 pasažérů řízený jedním až dvěma piloty, kteří jsou umístěni vedle sebe. Jde o dolnoplošník s lichoběžníkovým křídlem s malým úhlem šípů. Pohon zajišťují dva motory umístěné v zadní části trupu, Ocasní plochy jsou kvůli umístění motoru uspořádány do T. Maximální vzletová hmotnost je 7,7 tuny. Letadlo je certifikováno dle předpisu FAR 23.

Název	Pasažéři	Piloti	MTOW(kg)	Plocha křídla(m ²)	Rozpětí(m)	Délka(m)
Business jety						
Cessna citation CJ1[1]	7	1	4853	22,3	14,4	12,98
Beechcraft Premier I[1]	6-7	1-2	5670	22,9	13,6	14,02
Cessna citation CJ2[1]	9	1	5670	25	15,2	14,53
SyberJet SJ30[10]	6	1-2	6123	17,7	12,9	
Cessna citation CJ3[1]	9	1	6291	27,3	16,3	15,29
Hawker 400[1]	7-9	2	7303	22,4	13,3	14,75
Cessna citation CJ4[1]	10	1	7761	30,7	15,5	19,3
Embraer phenom 300[10]	10	1-2	8150	28,5	16,2	15,9
Cessna Citation Excel[1]	9	2	9163	34,4	17,2	16
Learjet 75[10]	9	2	9752	28,9	15,5	18
Learjet 60[1]	8	2	10660	24,6	13,3	17,89
Gulfstream G100[1]	6-9	2	11181	29,4	16,6	17,25
Cessna Citation Latitude[10]	9	2	13971	50,4	22,1	18,97
Embraer Legacy 450[11]	7-9	2	16000	40,1	20,25	19,69
Embraer Legacy 500[12]	8-12	2	17400	40,1	20,25	20,74
Víceúčelové bojové letouny						
Bae Hawk[13]		2	9100	16,7	9,94	11,96
YAK-130[14]		2	10290	23,52	9,84	11,49
Aero L-159[15]		1-2	8000	18,8	9,54	12,72
Dassault/Dornier Alpha jet[16]		1-2	7500	17,5	9,11	13,23
Aermacchi MB-339[1]		2	5897	19,3	10,86	10,97
Aero L-39[17]		1-2	4700	18,8	9,46	12,13

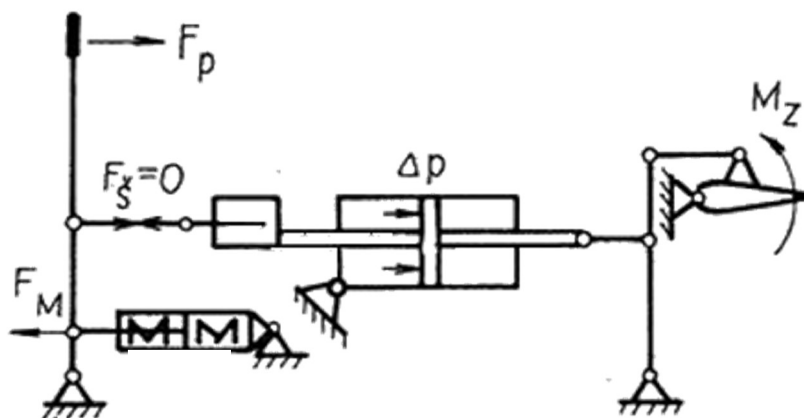
Tab. 2.1 Parametry letounů



Obr. 2.1 Aero L-159 Alca[2]



Obr. 2.2 Cessna Citation CJ4[3]



Obr. 3.2 Schéma nevratného řízení

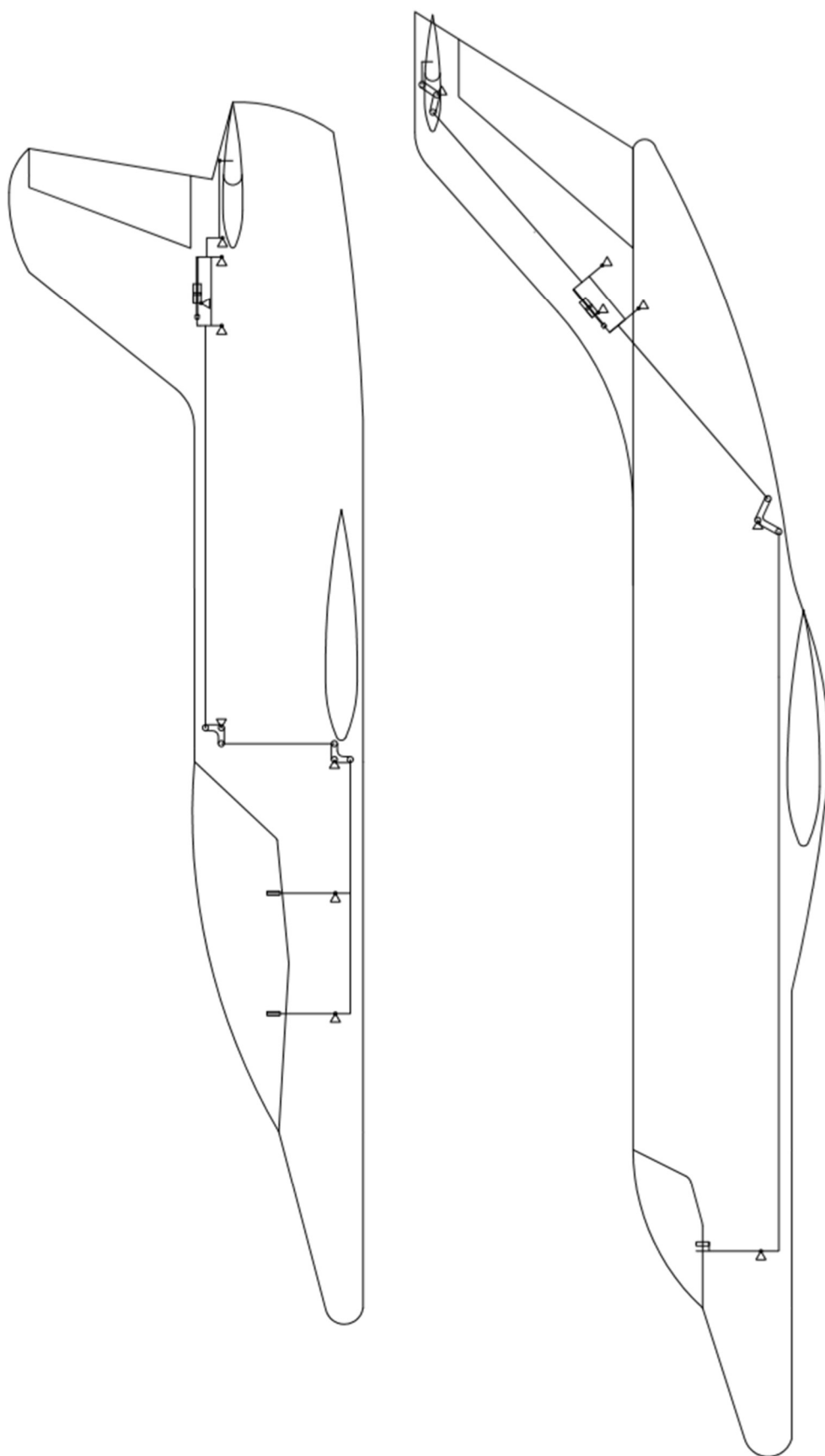
Bylo zvoleno řízení vratné z důvodu zachování jednoduchosti systému řízení. Rychlost zvolených letounů je v tomto případě na horní hranici použitelnosti vratných systémů a hmotnost letounu také nepředstavuje problém.

3.2 Výsledné řízení

Lehký bojový letoun využívá k řízení páky, ze kterých se pomocí táhla převádí pohyb za kokpit, kde je řízení vedeno nahoru. Odtud řízení vede nad motorem až k servomechanismu, který je umístěn ve svislé ocasní ploše.

U business jetu je řízení realizováno volanty, které jsou umístěny vedle sebe. Odtud táhla vedou pod kabinou do zadní části letounu a poté nahoru k servomechanismu umístěnému ve svislé ocasní ploše mezi přepážkami, kde se pomocí páky pohyb převádí k výškovému kormidlu.

U obou variant jsou k řízení použita táhla. U pák se předpokládá uchycení k přepážkám letounu.



Obr. 3.3 Výsledný návrh soustav řízení

4 Výpočet závěsového momentu

Závěsový moment je aerodynamický moment daným rozložením tlaku působícím na kormidlo. Vychýlením kormidla na něm vzniká nesymetrické tlakové rozložení, přičemž jeho výslednice působící na rameni vyvolá vůči ose otáčení moment. [8]

4.1 Výpočet standardním způsobem

Závěsový moment lze zapsat v tomto tvaru:

$$M_{zv} = C_{H_V} q_{VOP} S_V c_V \quad (4.1)$$

Součinitel závěsového momentu C_{H_V} lze určit jen obtížně, protože je závislý na mnoha obtížně popsatelných vlivech. Za předpokladu určitých zjednodušení se dá zapsat takto.

$$C_{H_V} = C_{H_0}^* + C_{H\alpha_{VOP}} \alpha_{VOP} + C_{H_\delta} \delta_V \quad (4.2)$$

$C_{H_0}^*$ je součinitel závěsového momentu kormidla při nulovém úhlu náběhu VOP. Tento součinitel je složitou funkcí vícero parametrů. Při předpokladu symetrického profilu VOP je jeho hodnota přibližně rovna 0.

Zbylé derivace $C_{H\alpha_{VOP}}$ a C_{H_δ} jsou určitelné jen obtížně, nejlépe experimentálně měřením v tunelu. Další možností je jejich hrubý odhad pomocí empirických vztahů.

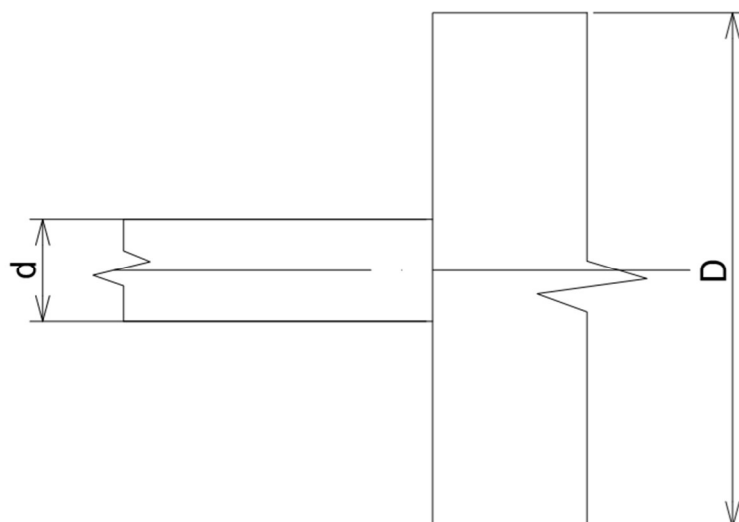
$$C_{H\alpha_{VOP}} \doteq -0,12 a_{VOP} \frac{S_{VK}}{S_{VOP}} \left(1 - 3,6 \frac{S_{V0}}{S_{VK}} \right) \cos \Lambda_{VK} \quad (4.3)$$

$$C_{H_\delta} \doteq -0,14 a_{VOP} \left[1 - 6,5 \left(\frac{S_{V0}}{S_{VK}} \right)^{\frac{3}{2}} \right] \cos^2 \Lambda_{VK} \quad (4.4)$$

Tento postup dle zdroje [8] by byl použit v případě reálného návrhu servomechanismu, ale pro případ této práce nelze použít, protože k výpočtu výše zmíněných derivací je potřebná znalost parametrů důležitých pro aerodynamiku letounu (úhly nastavení, profiláž). Vzhledem k tomu, že pro žádný z uvažovaných letounů nejsou tato data k dispozici, byly k výpočtu závěsového momentu využity rozměry naměřené na pracovním válci letounu L-159.

4.2 Náhradní výpočet

Letoun L-159 používá k ovládání výškového kormidla dvoukomorový servomechanismus, který je napojen na hydraulický okruh s tlakem 21 MPa. Vnitřní rozměr pístu d je 20 mm a D 32 mm viz obr. 4.1. Rozsah pohybu pístu je 90 mm.



Obr. 4.1 rozměry pístu

Celkovou plochu, na kterou působí tlak lze získat z plochy mezikruží, která je poté vynásobena počtem komor servomechanismu.

$$S = 2 \left(\frac{\pi D^2}{4} - \frac{\pi d^2}{4} \right) \quad (4.5)$$

Celková plocha je tedy 980 mm². Výslednou sílu se získá násobením plochy tlakem ve válci.

$$F = pS \quad (4.6)$$

Výsledná působící síla je přibližně 20 580 N.

Uvažovaná výchylka výškového kormidla je +20° a -10°. Předpokládaný posuv pístu pro výchylku 20° je odhadnut na 60 mm. Moment pak lze určit z následujícího vzorce dle.

$$M_{zv} = \frac{Fy}{\delta_k} \quad (4.7)$$

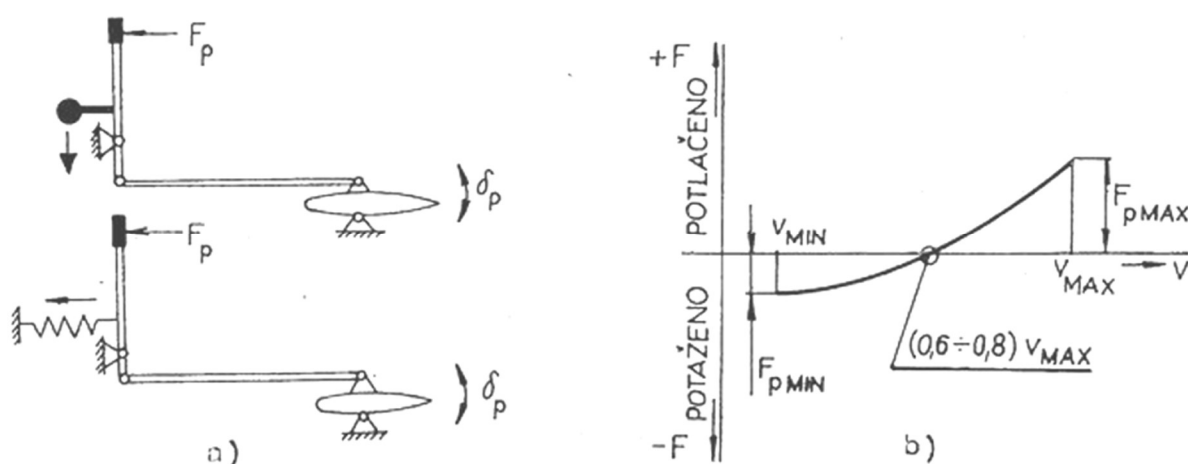
Výsledná maximální velikost momentu (při výchylce 20°) je 3540 Nm.

5 Úprava sil do řízení

V případě použití nevratného systému řízení by bylo nutné do řízení zavádět síly. Síly a výchylky řídel jsou totiž zpětnou vazbou pro pilota při ovládání letounu. Síly jsou pro pilota mnohem důležitější, protože je neustále cítí, ale o výchylkách vlivem špatné motorické paměti ztrácí přehled.[6][8]

Pro pilota je nejdůležitější tzv. síla na násobek, tedy síla potřebná, aby násobek letounu zvětšil o 1. Pokud je příliš malá, může pilot náhodným pohybem ohrozit letoun nebezpečnými násobky. Při příliš velké síle zase způsobí velkou námahu pro pilota.[6]

Stíhací letouny mívají sílu na násobek v rozmezí 20÷40 N, dopravní letouny až 200 N. Při volbě síly na násobek je nutné zvážit, aby při maximálním dovoleném násobku pilot táhnul jednou rukou nejméně 100÷150 N.

