

# KONŠTRUKCIA, STAVBA A MECHANIKA LETU UPÚTANÝCH MODELOV

III – aktualizácia 1

Ján Škrabálek

Bratislava

2007

## 6 Mechanika letu upútaného modelu lietadla

Vo väčšine kategórií leteckých modelov je používaná cieľavedomá regulácia vztlakových síl pomocou priameho (mechanického) alebo nepriameho (elektronického) ovládacieho systému. Ten má zabezpečovať nastavenie regulačných prvkov modelu (vztlakových klapiek a kormidiel) tak, aby výsledná aerodynamická sila vyvodila zakrivenie dráhy modelu, dané súťažnými pravidlami alebo požiadavkami pilota-modelára.

Väčšine modelárov je z dlhoročnej praxe známe, že najväčším problémom správne „naladenie“ modelu, t.j. dosiahnutie vhodnej citlivosti modelu na pohyby ovládacieho mechanizmu, pri zachovaní dostatočnej pozdĺžnej stability okolo priečnej osi  $z$ . Vo veľkej časti prípadov, i pri správnom návrhu väčšiny parametrov modelu a dobrom chode motora, model nereaguje uspokojivo a vhodná citlivosť sa nedá dosiahnuť dovážením modelu v pozdĺžnom smere. Tiež i úpravy plôch a výchyliek kormidiel sú iba kompromisným riešením. Modelár si zväčša dovažuje a upravuje model tak, aby citlivosť ovládania vyhovovala jeho návykom a mentalite.

U modelov z hľadiska citlivosti ovládania rozoznávame dva extrémne prípady:

**a** - model lieta stabilne a plynulo priame úseky a „guľaté“ obraty (s malým zakrivením dráhy) a veľmi ťažkopádne „hranaté“ obraty (so silným zakrivením dráhy). Upútaný akrobatický model si vyžaduje silové ovládanie pohybom zápästia alebo celého predlaktia ruky a model pri takýchto obratoch zostáva „visieť“ na jednom ovládacom drôte.

**b** - model lieta priame úseky i „guľaté“ obraty plynulo iba pri veľkej pozornosti pilota a „hranaté“ obraty lieta veľmi ľahko. Upútaný akrobatický model si vyžaduje citlivé ovládanie prstami.

V praxi sa bežne, i u špičkových modelárov, vyskytujú oba extrémny naraz u jedného modelu. Potom model lieta normálne („ľahané“) a invertné („tlačené“) obraty rozdielne, nesymetricky. Je to zväčša spôsobené:

- nedodržaním nulových uhlov nábehu krídla a vodorovnej chvostovej plochy voči osi motora (u strednoplošníkov),
- nesymetrickými výchylkami vztlakových klapiek a výškovky (nevhodná kinematika pákových prevodov ovládacieho mechanizmu, resp. ich zlé praktické prevedenie),
- malou vzperovou tuhosťou tiahel ovládacieho mechanizmu,
- zlou konštrukciou ovládacej rukoväte u upútaných modelov alebo nevyladením dĺžky pútačích drôtov, čo potom súvisí s pocitom pilota, že model nereaguje na výchylky rukoväte symetricky.

Všetky tieto uvedené vlastnosti modelov súvisia s ich regulačnými a ovládacími vlastnosťami – charakteristikami. Táto kapitola v zjednodušenej forme analyzuje závislosti zmien regulačných a ovládacích charakteristík na meniacich sa parametroch modelov tak, aby vzniklo vhodné vodítko pre optimalizáciu ich konštrukcie.

### Úvod do problematiky regulácie tvaru letovej dráhy modelov.

Nakoľko proces regulácie je obecné procesom dynamickým, so zložitými vzťahmi jednotlivých veličín v závislosti na čase, budú sa nasledujúce rozborov zaoberať iba zjednodušeným regulačným procesom nezohľadňujúcim časové zmeny, tzv. **kvázi statickým regulačným procesom** – **zjednodušene: ustáleným regulačným procesom** a z neho vyplývajúcimi ustálenými letovými režimami modelu (hmotnosť, poloha hmotného ťažiska, letová rýchlosť, uhly nábehu i vychýlenia kormidiel, aerodynamické i zotrvačné sily a letová poloha modelu v priestore budú vždy nezávislé na čase).

Súvislosť medzi ustáleným a dynamickým procesom si vždy podľa potreby objasníme.

Pred vlastným vykonaním rozborov si zopakujeme obecné platné zákonitosti, platiace pre pohyb modelu v ovzduší z hľadiska aerodynamiky, mechaniky a dynamiky pohybu.

Pohyb modelu v ovzduší vyvoláva zmeny prúdenia tohoto ovzdušia, čo má za následok zmeny rýchlosti prúdenia a následnú zmenu kinetickej, potenciálnej a tlakovej energie danej objemovej jednotky voči neovplyvnenému prúdu. Vzhľadom k zanedbateľnému podielu zmeny potenciálnej energie, bude hlavným výsledkom zmena kinetickej a tlakovej energie. Zo zákona zachovania energie potom vyplýva:

- znižovanie kinetickej energie (zabrzdením prúdiaceho ovzdušia) bude mať za následok nárast tlakovej energie – bude vznikať pretlak voči tlaku nerozrušeného prúdu,
- zvyšovanie kinetickej energie (urýchľovaním prúdiaceho ovzdušia) bude mať za následok pokles tlakovej energie – bude vznikať podtlak voči tlaku nerozrušeného prúdu.

Závislosť týchto zmien vyjadruje **Bernoulliho rovnica**.

Výsledkom takto vzniknutých pretlakových a podtlakových síl, pôsobiach na jednotlivých ploškach celého povrchu modelu, bude výsledná aerodynamická sila  **$R$**  (obr.6.1), ktorá bude pôsobiť v ťažisku čiastkových aerodynamických síl a bude mať obecný sklon voči smeru pohybu (letu) modelu.

➔ Zložku výslednej aerodynamickej sily v smere pohybu modelu (os  $x$ ) nazývame **aerodynamický odpor  $X$** . Tento pôsobí vždy proti smeru pohybu modelu. Pokiaľ má model udržiavať ustálenú rýchlosť pohybu (letu), musí tento odpor prekonať buď ťahom pohonnej jednotky alebo zodpovedajúcou stratou potenciálnej energie (letovej výšky).

➔ Zložku výslednej aerodynamickej sily kolmej na pohyb modelu (os  $y$ ) nazývame **aerodynamický vztlak  $Y$** . Nakoľko hmota modelu bude mať podľa zákona zotrvačnosti snahu zotrvať v rovnomernom

ustálenom priamočiarom pohybe, bude vztlak spôsobovať zakrivenie dráhy v rovine  $x, y$  a proti tejto zmene bude pôsobiť v hmotnom ťažisku modelu reakcia  $F_y$ .

Podľa zákona o rovnováhe akcie a reakcie bude vždy platiť:

$$Y + F_y = 0$$

$$\text{potom: } F_y = -Y$$

Zo vzorca vyplýva, že reakcia  $F_y$  bude mať vždy rovnakú veľkosť ako vztlaková sila  $Y$ , bude však vždy opačného zmyslu.

Nakoľko ťažisko vztlakovej sily a hmoty modelu nemusí byť vždy totožné, bude vztlaková sila  $Y$ , pôsobiaca vo vzdialenosti  $r$  od hmotného ťažiska vyvodzovať moment:

$$M_y = r * Y$$

Tento moment však bude spôsobovať naklápanie modelu okolo osi  $z$  a z toho vyplývajúcu zmenu uhlu nábehu  $\alpha$  i výslednej vztlakovej sily  $Y$  v čase. Letový režim modelu bude neustály, bude sa meniť zakrivenie jeho letovej dráhy. Pre ustálený letový režim musí byť splnená podmienka, že suma momentov pôsobiaca na model musí byť nulová:

$$\Sigma M = 0$$

Z toho vyplýva, že musíme mať možnosť pôsobiť na model regulačnou silou  $Y_{reg.}$  takej veľkosti a na takom ramene, aby jej pôsobenie anulovalo moment  $M_y$ . Túto regulačnú silu vyvodzujeme zväčša vhodnou zmenou uhlu nábehu alebo zakrivenia vodorovnej chvostovej plochy (výškovky) pomocou ovládacieho mechanizmu:

- pákovým prevodom, ktorého pohyb je vyvolaný pohybom ovládacej rukoväte – priamym mechanickým spojením u upútaných modelov,
- pákovým prevodom, ktorého pohyb je vyvolaný pohybom servopohonov riadených RC aparátúrou i RC modelov.