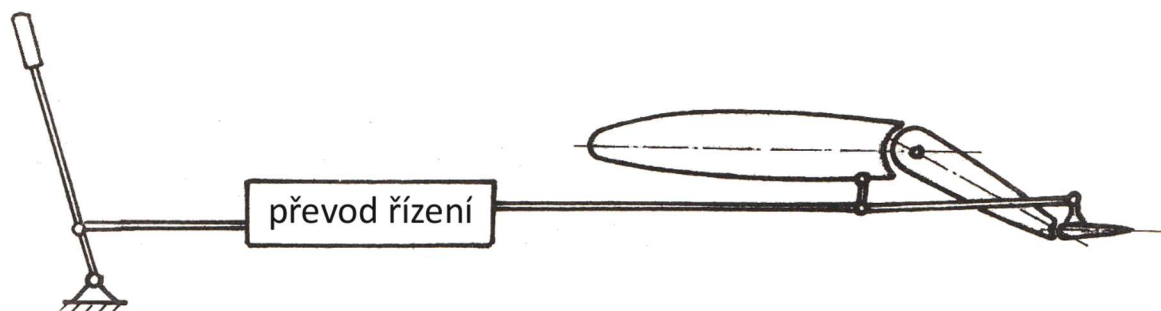


Obr. 5.1 změna sil na řídicí páce v závislosti na rychlosti

Průběh sil do řízení je na obrázku 5.1

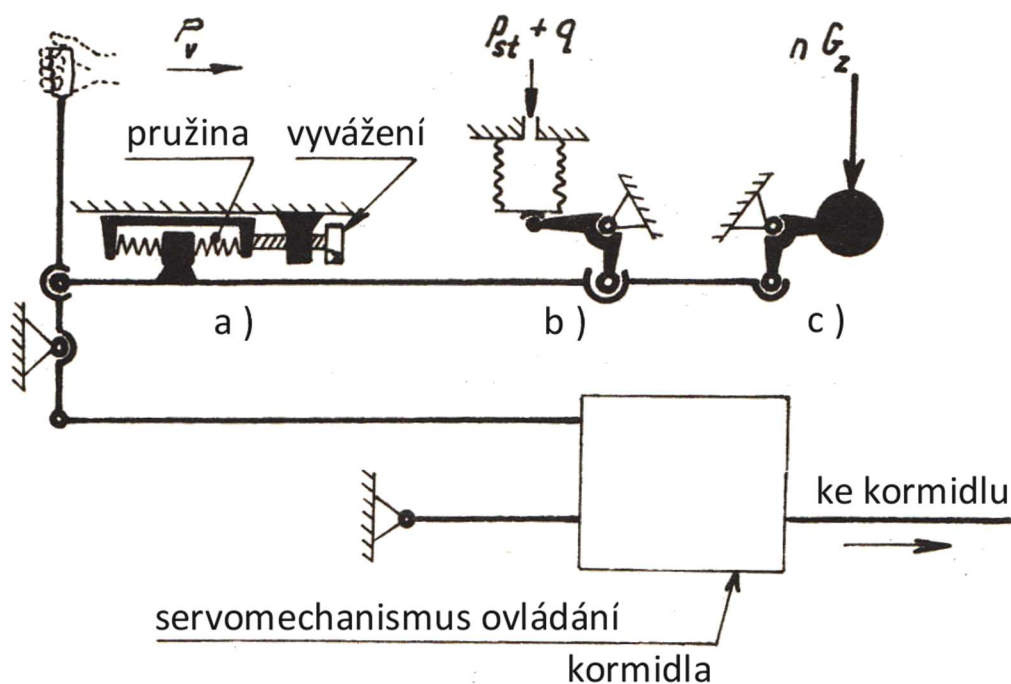
Jedním z parametrů ovlivňujících velikost síly na násobek je také poloha těžiště letounu. Pokud je těžiště vpředu, je síla na násobek velká, protože na změnu úhlu náběhu je potřeba velká síla od výškového kormidla. Posunutím těžiště do neutrálního bodu sice není potřeba žádný klopivý moment pro změnu úhlu náběhu, ale stále je nutné překonávat klopivý tlumící moment letounu. Pokud se těžiště přesune až do dynamického bodu, je potřebná síla nulová. Těžiště za neutrálním bodem se u letounu klasické koncepce bez aktivního řízení nepoužívá.[8]

Jedním z prostředků, jak snížit síly v řízení je použití servoplošek. Jejím vychýlením vzniká malá síla, která ale působí na velkém rameni, takže výsledný moment je dostatečně velký k pohybu kormidla. Výchylka kormidla je závislá na kinematice převodů, rovnováze aerodynamických momentů a momentu síly v táhlu řízení. Nepříznivým efektem je přidání jednoho stupně volnosti, což může způsobit problémy s vibracemi a třepotáním. Funkce servoplošky je na obr. 5.2[8][19]



Obr. 5.2 servoploška[19]

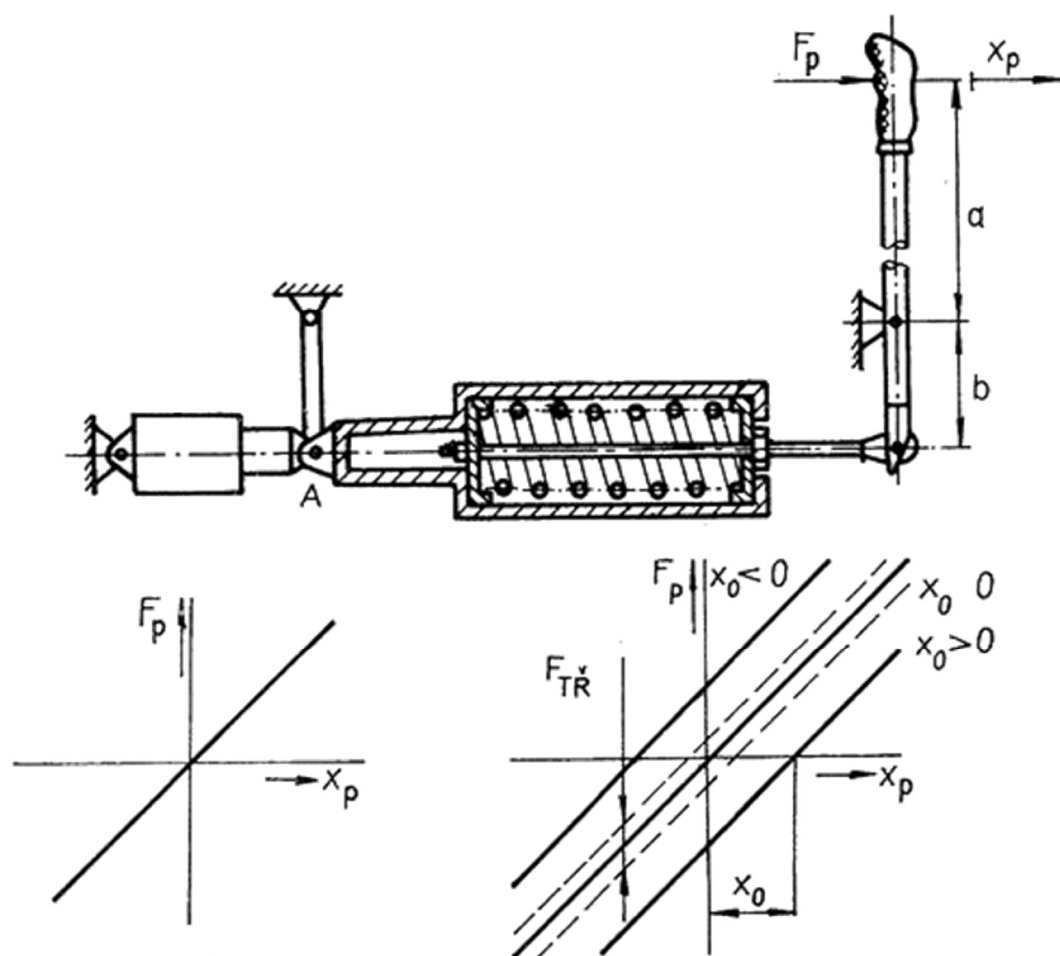
Při nepřímém řízení je nutné zajistit, aby stejně velká síla do řídicí plochy vyvolala stejný násobek nebo změnu režimu letu nezávisle na rychlosti a výšce letu nebo konfiguraci letounu. Momenty, které působí na řídicí plochu ale nepůsobí ve všech režimech letu stejně. U nevratných systémů lze tyto síly navrhnout přesně podle potřeb pilota.



Obr. 5.3 možnosti zavádění sil do řízení[19]

Síly je možné do řízení dodávat způsoby, které jsou zobrazeny na obrázku 5.3. Možnost a) je použití pružiny, kdy jsou síly v řízení úměrné výchylce, b) jsou závislé na kinetickém tlaku a v případě c) na násobku.[19]

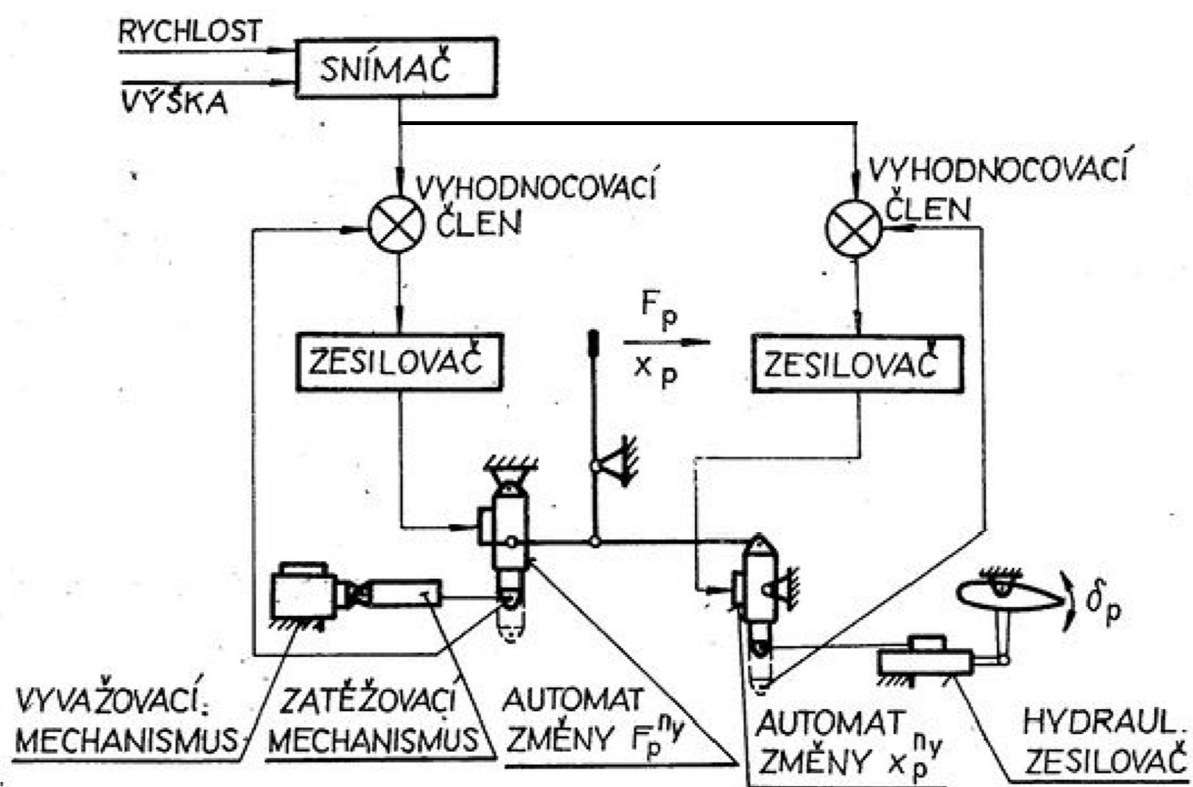
Nejjednodušším prostředkem zavedení sil do řízení je pružinový zatěžovací mechanismus zobrazený na obrázku 5.4. Síla, kterou pilot překonává je dána tuhostí pružiny a dále ovlivněna třením v samotném mechanismu.



Obr. 5.4 pružinový zatěžovací mechanismus

Výhodou této varianty je konstrukční jednoduchost a spolehlivost. Nevýhodou je, že síla do řízení je dána pouze výchylkou řídicí páky a nereflektuje tak změny režimu letu.

Navrhoval bych použití tzv. automatů, které mění přenosový poměr a síly v řízení v závislosti na rychlosti a výšce letu. Schéma fungování je na obrázku 5.5



Obr. 5.5 Automat řízení

6 Konstrukční a rozměrové schéma

Při návrhu konstrukčního schématu bylo vycházeno ze zdrojů [5][6][22][23][24]. Výsledný nástin je na obrázku 6.1.

6.1 Konstrukce servomechanismu

Servomechanismus je navržen jako jednodukomorový, s tuhou zápornou zpětnou vazbou. Pístnice 1 je pevně spojena s rozváděcí hlavici 2.

Servomechanismus má z důvodu spolehlivosti napojení na dva tlakové okruhy, mezi kterými přepíná píst 3. Pokud funguje okruh I, píst je tlačěn vpravo z důvodu větší plochy, na kterou tlak působí než z okruhu II. Při poklesu tlaku v okruhu I se píst přetlačí vlevo, a tlakovou kapalinu dodává záložní okruh II. Kapalina z obou zdrojů prochází přes mikrofiltry 4, které odstraní drobné částice jejichž přítomnost by mohla zůsobotit zadrhnutí servomechanismu.

Pilot ovládá servomechanismus táhlem 5, které přenáší pohyb přes páku zpětné vazby 6 a posouvá rozváděcí šoupátko 7, čímž je tlaková kapalina přivedena na jednu ze stran válce 8 uchyceného ke konstrukci letounu. Přívody jsou řešeny tak, aby se pístnice pohybovala stejným směrem, jako táhlo řízení. Páka zpětné vazby 9 se poté začne otáčet okolo bodu napojení páky řízení, čímž dochází k posunu šoupátka proti původnímu pohybu a uzavře kanály do pracovního válce.

Pokud by došlo k výpadku obou okruhů, vlivem poklesu tlaku pružina otevře ventil 10, čímž propojí obě strany pracovního válce. Jehla 11 poté zafixuje šoupátko v neutrální poloze, čímž pevně spojí táhlo řízení, rozdělovací hlavici a pístnici. Tím dojde k přechodu na mechanické ovládání, které lze však použít pouze k omezeným výchylkám kormidla. Pro případ náhlých a krátkodobých výpadků tlaku, při kterých by mohlo dojít k prudkému zavedení sil do řízení a k uvolnění pístnice při trvalém poklesu je zde kuličkový ventil 12.

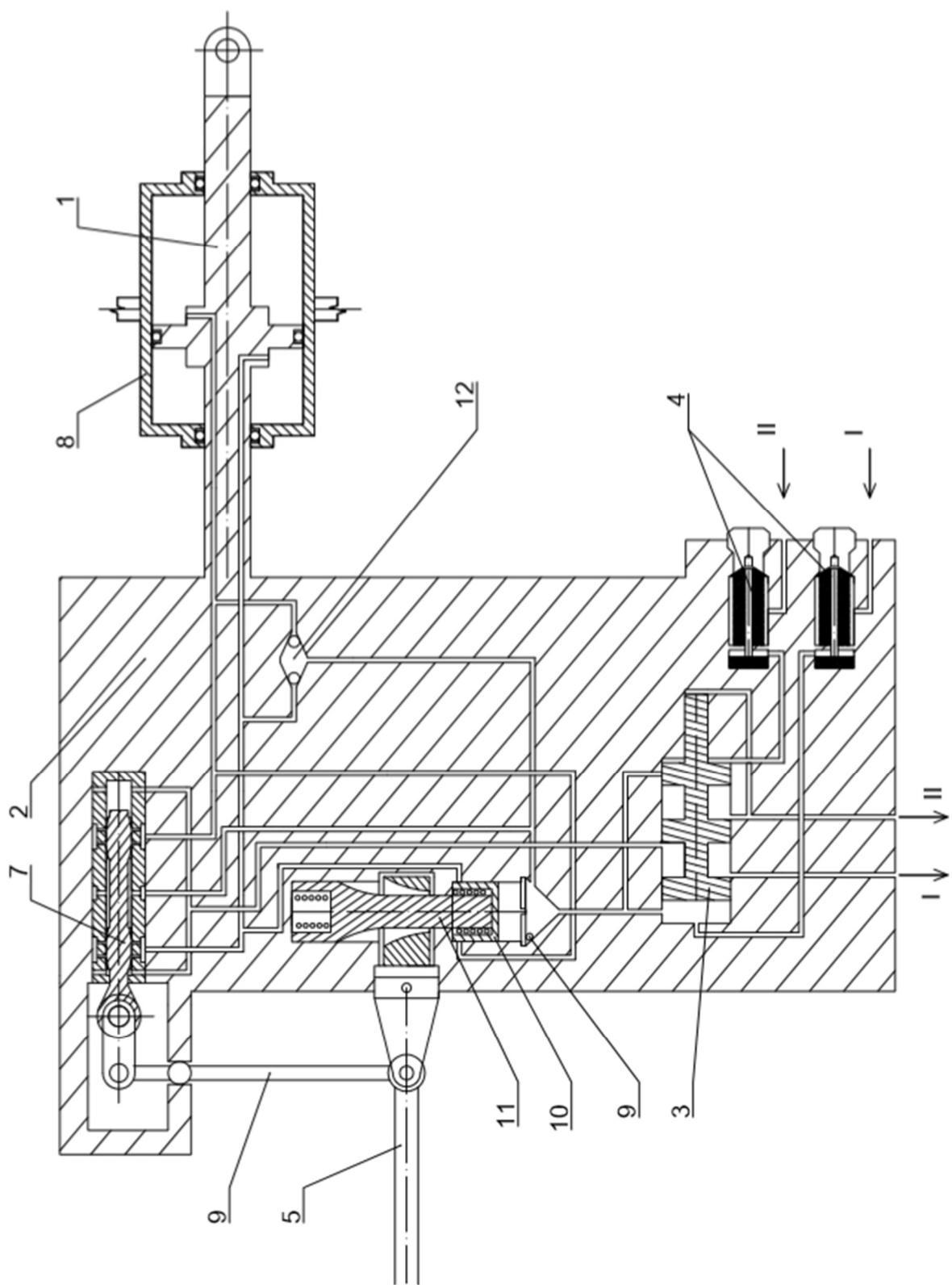
6.2 Rozměry pracovního válce a pístu

Činná plocha pístu byla navržena tak, aby přibližně odpovídala ploše na pístu z letounu L-159. Průměr d byl zachován na 20 mm. Přepočet byl proveden následovně:

$$D_{nový} = 2 \sqrt{\frac{S + \frac{\pi d^2}{4}}{\pi}} \quad (6.1)$$

Výsledný průměr D je tedy 41 mm a činná plocha S 1006 mm².

Rozsah pohybu pístu byl zachován na 90 mm.



Obr. 6.1 konstrukční schéma servomechanismu

7 Sestavení základních rovnic servomechanismu

Při sestavování rovnic v této kapitole bylo čerpáno ze zdrojů [6] [9] a [20].

Pro sestavení modelu pro analýzu jeho dynamických vlastností je vhodné rozdělit servomechanismus na tři části (šoupátkový rozvaděč, pracovní válec a zpětnou vazbu). Předpokládá se dostatečný tlak v okruhu pro zajištění správné funkce.