➔ **Proces cieľavedomej zmeny regulačnej sily a výsledného regulačného momentu nazývame REGULÁCIA.**

V prípade, že iba pre jednu veľkosť regulačnej sily je splnená podmienka  $\Sigma M = 0$ , nebude možné takúto reguláciu prakticky využiť.

Preto, aby sme nemali len jedno možné riešenie, ale určitú súvislú, prakticky využiteľnú oblasť riešení, zavedieme na model doplnkovú stabilizačnú silu  $Y_{stab.}$ , ktorá bude pôsobiť vhodnou veľkosťou a momentom proti regulačnému momentu tak, aby bola splnená podmienka  $\Sigma M = 0$  v určitom, pokiaľ možno najväčšom rozsahu.

➔ **Tento rozsah nazývame REÁLNY REGULAČNÝ ROZSAH.**

Doplnkovú silu vyvodzuje v praxi vodorovná chvostová stabilizačná plocha. Potom v reálnom regulačnom rozsahu vyvolá každá zmena vyvolá každá zmena regulačnej sily takú zmenu stabilizačnej sily, že bude vždy splnená podmienka stability, t.j. rovnováhy síl a momentov.

Nakoľko hlavným cieľom procesu regulácie veľkosti vztlakovej sily  $Y$  je dosiahnutie požadovaného zakrivenia letovej dráhy modelu v rovine  $x, y$ , budeme sa v nasledujúcich úvahách zaoberať iba silovým pôsobením vztlakových síl v smere osi  $y$  a ich momentovým pôsobením okolo osi  $y$ , v rovine  $x, y$ .

Rozbor vykonáme pre dva základné druhy pohybov:

**A** – priamočiary pohyb, s nulovým zakrivením dráhy,

**B** – kruhový pohyb, s konštantným zakrivením dráhy.

K tomuto členeniu nás núti skutočnosť, že každá zmena vztlakovej sily vyvolá zmenu zakrivenia letovej dráhy modelu a zmenu zakrivenia vzdušného prúdenia voči tomuto modelu. To bude mať za následok rozdielnu zmenu skutočných uhlov nábehu jednotlivých častí nosných plôch modelu a náväznú zmenu vztlakových, regulačných a stabilizačných síl a momentov. Závislosť týchto zmien sa však dá riešiť iba pre konkrétny model, s konkrétnymi parametrami. Závislosť týchto zmien nieje možné zisťovať resp. merať experimentálne v aerodynamickom tuneli.

Skúmanie procesu regulácie vztlakovej sily pri priamočiarom pohybe nám umožňuje zjednodušené matematické vyjadrenie silových pomerov, zjednodušené grafické zobrazenie závislosti vztlakovej sily na výchylkách kormidiel (regulačnej charakteristiky) pre model s obecnými meniacimi prvkami, a čo je najdôležitejšie, že je možné silové a momentové závislosti zisťovať a merať v aerodynamickom tuneli. Pri meraní v tuneli nebude dochádzať k zmene zakrivenia letovej dráhy, nakoľko reakcie aerodynamických síl zachytia aerodynamické váhy.

Zásadné zmeny regulačnej charakteristiky medzi priamočiarým („tunelovým“) a kruhovým (skutočným) pohybom modelu si však môžeme teoreticky odvodiť.

Jednotlivé letové režimy, pri ktorých sa budú najviac zhodovať údaje tunelového merania so skutočnosťou budú priamočiare lety za bezvetria – kolmý stúpacý a klesavý let a let v základnej výške – horizonte.