7.1 Šoupátkový rozvaděč

Za předpokladu ideálního šoupátka a turbulentního proudění v něm platí základní vztah

$$\Delta p = RQ^2 \quad (7.1)$$

Kde Δp je tlakový spád, R odpor proti pohybu turbulentního proudu a Q průtok. Tento vztah jde dále rozvést na vstup z tlakového okruhu do válce a výstup z válce po tlak na výstupu. Označením veličin dle obrázku 7.1, a dosazením do výše uvedeného vztahu vzniknou následující rovnice

$$p_1 - p'_1 = R_1 Q_1^2 \quad (7.2)$$

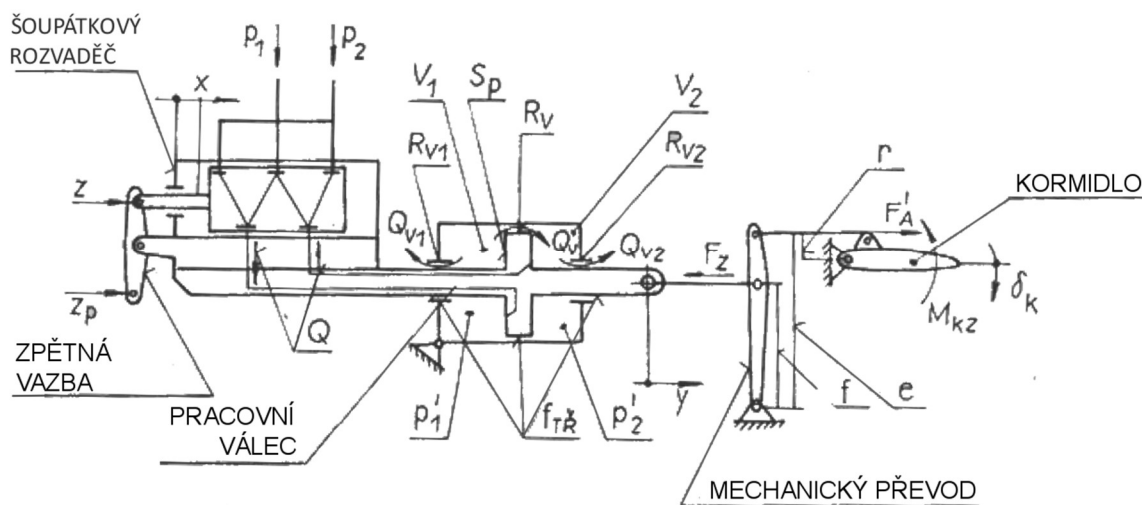
$$p'_2 - p_2 = R_2 Q_2^2 \quad (7.3)$$

Při předpokladu stejné konstrukce škrticích hran a kanálů v rozvaděči a zanedbání rozdílu teplot na vstupu a výstupu pak lze uvažovat, že i odpory R_1 a R_2 budou stejné, lze tedy napsat

$$R_1 = R_2 = R \quad (7.4)$$

Zanedbáním průtokových ztrát v pracovním válci je možné uvažovat následující

$$Q_1 = Q_2 = Q \quad (7.5)$$



Obr. 7.1 Principiální schéma zesilovače

Takže rovnice jdou dále upravit

$$Q^2 = \frac{p_1 - p'_1}{R} = \frac{p'_2 - p_2}{R} = Q_1^2 = Q_2^2 \quad (7.6)$$

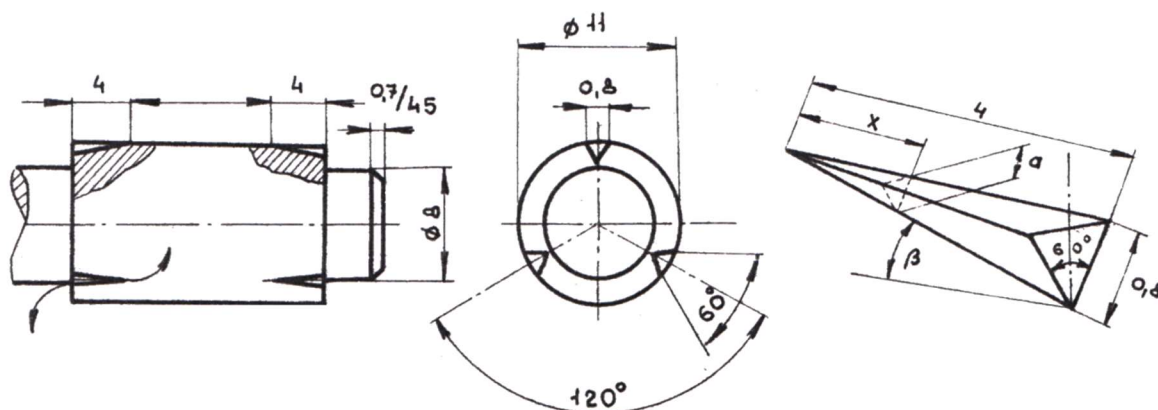
Sečtením potom vznikne rovnice

$$Q^2 = \frac{p - \Delta p}{2R} \quad (7.7)$$

Přičemž p je napájecí tlakový spád servomechanismu ($p_1 - p_2$) a Δp tlakový spád na pístu ($p'_1 - p'_2$). Pro zatěžovací tlakový spád platí následující

$$\pm \Delta p = \frac{\pm F_z}{S_p} \quad (7.8)$$

V případě, že výsledná zatěžovací síla působí proti směru předpokládaného pohybu, platí znaménko +, pokud síla působí ve směru pohybu, platí znaménko -.



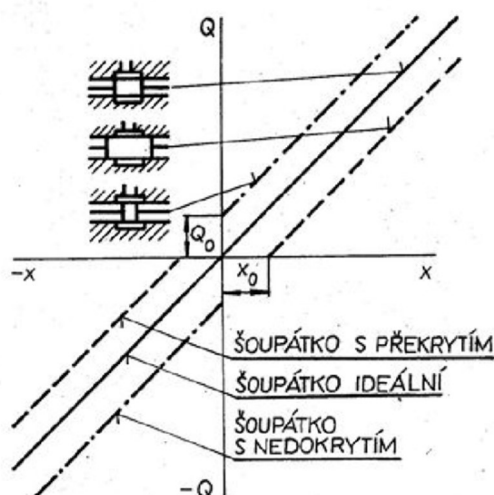
Obr. 7.2 Trojúhelníkové škrťací hrany[9]

Odpor proti pohybu R závisí na vlastnostech kapaliny (hustota a měrná hmotnost) a ploše, která vzniká otevřením škrťacích hran šoupátka. Existují různé typy škrťacích hran, pro tento servomechanismus byly zvoleny trojúhelníkové škrťací hrany (obr. 6.2).

Odpor R je nepřímo závislý na ploše vytvořené posuvem šoupátka x , což lze vyjádřit takto

$$Q^2 = \frac{p - \Delta p}{2R^*} x^a \quad (7.9)$$

Tedy R teď už není závislé na velikosti škrťacích hran, ale na jejich tvaru a vlastnostech kapaliny (nyní je předpokládán za konstantní), přičemž exponent a vyjadřuje exponenciální závislost průtočné plochy na posunutí šoupátka.



Obr. 6.3 Vliv překrytí[6]

Podle zkušeností z měření reálných šoupátek se nelinearity dají zanedbat, a pro analýzu používat rovnice linearizované. Poté je rovnici možno zapsat v tomto tvaru

$$Q = \left(\frac{\delta Q}{\delta x} \right)_{p, \Delta p} x + \left(\frac{\delta Q}{\delta p} \right)_{x, \Delta p} p - \left(\frac{\delta Q}{\delta \Delta p} \right)_{x, p} \Delta p$$

Při předpokladu konstantního tlakového spádu z napájecího okruhu, lze druhý člen, tedy závislost průtoku na napájecím tlaku zanedbat, čímž vznikne tato rovnice

$$Q = \left(\frac{\delta Q}{\delta x} \right)_{p, \Delta p} x - \left(\frac{\delta Q}{\delta \Delta p} \right)_{x, p} \Delta p \quad (7.10)$$

Poté lze rovnici přepsat takto

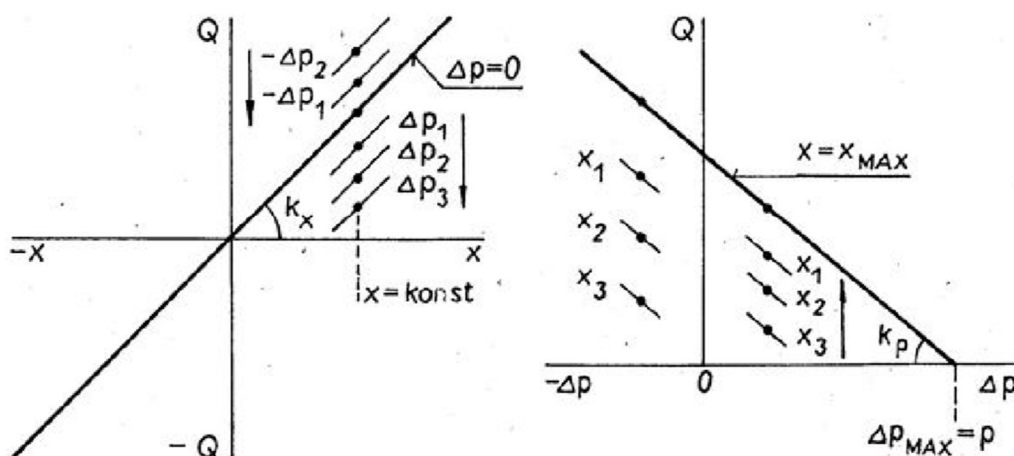
$$Q = k_x x - k_p \Delta p \quad (7.11)$$

Dalším parametrem ovlivňujícím výsledné charakteristiky je překrytí. Na obrázku 7.3 jsou průtokové charakteristiky pro $\Delta p = 0$, takže průtok se vypočítá dle vztahu

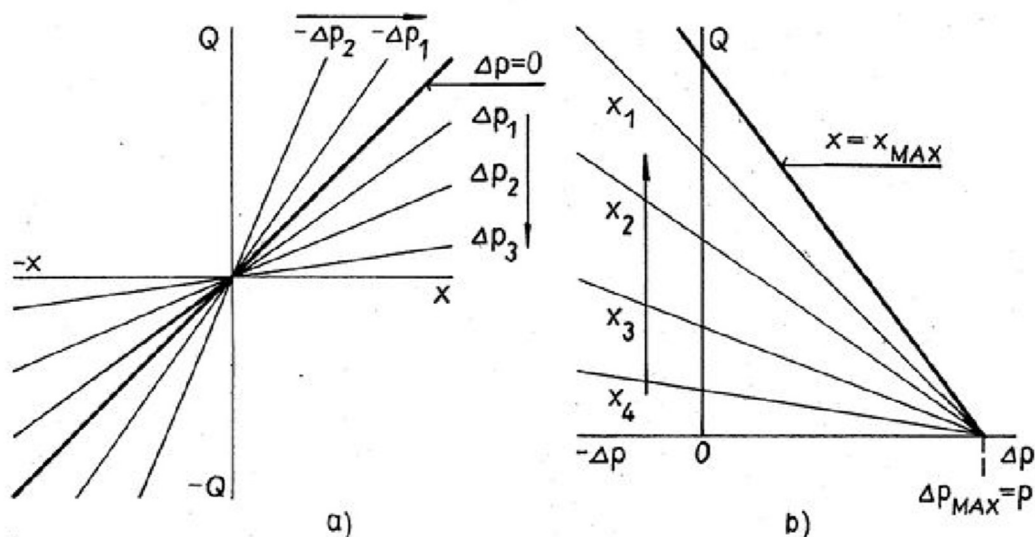
$$Q = k_x x \quad (7.12)$$

Vzhledem k tomu, že poměr velikosti překrytí x_0 je vzhledem k obvyklému posuvu šoupátka minimální ($0,05 \div 0,1$), lze tento vliv zanedbat.

Protože koeficient k_p je funkcí posuvu šoupátka, takže rovnice platí jen pro určitý posuv x , což je zobrazeno na obrázku 7.4.



Obr. 6.4 Vliv posuvu na koeficient k_p [6]



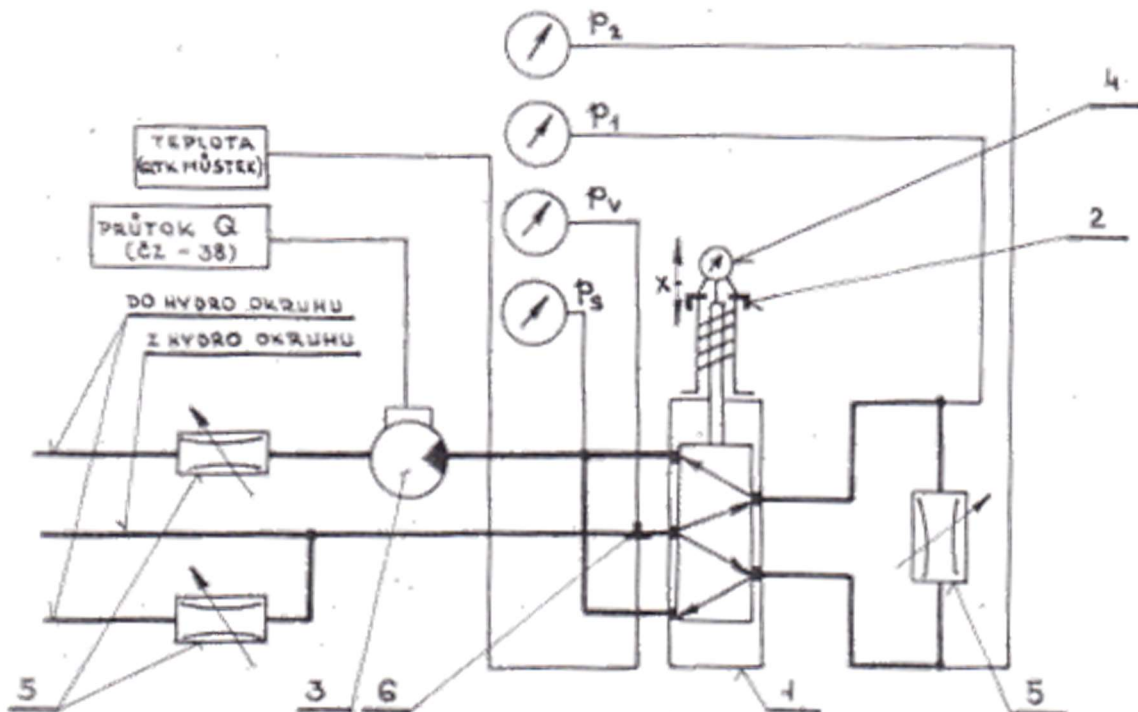
Obr. 6.5 Linearizované průtokové charakteristiky

Linearizované průtokové charakteristiky, které se podobají naměřeným na reálném šoupátku jsou na obrázku 7.5. Šipky na obrázku a) ukazují zvyšování tlakového spádu, šipka na obrázku b) ukazuje zvyšování koeficientu k_p při růstu posuvu šoupátka. [6]

Výsledná rovnice pro šoupátko je tedy

$$Q = k_x x - k_p x \Delta p \quad (7.13)$$

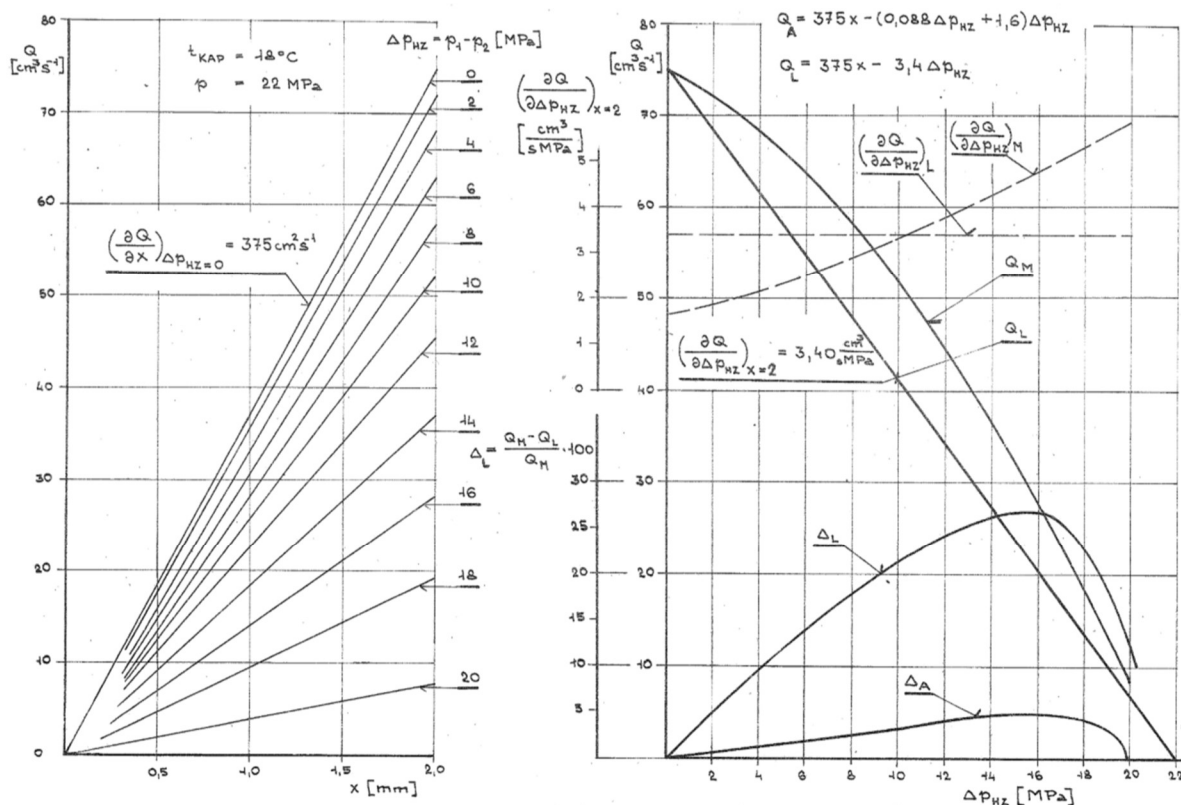
Pro analytický rozbor je vhodnější použít rovnici bez závislosti k_p na x , pro počítačovou simulaci je vhodnější tuto závislost uvažovat.



Obr. 7.6 Schéma měřicího okruhu pro měření průtokových charakteristik

Koeficienty k_x a k_p jdou buď určit pomocí výpočtu, ale výsledek by byl velmi nepřesný, proto je nejlepší tyto charakteristiky určit pomocí měření, například podle postupu v literatuře[9]

Základní schéma měřicího okruhu je na obrázku 7.6. Měřený šoupátkový rozvaděč je umístěn v přípravku 1, Poloha šoupátka se v něm nastavuje pomocí šroubu 2 a je měřena indikátorovými hodinkami 4. Průtok je měřen průtokoměrem 3 na principu hydromotoru, jehož otáčky jsou snímány fotobuňkou. Tlaky se nastavují pomocí škrticích ventilů 5 a jsou měřeny manometry.



Obr. 7.7 linearizované průtokové charakteristiky šoupátkového rozvaděče[18]

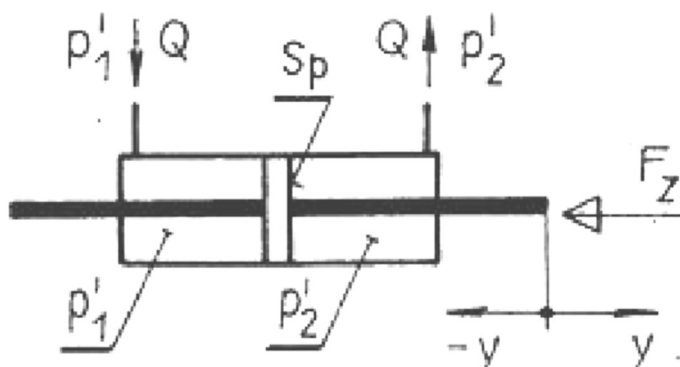
Koeficienty šoupátkového rozvaděče byly určeny z obrázku 7.7

$$k_x = 375 \cdot 10^{-2} \text{ m}^2 \text{ s}^{-1}$$

$$k_p = 3,4 \cdot 10^{-12} \text{ m}^3 \text{ s}^{-1} \text{ Pa}^{-1}$$

7.2 Pracovní válec

Pracovní válec s pístem je silovým členem servomechanismu, jehož úkolem je přeměna tlakové energie kapaliny na mechanickou energii.



Obr. 7.8 parametry pracovního válce

Na obrázku 6.8 jsou označeny základní parametry pracovního válce. S jejich pomocí potom lze sestavit základní silovou rovnici

$$S_p \Delta p = F_z \quad (7.14)$$

F_z je výsledná zatěžovací síla složená ze setrvačné, třecí a aerodynamické síly.

$$F_z = F_m + F_t + F_a \quad (7.15)$$

Setrvačná složka F_m vyjadřuje odpor proti pohybu posuvných a otočných členů spojených s pístnicí. Obecně je toto možno zapsat následovně

$$F_m = \sum_{i=1}^n m_i s^2 y_i + \sum_{i=1}^m \frac{J_i}{r_i} s^2 \delta_i \quad (7.16)$$

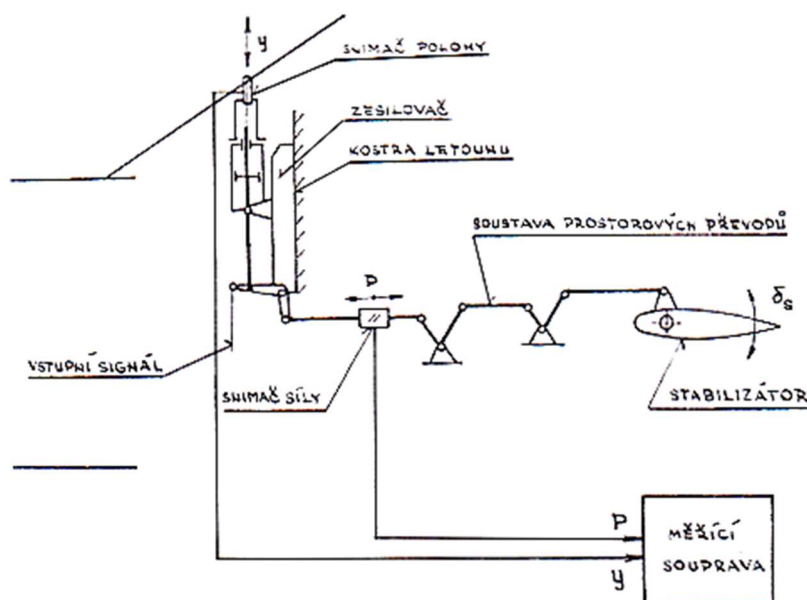
První člen vyjadřuje síly od částí pohybujících se posuvem, přičemž $s^2 y_i$ je translační zrychlení a druhý člen od otáčejících se částí, kde $s^2 \delta_i$ je úhlové zrychlení.

Kvůli zjednodušení se výsledný setrvačný odpor soustavy vyjadřuje redukovanou hmotností, která má stejný silový účinek.

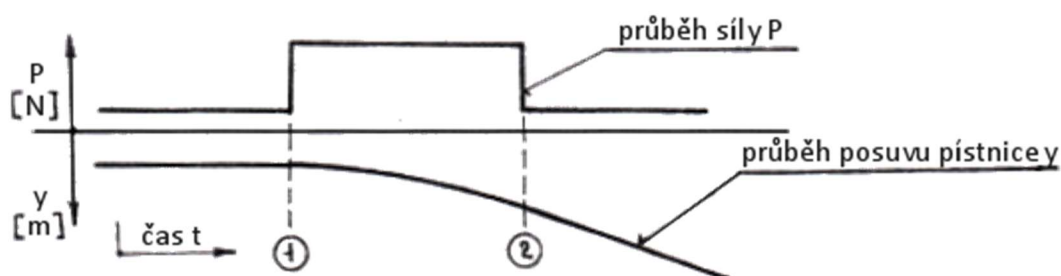
$$F_m = m_r s^2 y \quad (7.17)$$

Redukovanou hmotnost lze určit pomocí předchozích rovnic, ale toto řešení je vzhledem ke složitosti tvaru napojených součástí velmi složité a zahrnuje mnoho zjednodušení, které do konečného výsledku vnášejí chyby. Nejpřesnější je redukovanou hmotnost změřit přímo na konstrukčním zapojení. Tato metoda je popsána ve zdroji [9].

Základní schéma měření je znázorněno na obrázku 7.9. Na spojení pístnice a ovládání výškového kormidla je připojen tenzometr typu tlak-tah a na zesilovač snímač polohy. Při pohybu šoupátka dojde ke změně rychlosti pohybu šoupátka. Výsledkem je graf závislosti síly a posuvu na čase jako je na obrázku 7.10



Obr. 7.9 Schéma měření setrvačných hmot



Obr. 7.10 Teoretický průběh síly a pohybu pístnice[9]

Výpočet poté vychází ze vzorce pro impuls síly

$$P = ma \quad (7.18)$$

$$\int_1^2 P dt = \int_1^2 m dv = m \Delta v \quad (7.19)$$

Kde Δv je rozdíl rychlostí mezi body 1 a 2 na obrázku 7.9

$$\Delta v = v_1 - v_2 \quad (7.20)$$

Za předpokladu nulové počáteční rychlosti lze dále napsat

$$m_r = \frac{\int_1^2 P dt}{v_2} \quad (7.21)$$

Redukovaná hmotnost byla odhadnuta za pomoci vedoucího práce

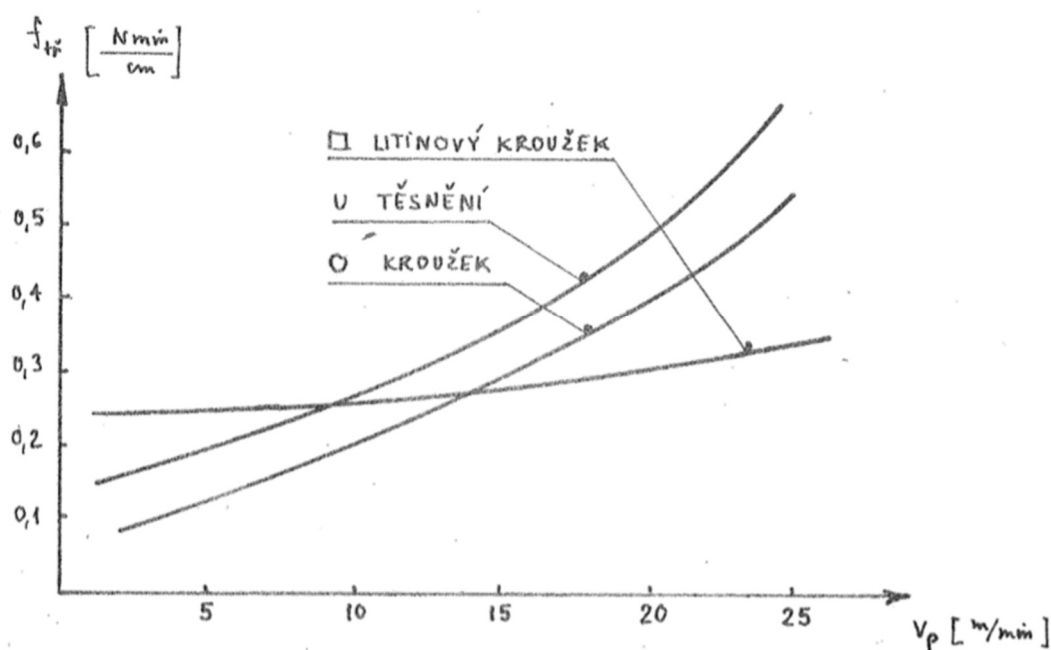
$$m_r = 100 \text{ kg} \quad (7.22)$$

Třecí složka F_t je způsobena třením v mechanickém převodu a také třením pístu ve válci a pístnice v těsněních válce. U kapalného tření je třecí síla úměrná vzájemné rychlosti třecích ploch.

$$F_t = \sum_{i=1}^n f_{ti} s y_i \quad (7.23)$$

Celková třecí síla se tedy vyjádří následovně, přičemž f_t je výsledný součinitel kapalného tření

$$F_t = f_t s y \quad (7.24)$$



Obr. 7.11 Závislost součinitele kapalného tření na rychlosti pístnice[18]

Součinitel kapalného tření byl určen z obrázku 7.11

$$f_t = 2,7 \cdot 10^3 \text{ Nsm}^{-1}$$

Aerodynamická složka F_a vzniká vlivem působení závěsového momentu kormidla a velikostí převodu mezi kormidlem a pracovním válcem. Podle zákona o zachování energie platí

$$F_a y = M_{ZK} \delta_K \quad (7.25)$$

Závěsový moment kormidla pro maximální výchylku byl určen v kapitole 4.

Závislost aerodynamické síly na posuvu pracovního válce vyjádříme pomocí převodu aerodynamické síly B_L , který předpokládáme konstantní pro různé výchylky. Získáme jej pomocí následující rovnice, do které dosadíme maximální sílu a maximální posuv z kapitoly 4.

$$B_L = \frac{F_a}{y} \quad (7.26)$$

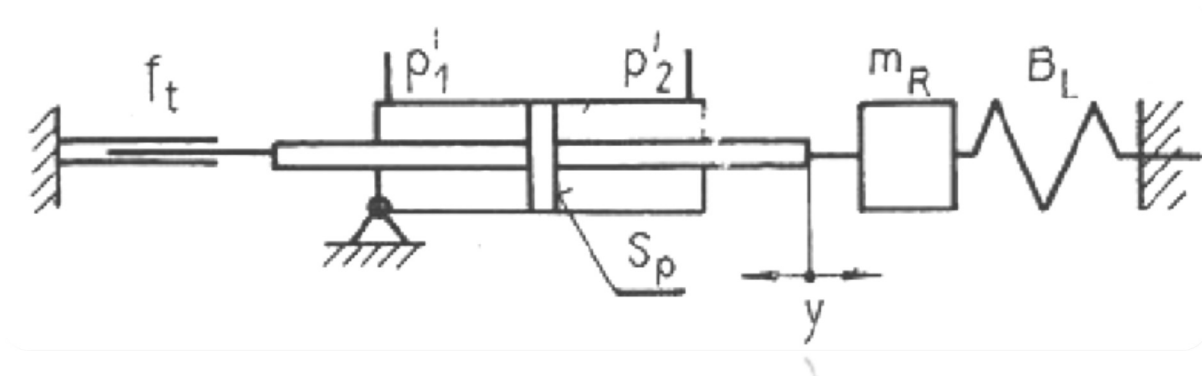
Výsledná hodnota je tedy

$$B_L = 34,3 \cdot 10^4 \text{ Nm}^{-1}$$

Dosazením vztahů pro jednotlivé složky do celkové rovnice získáme výslednou rovnici silové rovnováhy.

$$\Delta p = \frac{1}{S_p} (m_r s^2 + f_t s + B_L) y \quad (7.27)$$

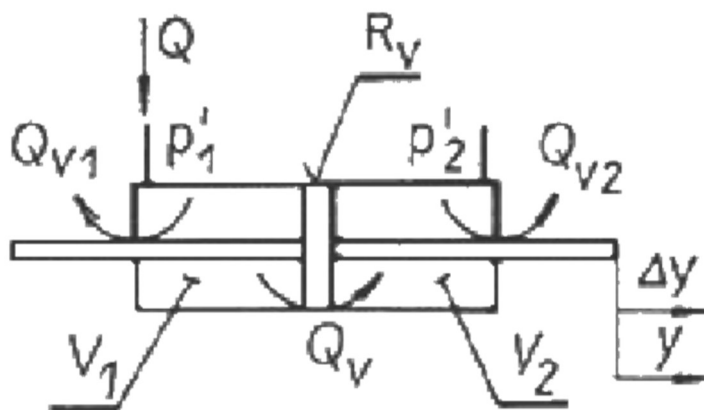
Schéma zatížení je na obrázku 7.12



Obr. 7.12 Schéma zatížení

Další rovnicí potřebnou k sestavení modelu je rovnice průtokové rovnováhy. Důležité označení pro průtokovou rovnováhu jsou označena na obrázku 7.13

$$Q = S_p s y + Q_{def} + Q_v + Q_{v1} + Q_{v2} \quad (7.28)$$



Obr. 7.13 průtoková rovnováha[6]

Vzhledem k tomu, že letoun nesmí být používán s viditelnými vnějšími úniky, lze poslední dva členy z předchozí rovnice zanedbat.

Průtok Q_v je dán vnitřní netěsností válce, kdy kapalina přechází z jedné strany pístu na druhou. U tohoto průtoku se předpokládá laminární proudění.

$$Q_v = \frac{\Delta p}{R_v} \quad (7.29)$$

Odpor R_v závisí na vlastnostech těsnění a kapaliny. Pro tuto práci byl stanoven následovně

$$R_v = 4,8 \cdot 10^{12} \text{Pas m}^{-3}$$

Dalším průtokem je průtok deformační Q_{def} , který vzniká stlačováním kapaliny vlivem změny tlaku. Deformační průtok lze vyjádřit jako rozdíl deformačních proudů na obou stranách pístu pomocí následující rovnice

$$Q_{def} = Q_{def1} - Q_{def2} = \frac{1}{E_k} (V_1 s p'_1 - V_2 s p'_2) \quad (7.30)$$

Stlačitelnost má největší vliv při poloze pístu uprostřed válce, proto lze předchozí vztah zjednodušit do následující podoby

$$Q_{def} = \frac{V}{2E_k} s \Delta p \quad (7.31)$$

E_k je objemový modul pružnosti kapaliny. V servomechanismech se používá minerální olej s tímto modulem

$$E_k = 1,48 \cdot 10^3 \text{MPa}$$

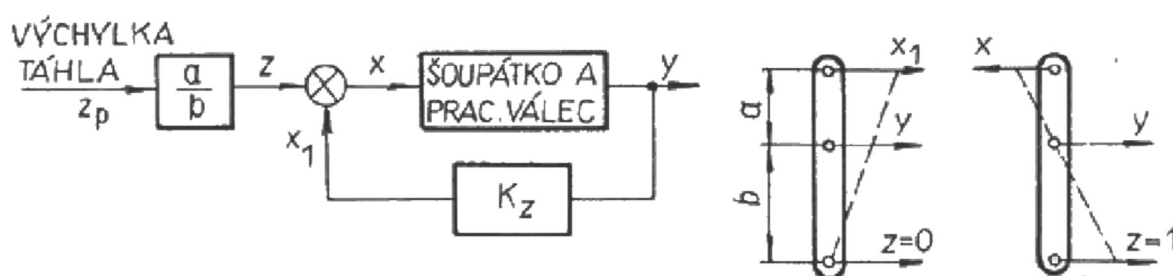
Vlivem přítomnosti plynu v oleji může dojít k poklesu modulu pružnosti, což se negativně projeví na výsledných charakteristikách. Vzhledem k daným parametrům lze tento vliv zanedbat[9].

Výsledná rovnice má tedy tento tvar

$$Q = S_p s y + \left(\frac{V}{2E_k} s + \frac{1}{R_v} \right) \Delta p \quad (7.32)$$

7.3 Zpětná vazba

Kvůli zlepšení dynamických vlastností se k servomechanismům přidává tzv. zpětná vazba. Vazba je v tomto případě řešena jako tuhá mechanická a záporná, její velikost je konstantní a je dána poměrem ramen. Schéma zpětné vazby je na obrázku 7.14



Obr. 7.14 schéma zpětné vazby[6]

Poměrem a/b je dán tzv. přenos zpětné vazby. V případě servomechanismu řešeného v této práci byla ramena a a b zvolena stejně velká, tudíž je

$$K_z = 1.$$

Výsledná rovnice zpětné vazby

$$x = z - K_z y \quad (7.33)$$

7.4 Výsledná soustava rovnic

Šoupátkový rozvaděč

$$Q = k_x x - k_p \Delta p \quad (7.34)$$

Pracovní válec

$$\Delta p = \frac{1}{S_p} (m_r s^2 + f_t s + B_L) y \quad (7.35)$$

$$Q = S_p s y + \left(\frac{V}{2E_k} s + \frac{1}{R_v} \right) \Delta p \quad (7.36)$$

Zpětná vazba

$$x = z - K_z y \quad (7.37)$$

7.5 Výsledné parametry

Výsledné parametry servomechanismu jsou v tabulce 7.1

Koeficienty šoupátkového rozvaděče	$k_x = 3,75 \cdot 10^{-2} m^2 s^{-1}$ $k_p = 3,4 \cdot 10^{-12} m^3 s^{-1} Pa^{-1}$
Redukovaná hmotnost	$m_r = 100 \text{ kg}$
Součinitel kapalného tření	$f_t = 2,7 \cdot 10^3 N s m^{-1}$
Převod aerodynamické síly	$B_L = 34,3 \cdot 10^4 N m^{-1}$
Vnitřní odpor válce	$R_v = 4,8 \cdot 10^{12} Pa s m^{-3}$
Modul objemové pružnosti kapaliny	$E_k = 1,48 \cdot 10^3 MPa$
Koeficient zpětné vazby	$K_z = 1$
Činná plocha pístu	$S = 1006 \text{ mm}^2$
Objem válce	$V = 9,05 \cdot 10^{-5} m^3$

Tab. 7.1 Výsledné parametry servomechanismu

8 Přenosové funkce

Přenosová funkce je definována jako poměr výstupní ku vstupní veličině. V případě servomechanismu je vstupem velikost posuvu řídicí páky označovaný z a výstupem je výchylka kormidla δ_k . Protože závislost posuvu pístu na výchylce kormidla je dána tuhým převodem a setrvačná zátěž od převodu a kormidla je vyjádřena redukovanou hmotností m_R , lze za výstupní veličinu považovat posuv pístu y . Z tvaru a velikosti koeficientů přenosové funkce lze poté posoudit dynamické vlastnosti servomechanismu.

Přenosovou funkci je možno vyjádřit pomocí základních rovnic servomechanismu. Vyloučením Q , Δp a x vznikne přenosová funkce [18] [20]

$$G_{JS} = \frac{y}{z} = \frac{K_{JS}}{C_3 s^3 + C_2 s^2 + C_1 s + 1} \quad (8.1)$$

Jejíž členy jsou definovány následovně [18]

$$s = \frac{d}{dt} \quad (8.2)$$

$$K_{JS} = \frac{k_x}{C_0} \quad (8.3)$$

$$C_0 = B_L \left(\frac{1}{S_p R_v} + \frac{k_p}{S_p} \right) + k_x K_z \quad (8.4)$$

$$C_1 = \frac{1}{S_p C_0} \left(\frac{B_L V}{2E_k} + S_p^2 + \frac{f_t}{R_v} + k_p f_t \right) \quad (8.5)$$

$$C_2 = \frac{1}{C_0 S_p} \left[m_R \left(\frac{1}{R_v S_p} + k_p \right) + \frac{V f_t}{2E_k} \right] \quad (8.6)$$

$$C_3 = \frac{m_R V}{2C_0 S_p E_k} \quad (8.7)$$

Z přenosové funkce vyplývá, že jde o kmitající člunek 3. řádu. Vlastnosti tohoto servomechanismu jako stabilita, přechodový děj, zesílení a frekvenční charakteristika závisí na velikosti a vzájemném poměru jednotlivých koeficientů, daných konstrukčními a provozními parametry. Pro zjednodušení lze zanedbat některé vlivy, jako stlačitelnost kapaliny, kapalně tření, zatížení od aerodynamických sil, vnitřní netěsnosti a účinky setrvačných sil. Tímto dojde k redukci základních rovnic na tento tvar

$$Q = k_x x = S_p y' \quad (8.8)$$

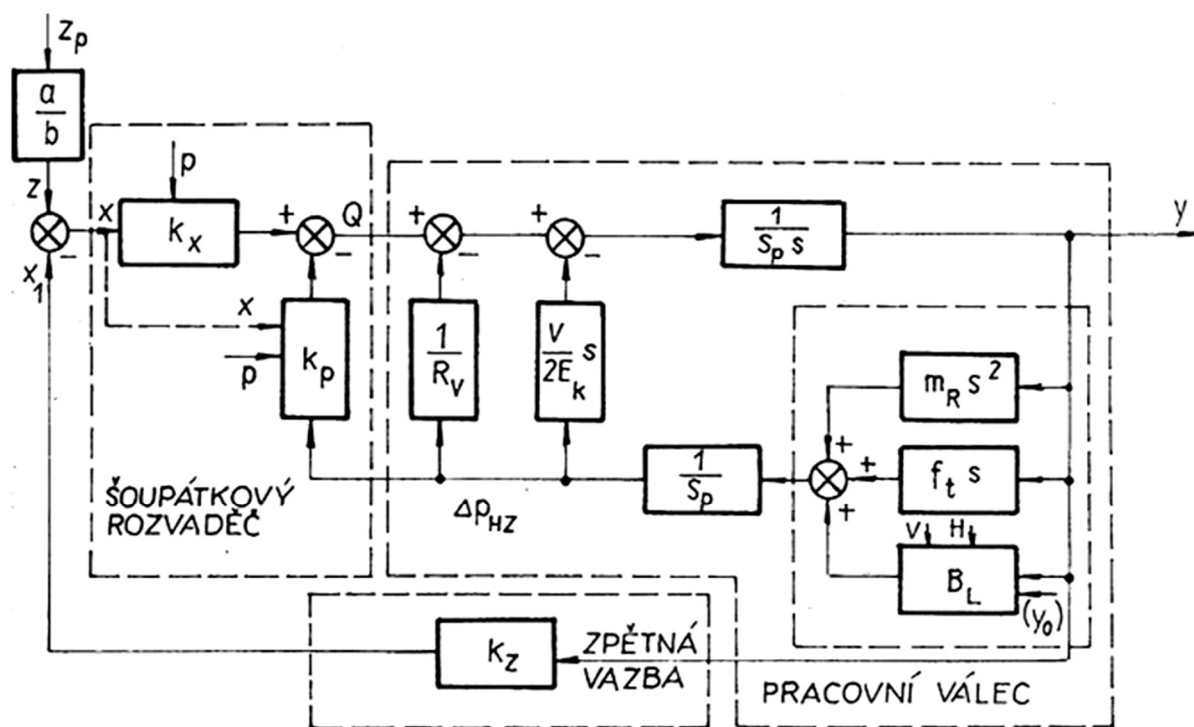
$$x = z - K_z y \quad (8.9)$$

Přenosová funkce poté bude vypadat následovně

$$G_{JS} = \frac{k_x}{S_p s + k_x K_z} = \frac{K_{JS}}{T_{JS} s + 1} \quad (8.10)$$

Jde o rovnici statického članku 1. řádu, kde K_{JS} je zesílení přenosu výchylky a T_{JS} je časová konstanta.[18]

Výsledné fyzikální schéma je uvedeno na obrázku 8.1.



Obr. 8.1 fyzikální blokové schéma servomechanismu

9 Model pro počítačovou analýzu

Model byl vytvořen dle literatury [18]. Schéma v programu MATLAB-SIMULINK je sestaveno pro výchylku vstupu označenou Δz , která způsobí výchylku pístnice Δy . Celková výchylka pístnice je tedy dána vztahem

$$y = y_0 + \Delta y \quad (9.1)$$

S uvážením výše zmíněného je možné základní rovnice přepsat takto

$$Q = k_x \Delta x - k_p \Delta p \quad (9.2)$$

$$\Delta p = \frac{1}{S_p} [m_r \Delta y'' + f_t \Delta y' + B_L (y_0 - \Delta y)] \quad (9.3)$$

$$Q = S_p \Delta y' + \frac{\Delta p}{R_v} + \frac{V}{2E_k} \Delta p' \quad (9.4)$$

$$\Delta x = \Delta z - K_z \Delta y \quad (9.5)$$

Soustava rovnic byla pro lineární model dále upravena takto

$$k_x \Delta x - k_p \Delta p = S_p \Delta y' + \frac{1}{R_v} \Delta p + \frac{V}{2E_k} \Delta p' \quad (9.6)$$

$$\Delta p = \frac{1}{S_p} [m_R \Delta y'' + f_t \Delta y' + B_L (y_0 + \Delta y)] \quad (9.7)$$

$$\Delta x = \Delta z - K_z \Delta y \quad (9.8)$$

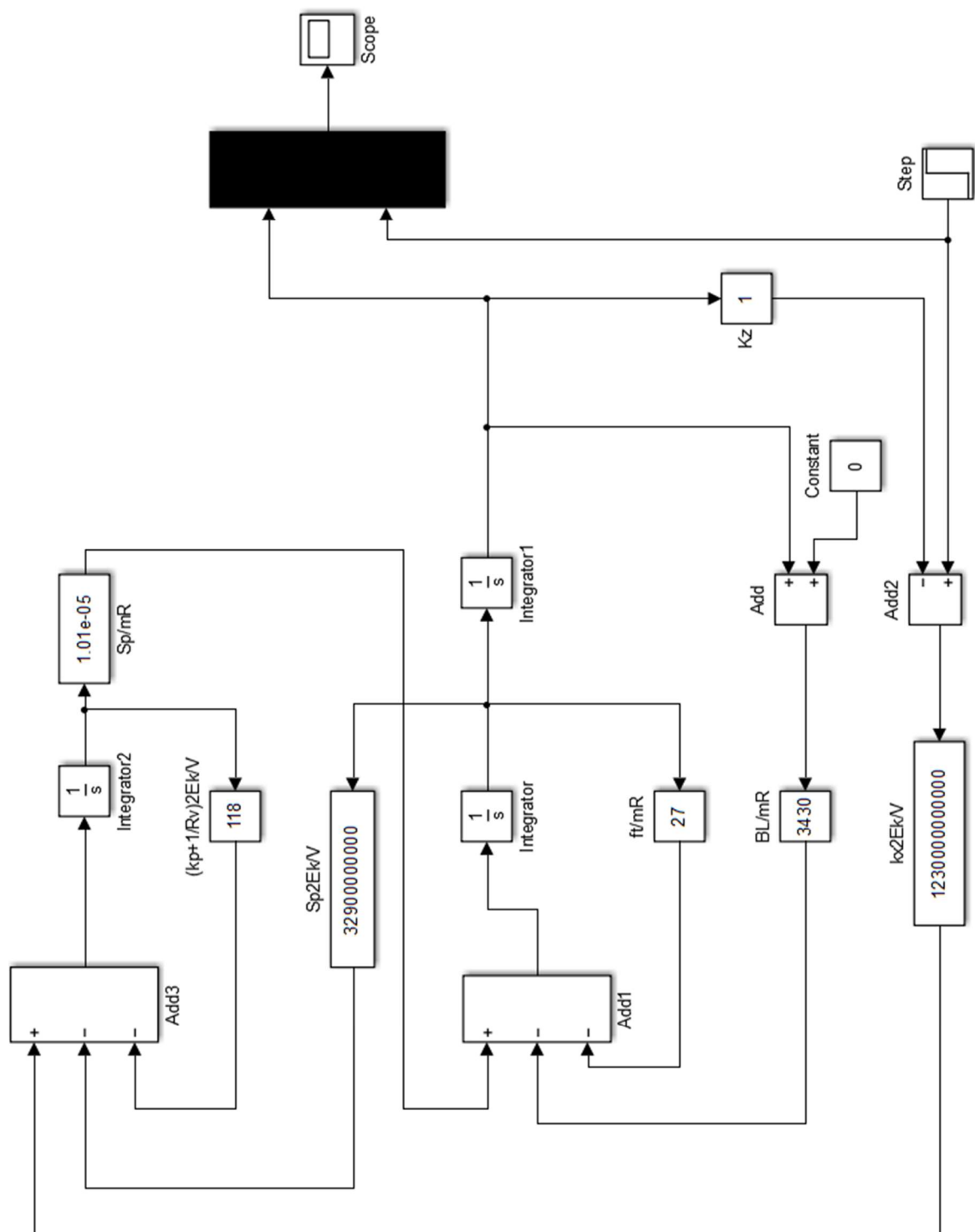
Pro použití v programu MATLAB-SIMULINK je dále upravena takto

$$\Delta p = \int \left[\frac{S_p 2E_k}{V} \Delta y' + \left(k_p + \frac{1}{R_v} \right) \frac{2E_k}{V} \Delta p - k_x \frac{2E_k}{V} \Delta x \right] \quad (9.9)$$

$$\Delta y' = \int \left[\frac{f_t}{m_R} s \Delta y + \frac{B_L}{m_R} \Delta y - \frac{S_p}{m_R} \Delta p \right] dt \quad (9.10)$$

$$\Delta x = \Delta z - K_z \Delta y \quad (9.11)$$

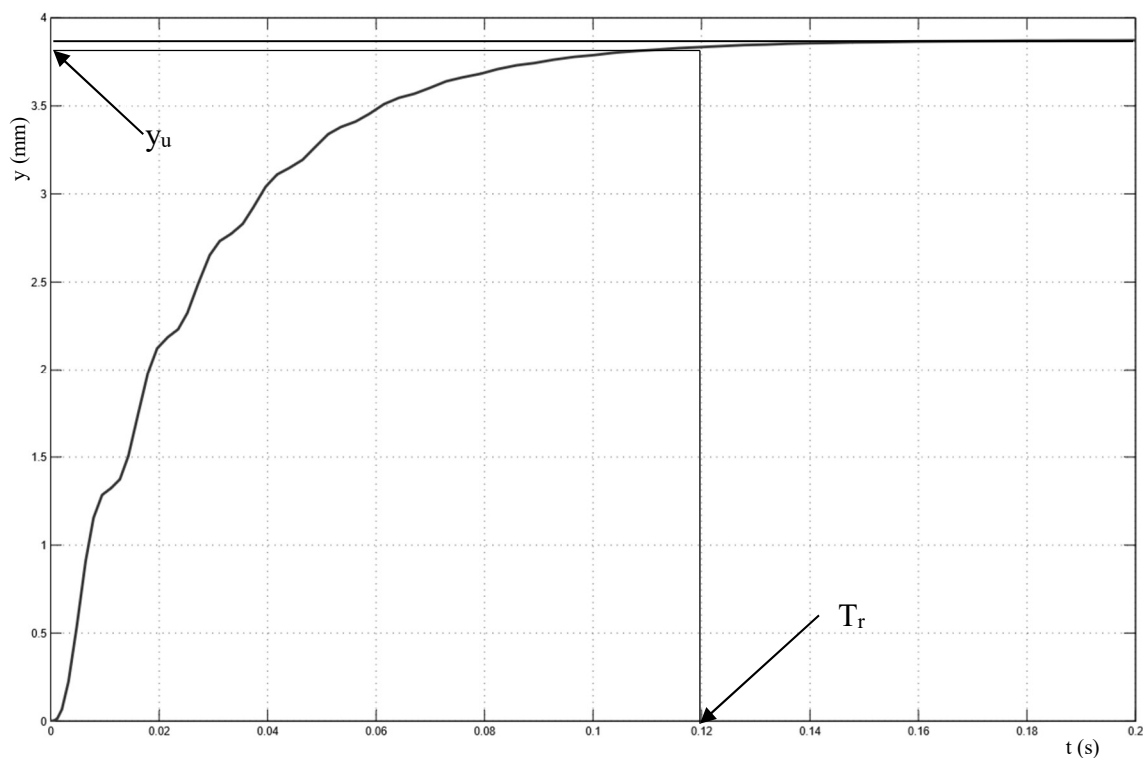
Výsledný model pro simulaci je na obrázku 9.1



Obr. 9.1 výsledné simulační schéma

10 Analýza vlastností

Pro analýzu vlivu některých parametrů byl do modelu zaváděn skokový signál o velikosti 4 mm od řídicí páky. Jejich změnou bude zjištěno, jaký vliv mají jednotlivé parametry na přechodové charakteristiky. V tomto případě byly zaznamenávány průběh doby do regulace T_R a ustálená výchylka y_u . Na obrázku 10.1 je přechodová charakteristika pro výchozí parametry a naznačen způsob odečtu parametrů.



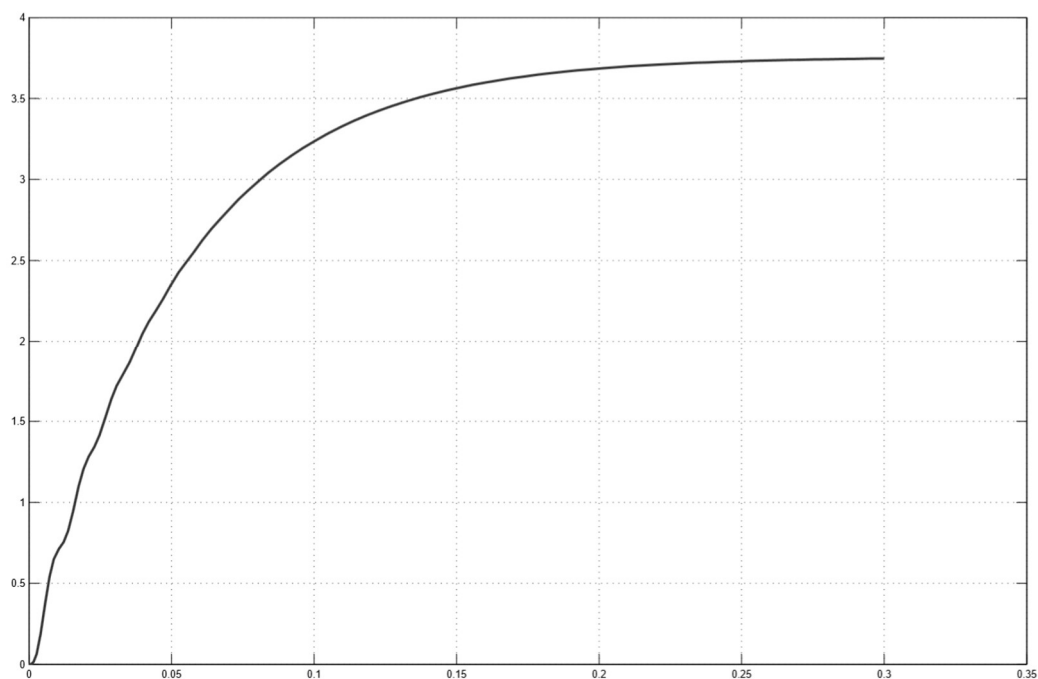
Obr. 10.1 Základní (Přechodová) charakteristika

Z obrázku plyne, že doba regulace je 0,12 s a výchylka se ustálí na hodnotě 3,8 mm.

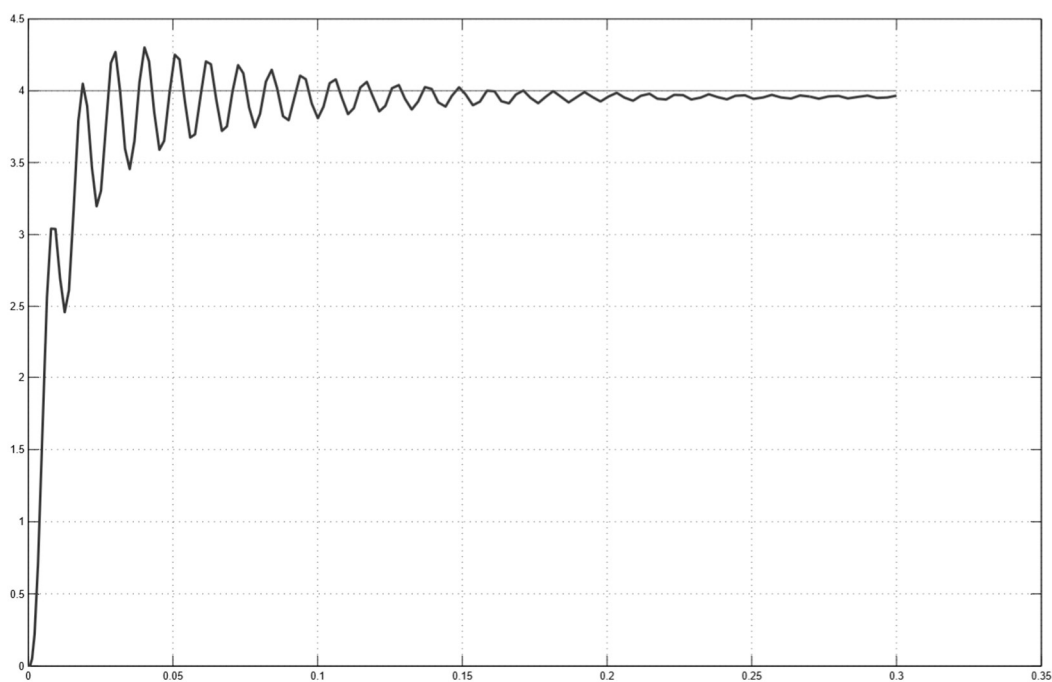
10.1 Vliv změny šoupátkového součinitele k_x

Vliv změny šoupátkového součinitele je na obrázku 10.4. Charakteristiky byly vykresleny v závislosti na poměru základního a nového k_x .

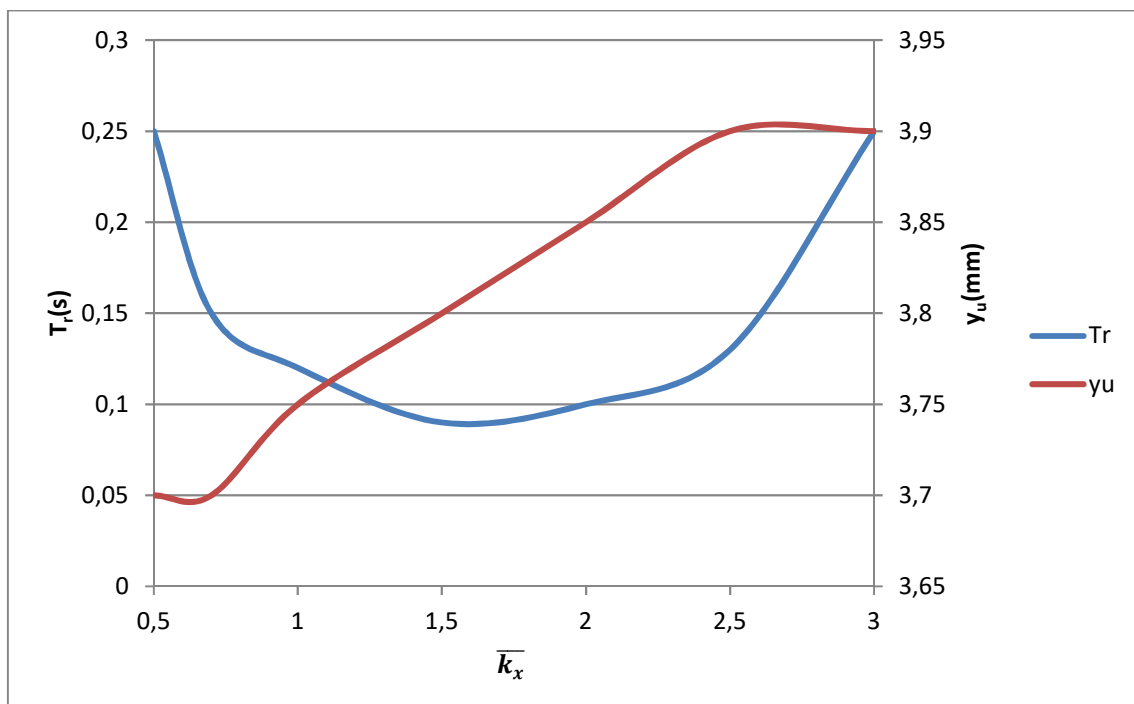
$$\bar{k}_x = \frac{k_{x \text{ nový}}}{k_x} \quad (10.1)$$



Obr. 10.2 Základní charakteristika pro $\bar{k}_x = 0,5$



Obr. 10.3 Základní charakteristika pro $\bar{k}_x = 3$



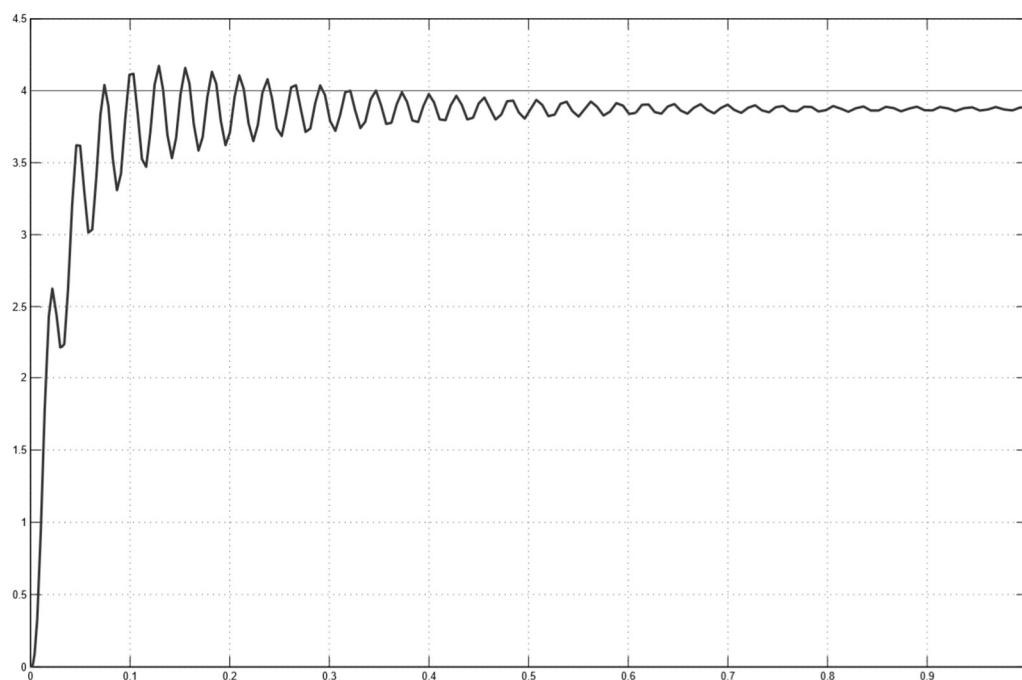
Obr. 9.4 Charakteristiky při změně $\bar{k}_x$

Z průběhu je patrné, že nejnižší doby regulace je při poměru 1,5, a ustálená výchylka roste s velikostí k_x . Průběh charakteristik pro $\bar{k}_x = 0,5$ je na obrázku 10.2. Z nich je patrné, že došlo k významnému prodloužení doby regulace a snížení hodnoty ustálené výchylky. Při trojnásobném zvětšení (obr. 10.3) došlo ke kmitům a prodloužení doby regulace. Zvětšení k_x se také projevilo zvýšením ustálené výchylky.

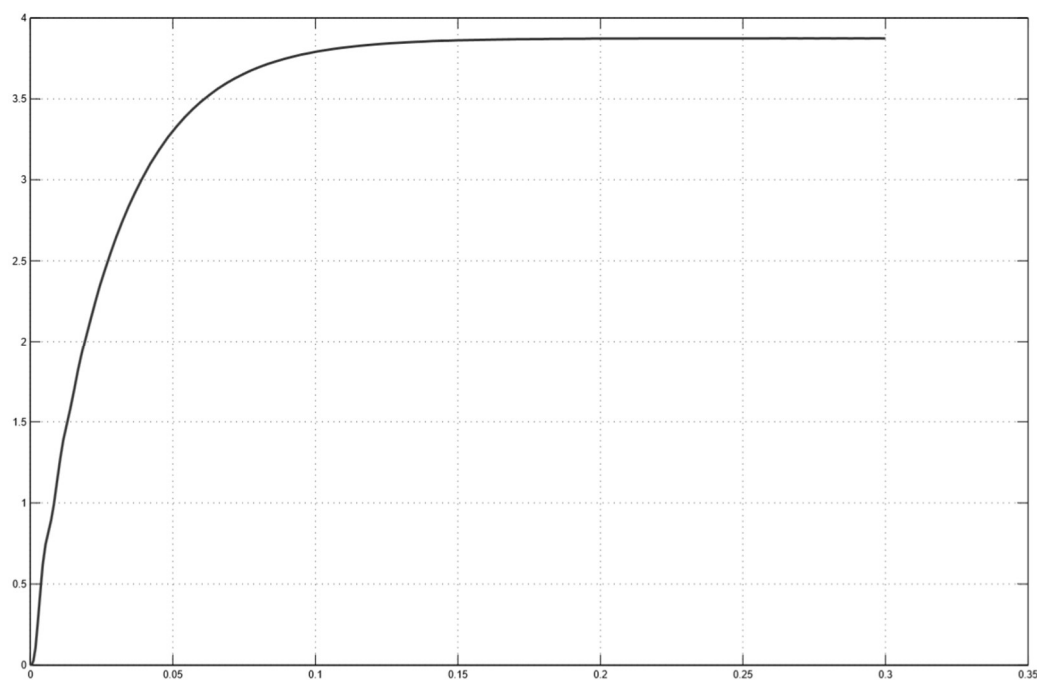
9.2 Vliv změny modulu objemové pružnosti E_k

Vliv změny šoupátkového součinitele je na obrázku 10.7. Charakteristiky byly vykresleny v závislosti na poměru základního a nového E_k .

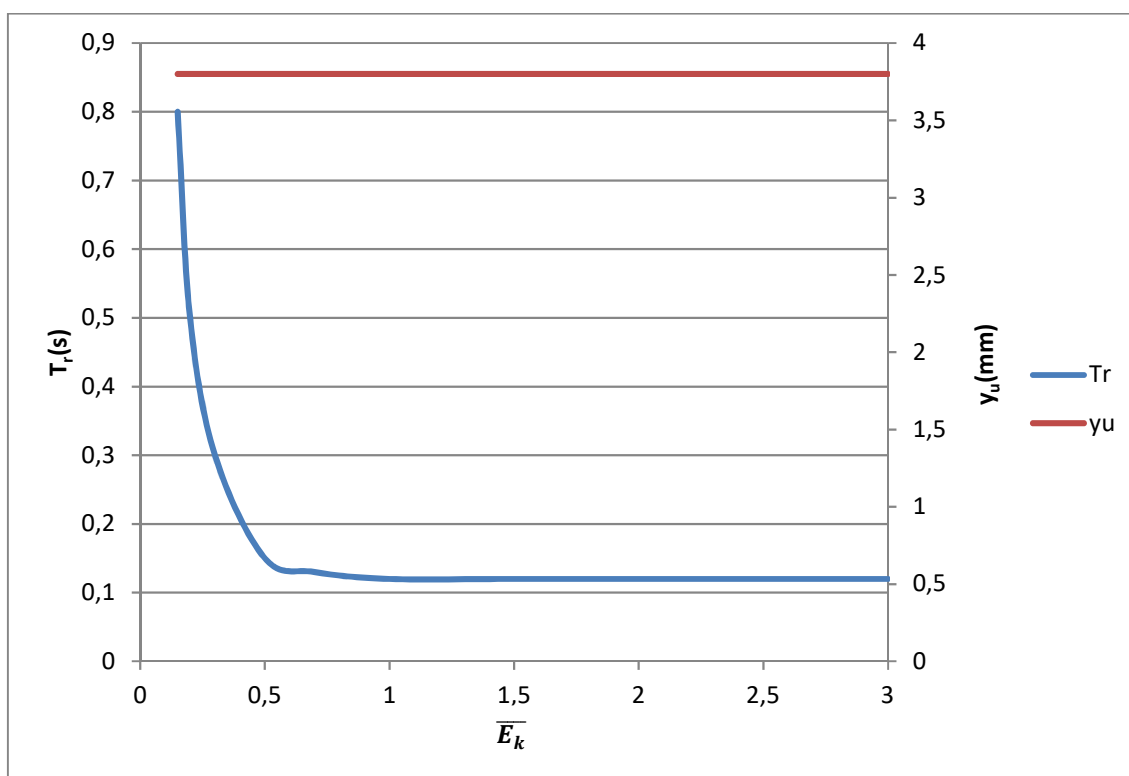
$$\bar{E}_k = \frac{E_{k\text{ nový}}}{E_k} \quad (10.2)$$



Obr. 10.5 Základní charakteristika pro $\bar{E}_k = 0,15$



Obr. 10.6 Základní charakteristika pro $\bar{E}_k = 3$



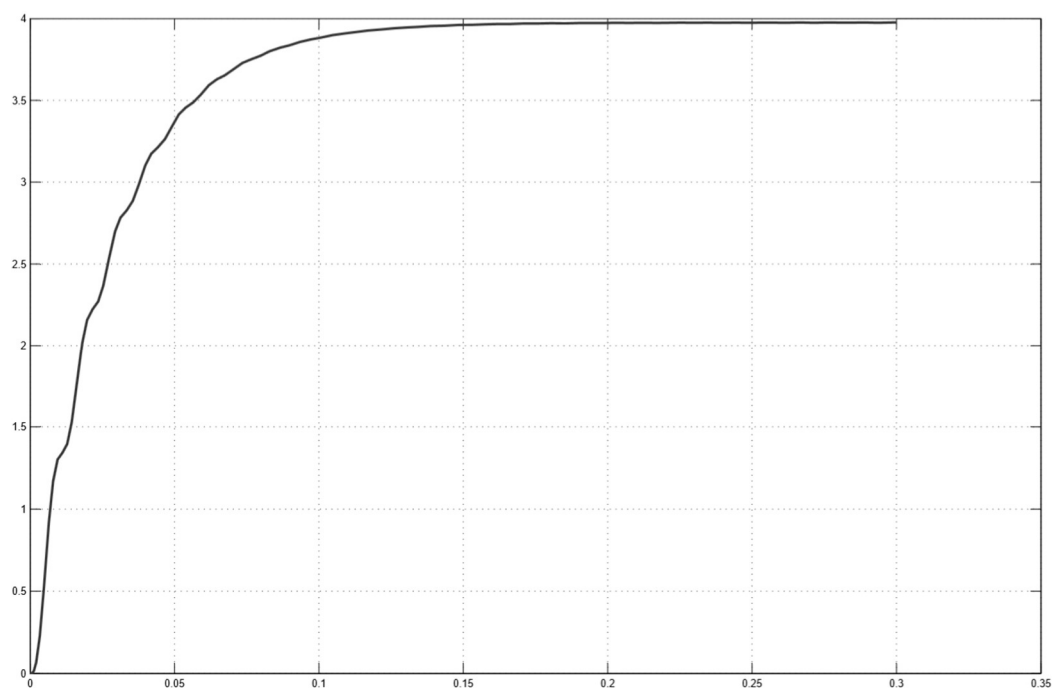
Obr. 10.7 Charakteristiky při změně $\overline{E}_k$

Hlavním projevem snížení modulu pružnosti kapaliny je vznik kmitů a prodloužení doby regulace. Kmity s poklesem modulu získávají větší amplitudu a roste jejich počet. Toto by mělo negativní vliv například na opotřebení těsnění pístů nebo únavové namáhání částí napojených na výstup ze servomechanismu. K poklesu modulu pružnosti by mohlo dojít například pohlcením plynu hydraulickou kapalinou. Naopak nárůst neměl na chování výraznější vliv.

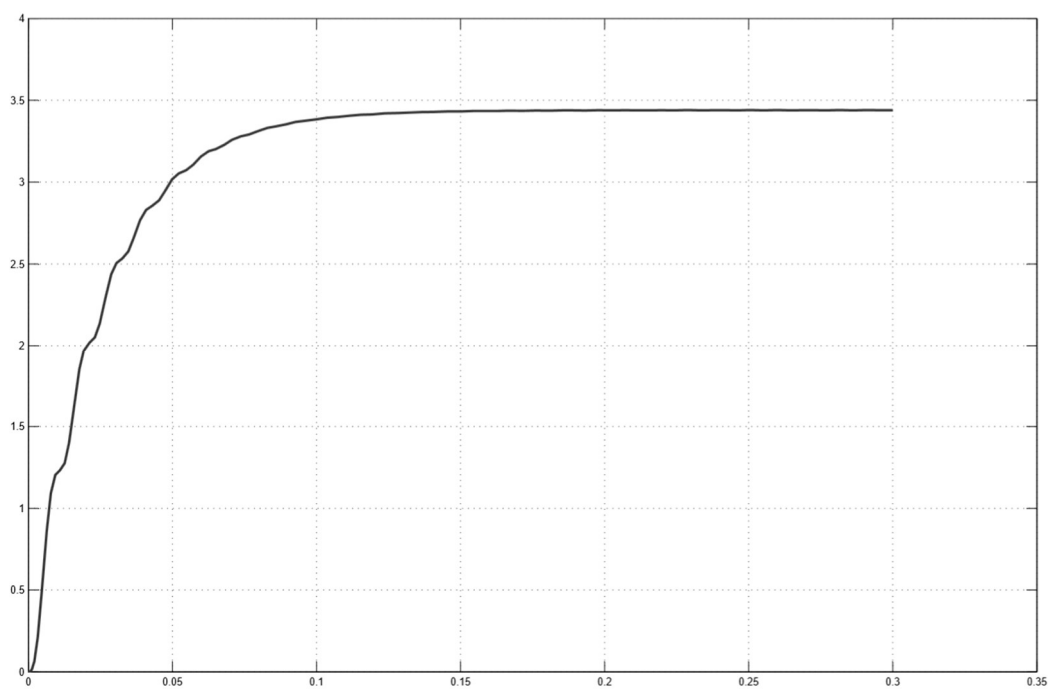
10.3 Vliv změny převodu aerodynamické síly B_L

Vliv změny šoupátkového součinitele je na obrázku 10.10. Charakteristiky byly vykresleny v závislosti na poměru základního a nového B_L .

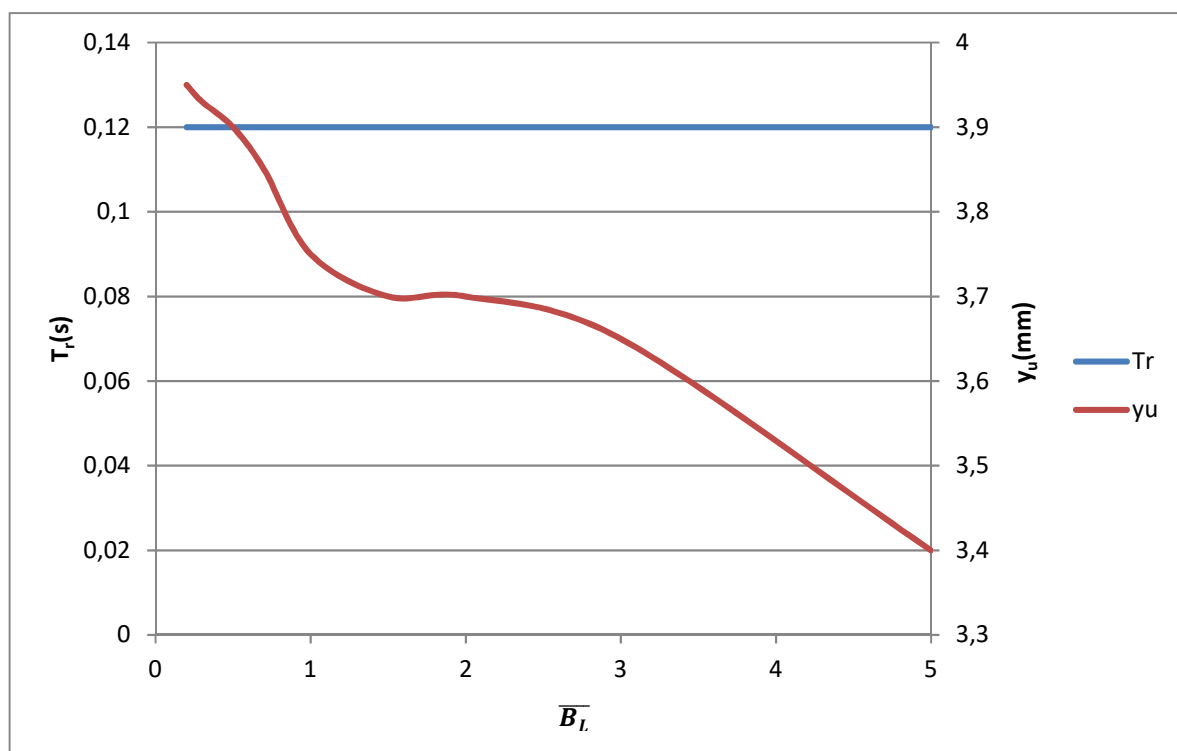
$$\bar{B}_L = \frac{B_{L\text{ nový}}}{B_L} \quad (10.3)$$



Obr. 10.8 Základní charakteristika pro $\bar{B}_L = 0,2$



Obr. 10.9 Základní charakteristika pro $\bar{B}_L = 5$



Obr. 10.10 charakteristiky při změně $\overline{B}_L$

Parametr B_L může být způsobena například změnou převodu řízení nebo počáteční výchylkou výškového kormidla. Změna převodu nemá vliv na dobu regulace a kmitání. Ustálená výchylka se zvyšováním převodu snižuje.

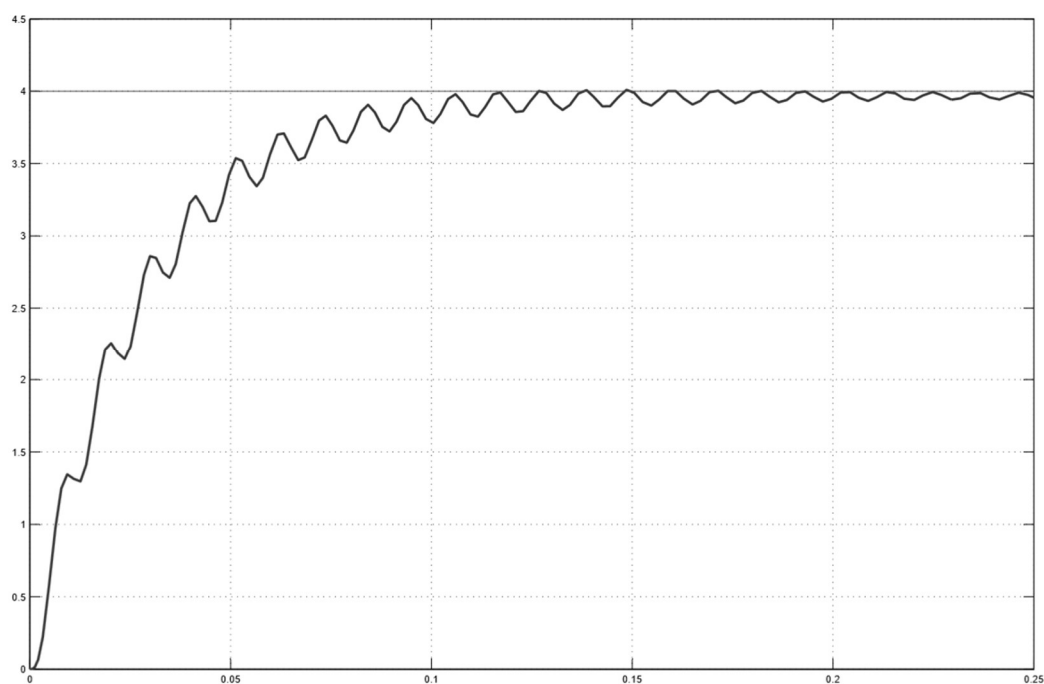
10.4 Vliv vnitřních netěsností

Vnitřní netěsnosti jsou definovány následovně

$$N = \left(k_p + \frac{1}{R_v}\right) \frac{2E_k}{V} \quad (10.4)$$

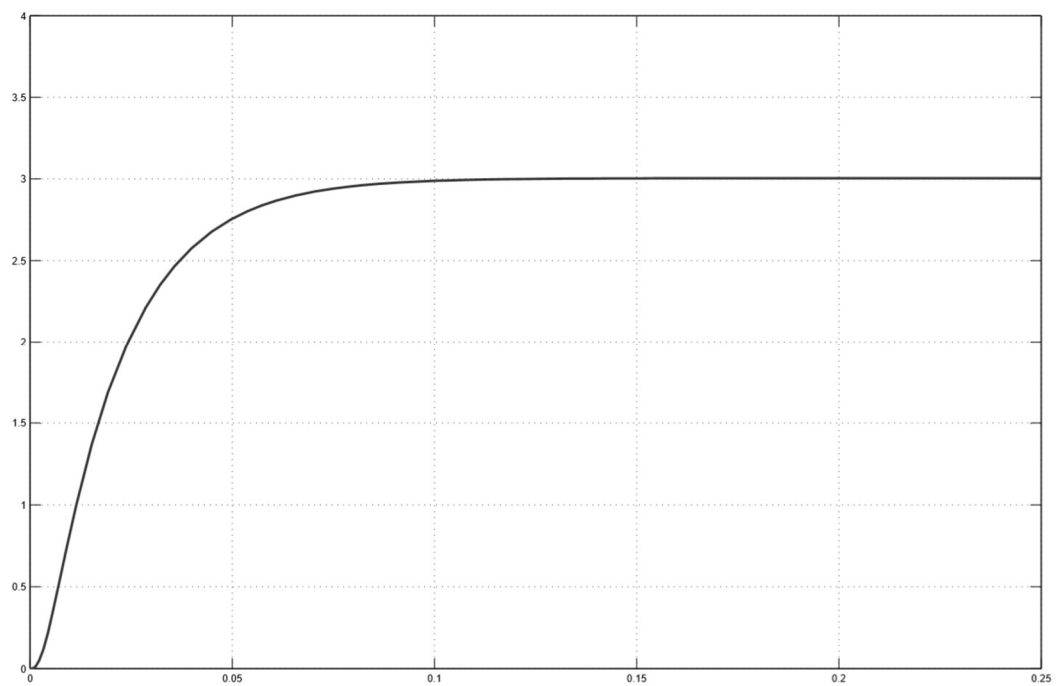
Vliv změny vnitřních netěsností je na obrázku 10.13. Charakteristiky byly vykresleny v závislosti na poměru základního a nového N

$$\bar{N} = \frac{N_{\text{nový}}}{N} \quad (10.5)$$

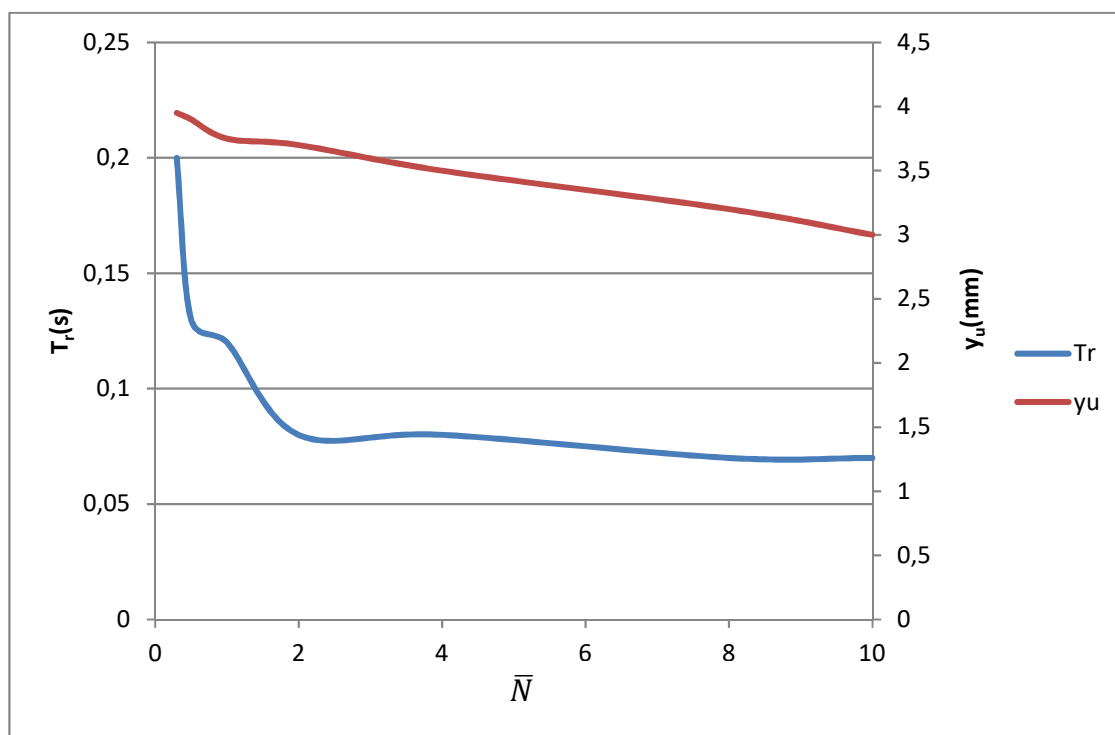


Obr. 10.11 Základní charakteristika pro $\bar{N}=0,1$

Vnitřní netěsnosti mají vliv na kmitání, ustálenou výchylku i dobu regulace. Snižováním netěsností dochází sice k růstu ustálené výchylky, ale zároveň se prodlouží doba regulace a dochází ke kmitům. Růst netěsností naopak dobu regulace mírně snižuje, ale klesá ustálená výchylka.



Obr. 10.12 Základní charakteristika pro $\bar{N}=10$

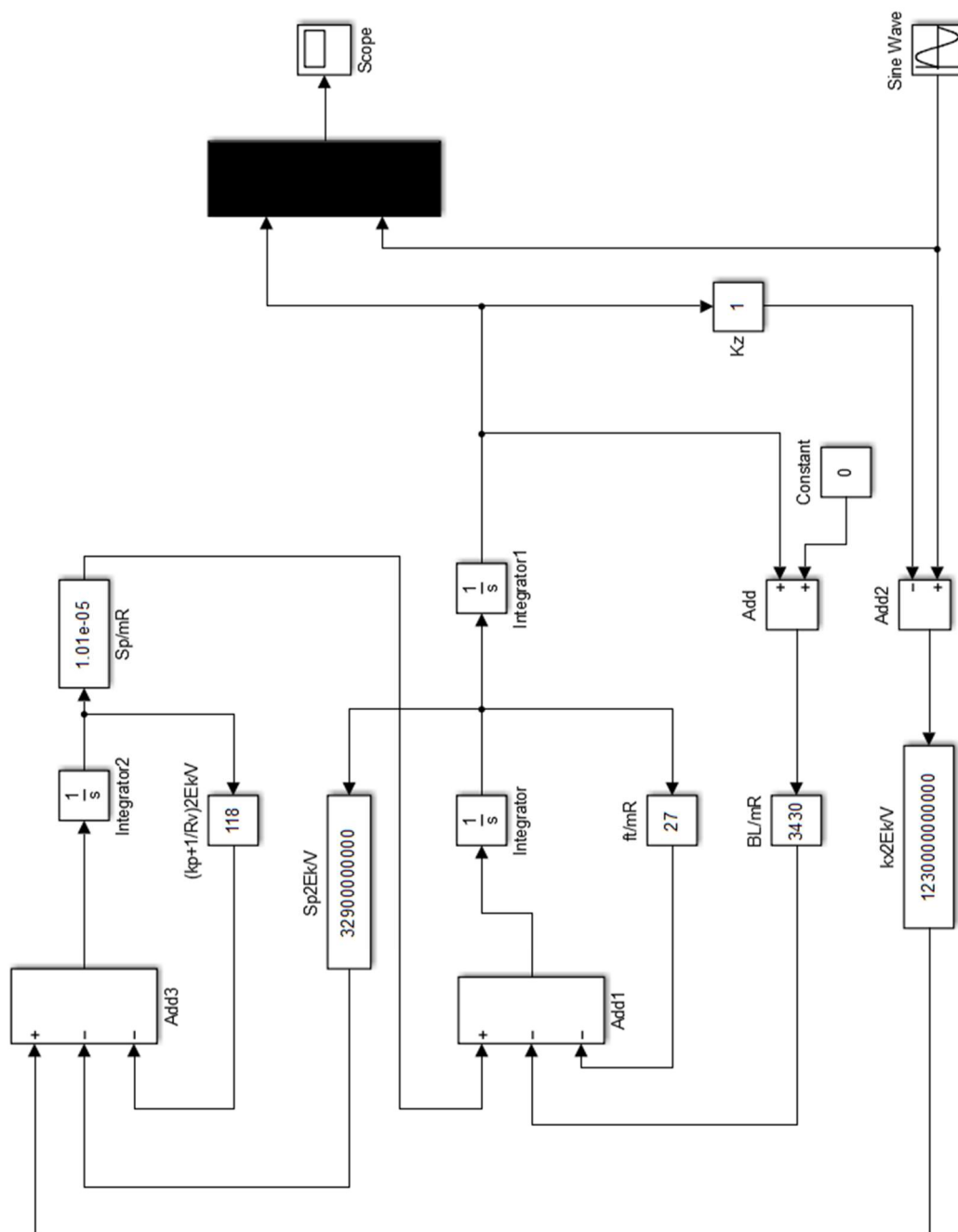


Obr. 10.13 Charakteristiky při změně $\bar{N}$

$\bar{N}$

10.5 Frekvenční charakteristiky

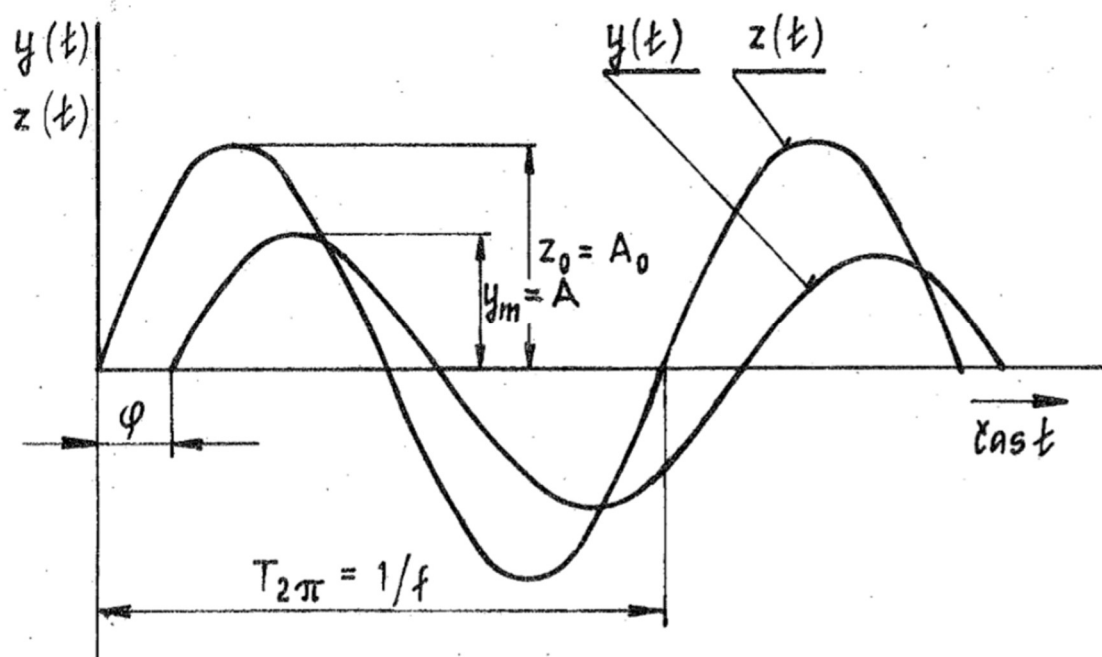
Kvůli zjištění frekvenčních charakteristik je nutné schéma upravit záměnou skokového signálu za sinusový. Upravené schéma je na obrázku 10.14.



Obr. 10.14 Schéma pro analýzu frekvenčních charakteristik

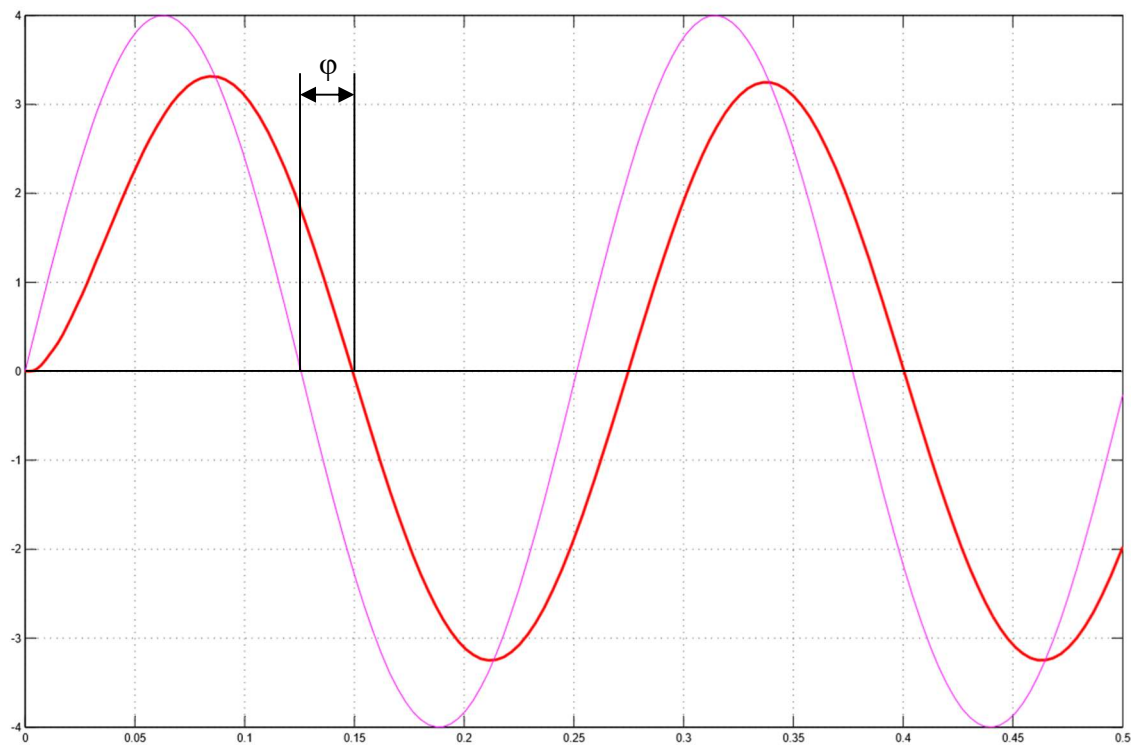
Výstupem je sinusový signál, u kterého se mění amplituda a fázové posunutí vůči vstupu. Vyhodnocují se poměry amplitud vstupní a výstupní veličiny a fázový posun,

vynášené v závislosti na frekvenci vstupního signálu. Způsob odečítání je na obrázku 10.15[18]

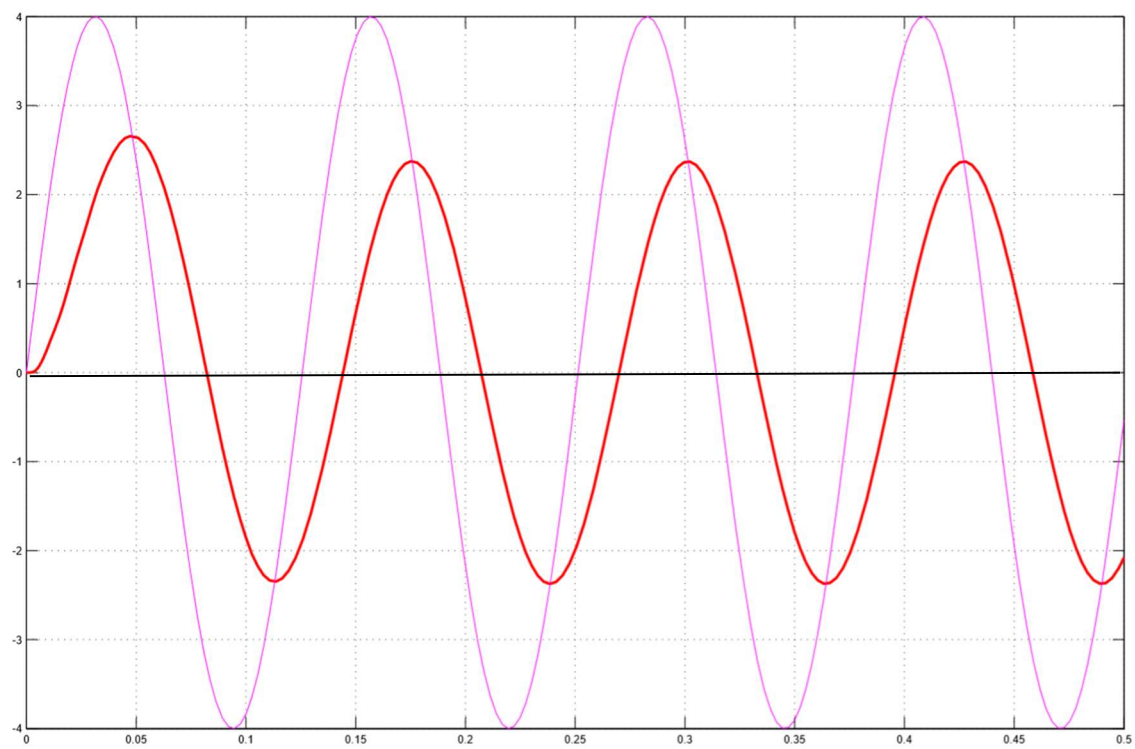


Obr. 10.15 Schéma odečítání parametrů frekvenčních charakteristik[9]

V programu MATLAB-SIMULINK byly vytvořeny vzorové průběhy pro úhlové rychlosti 25 (obr. 10.16) a 50 rad/s. (obr. 10.17).



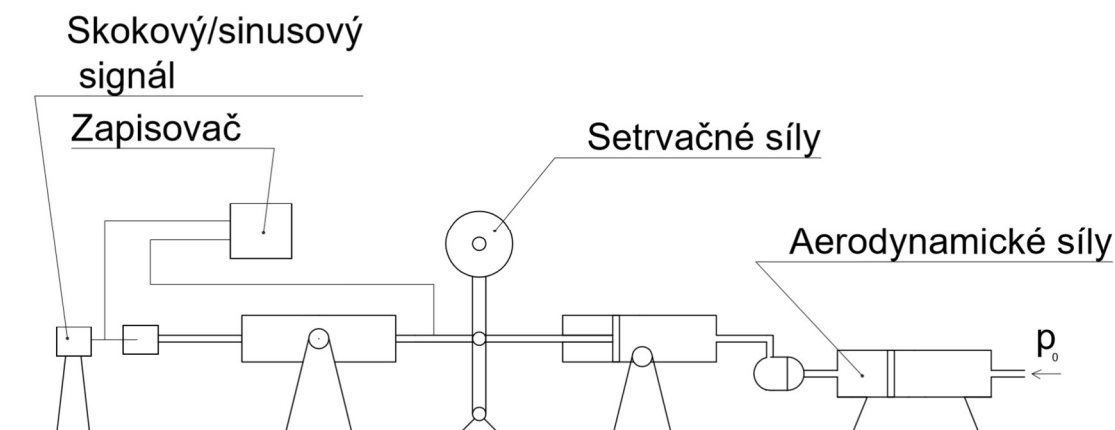
Obr. 10.16 Charakteristika pro frekvenci 25 rad/s



Obr. 10.17 Charakteristika pro frekvenci 50 rad/s

11 Návrh experimentálního zkoušení servomechanismu

Experimentální měření vlastností lze provést na zařízení na obrázku 11.1. Aerodynamické zatížení servomechanismu je simulováno pístnicí napojenou na přívod tlaku. Dále je zatěžován setrvačnými silami pomocí závaží. Výslednou zatěžovací sílu měří tenzometr. Dále jsou měřeny vstupní a výstupní veličina a vstupní a výstupní tlak. Vstupní signál může být buď skokový nebo sinusový.



Obr. 11.1 Zařízení pro experimentální měření charakteristik

Při pracovním cyklu dochází v různých částech servomechanismu ke změnám tlaku, což může signalizovat změnu technického stavu přístrojů (např. netěsnosti válců). Tímto se dají zjistit vlivy opotřebení jednotlivých částí pro analýzu spolehlivosti.

Dalším parametrem je teplota, která má vliv hlavně na vlastnosti kapaliny, proto je potřeba zaznamenávat i její průběh.

V průběhu měření se použijí snímače zaznamenávající všechny výše uvedené hodnoty, které se posléze zpracují do grafů, z nichž lze poté zjistit vliv jednotlivých parametrů.

12 Závěr

V první části práce byly určeny parametry výchozích letadel a poté navrhnutá soustava řízení vhodná k použití pro tyto typy letounů. Dále byl vypočten závěsový moment, který musí servomechanismus překonávat. Z těchto vycházel výsledný návrh schématu servomechanismu.

Ze získaných parametrů a jednotlivých rovnic popisujících fungování servomechanismu pak vznikl model pro analýzu v programu MATLAB-SIMULINK, a z něj byly vykresleny jednotlivé závislosti přechodových charakteristik na různých parametrech.

Následně bylo navrženo schéma pro experimentální ověření daných charakteristik.

Seznam použitých zdrojů

- [1] JACSON, P. a kol.: *Jane's All the World's Aircraft 2007-2008*, Alexandria: Janes Information Group, 2007. 973 s. ISBN 978-0710627926
- [2] Armáda České republiky. L-159 Alca. *Armáda České republiky*[online]. 2011[cit. 2017-4-3]. Dostupné z: <http://www.acr.army.cz/technika-a-vyzbroj/letecka/-l-159-alca-89935/>
- [3] Textron aviation. Citation CJ4. *Textron aviation*[online]. 2017[cit. 2017-4-3]. Dostupné z: <http://cessna.txtav.com/citation/cj4>
- [4] MERTL, V.: *Konstrukce a projektování leadel*, Brno: PC-DIR Real. 2000.
- [5] TUREK, J. Powerplant and Airframe Instalations of the aircraft
- [6] TŘETINA, K.: *Letecké instalace II*, Brno:VA Brno, 1987. 160 s.
- [7] Federal Aviation Administration. Small Airplanes. Federal Aviation Administration[online]. 2015[cit. 2017-5-4]. Dostupné z: <https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=685dc1ae97ae3f5e5569e47880fab01e&mc=true&node=pt14.1.23>
- [8] DANĚK, V.: *Mechanika letu II*, Brno: CERM, 2011. 340 s. ISBN 978-80-7204-761-1
- [9] TŘETINA, K.: *Letecké instalace III*, Brno:VA Brno, 1987. 120 s.
- [10] Aviation Week. Business airplane Tables. *Avition Week*[Online]. 2015[cit. 2017-4-3]. Dostupné z: http://aviationweek.com/site-files/aviationweek.com/files/uploads/2015/05/Business%20Airplane%20Tables_May_2015_revised.pdf
- [11] Embraer. Legacy 450. *Embraer*[Online]. 2014[cit. 2017-4-3]. Dostupné z: http://www.embraerexecutivejets.com/Brochures/Legacy-450_Brochure.pdf
- [12] Embraer. Legacy 500. *Embraer*[Online]. 2014[cit. 2017-4-3]. Dostupné z: http://www.embraerexecutivejets.com/Brochures/Legacy-500_Brochure.pdf
- [13] UK Government Web Archive. Hawk. *Ministry of Defence*[Online] 2012[cit. 2017-4-3]. Dostupné z: <http://webarchive.nationalarchives.gov.uk/20121026065214/http://www.mod.uk/DefenceInternet/FactSheets/EquipmentFactsheets/Hawk.htm>
- [14] UAC, Yak-130. *UAC*[Online]. 2012[cit. 2017-4-3]. Dostupné z: <http://www.uacrussia.ru/en/aircraft/lineup/military/yak-130/aircraft-specific/>
- [15] Aero Vodochody, Letoun L-159, *Aero Vodochody*[Online]. 2014[cit. 2017-4-3].

- Dostupné z: <http://www.aero.cz/cz/produkty-sluzby/programy/letoun-l-159/>
- [16] Dassault Aviation , Alpha jet, *Dassault aviation*[Online]. 2013[cit. 2017-4-3]. Dostupné z: <http://www.dassault-aviation.com/en/passion/aircraft/military-dassault-aircraft/alpha-jet/>
- [17] Armáda České republiky. L-39 Albatros. *Armáda České republiky*[online]. 2011[cit. 2017-4-3]. Dostupné z: <http://www.acr.army.cz/technika-a-vyzbroj/letecka/-l-39-albatros-89936/>
- [18] NEPRAŽ, F. a kol.: Modlování systémů s hydraulickými mechanismy, Brno: Bosh Rexroth, 2002. 174 s. ISBN 80-214-2187-8
- [19] ŠVÉDA, J.: Letové vlastnosti, Brno: VA Brno, 1977. 268 s.
- [20] KUBÍK, S.: Teorie I. Lineární regulace, Praha: SNTL, 1968. 268 s.
- [21] MAŠTOVSKÝ, O.: Hydromechanika, Praha: SNTL, 1964. 320 s.
- [22] PROKEŠ, J.: Hydraulické a pneumatické mechanismy, Praha: SNTL, 1988. 276 s.
- [23] BAŠTA, T.: Hydraulické zařízení v letadlech Díl II, Praha: SNTL, 1957. 340 s.
- [24] KOPÁČEK, J.: Hydrostatické převodové mechanismy, Praha: SNTL, 1986. 272 s.

Seznam obrázků

Obr. 2.1 Aero L-159 Alca	15
Obr. 2.2 Cessna Citation CJ4.....	15
Obr. 3.1 Schéma vratného řízení	16
Obr. 3.2 Schéma nevratného řízení.....	17
Obr. 3.3 Výsledný návrh soustav řízení.....	18
Obr. 4.1 rozměry pístu	20
Obr. 5.1 změna sil na řídicí páce v závislosti na rychlosti.....	21
Obr. 5.2 servoploška	22
Obr. 5.3 možnosti zavádění sil do řízení	22
Obr. 5.4 pružinový zatěžovací mechanismus	23
Obr. 5.5 Automat řízení	24
Obr. 6.1 konstrukční schéma servomechanismu	26
Obr. 7.1 Principiální schéma zesilovače	27
Obr. 7.2 Trojúhelníkové škrticí hrany	28
Obr. 6.3 Vliv překrytí	29
Obr. 6.4 Vliv posuvu na koeficient k_p	29
Obr. 6.5 Linearizované průtokové charakteristiky	30
Obr. 7.6 Schéma měřicího okruhu pro měření průtokových charakteristik.....	30
Obr. 7.7 linearizované průtokové charakteristiky šoupátkového rozvaděče	31
Obr. 7.8 parametry pracovního válce.....	32
Obr. 7.9 Schéma měření setrvačných hmot	33
Obr. 7.10 Teoretický průběh síly a pohybu pístnice.....	33
Obr. 7.11 Závislost součinitele kapalného tření na rychlosti pístnice	34
Obr. 7.12 Schéma zatížení	35
Obr. 7.13 průtoková rovnováha	36
Obr. 7.14 schéma zpětné vazby	37
Obr. 8.1 fyzikální blokové schéma servomechanismu	40
Obr. 9.1 výsledné simulační schéma	42
Obr. 10.1 Základní (Přechodová) charakteristika	43
Obr. 10.3 Základní charakteristika pro $\overline{k_x} = 3$	44
Obr. 10.2 Základní charakteristika pro $\overline{k_x} = 0,5$	44
Obr. 9.4 Charakteristiky při změně $\overline{k_x}$	45
Obr. 10.5 Základní charakteristika pro $\overline{E_k} = 0,15$	46
Obr. 10.6 Základní charakteristika pro $\overline{E_k} = 3$	46
Obr. 10.7 Charakteristiky při změně $\overline{E_k}$	47
Obr. 10.8 Základní charakteristika pro $\overline{B_L} = 0,2$	48
Obr. 10.9 Základní charakteristika pro $\overline{B_L} = 5$	48
Obr. 10.10 charakteristiky při změně $\overline{B_L}$	49
Obr. 10.11 Základní charakteristika pro $\overline{N} = 0,1$	50
Obr. 10.12 Základní charakteristika pro $\overline{N} = 10$	51
Obr. 10.13 Charakteristiky při změně $\overline{N}$	51

Obr. 10.14 Schéma pro analýzu frekvenčních charakteristik.....	52
Obr. 10.15 Schéma odečítání parametrů frekvenčních charakteristik	53
Obr. 10.16 Charakteristika pro frekvenci 25 rad/s	53
Obr. 10.17 Charakteristika pro frekvenci 50 rad/s	54
Obr. 11.1 Zařízení pro experimentální měření charakteristik	55

Seznam tabulek

Tab. 2.1 Parametry letounů.....	14
Tab. 7.1 Výsledné parametry servomechanismu.....	38