Všetky ďalej uvedené rozborov sú vykonané za určitých zjednodušujúcich predpokladov, čo však na správnosť výsledných záverov nebude mať podstatný vplyv.

Vo všetkých ďalej uvádzaných rovniciach je zmysel síl a momentov udávaný znamienkom v zmysle obrázkových príloh !

## 6.1 Priamočiary pohyb

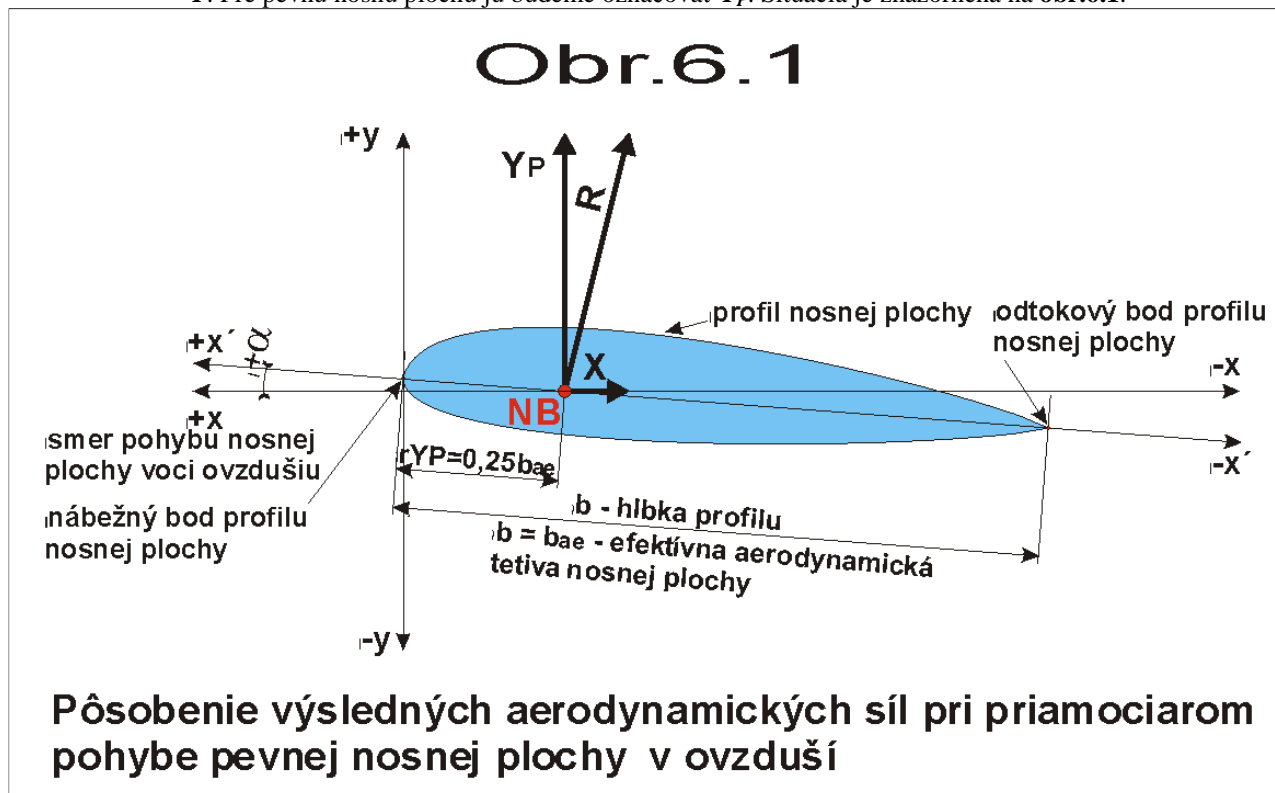
### 6.1.1 Vztlakové sily a momenty pri priamočiarom pohybe

#### 6.1.1.1 Vztlakové sily a momenty jednej nosnej plochy

##### 6.1.1.1.1 Vztlaková sila pevnej nosnej plochy

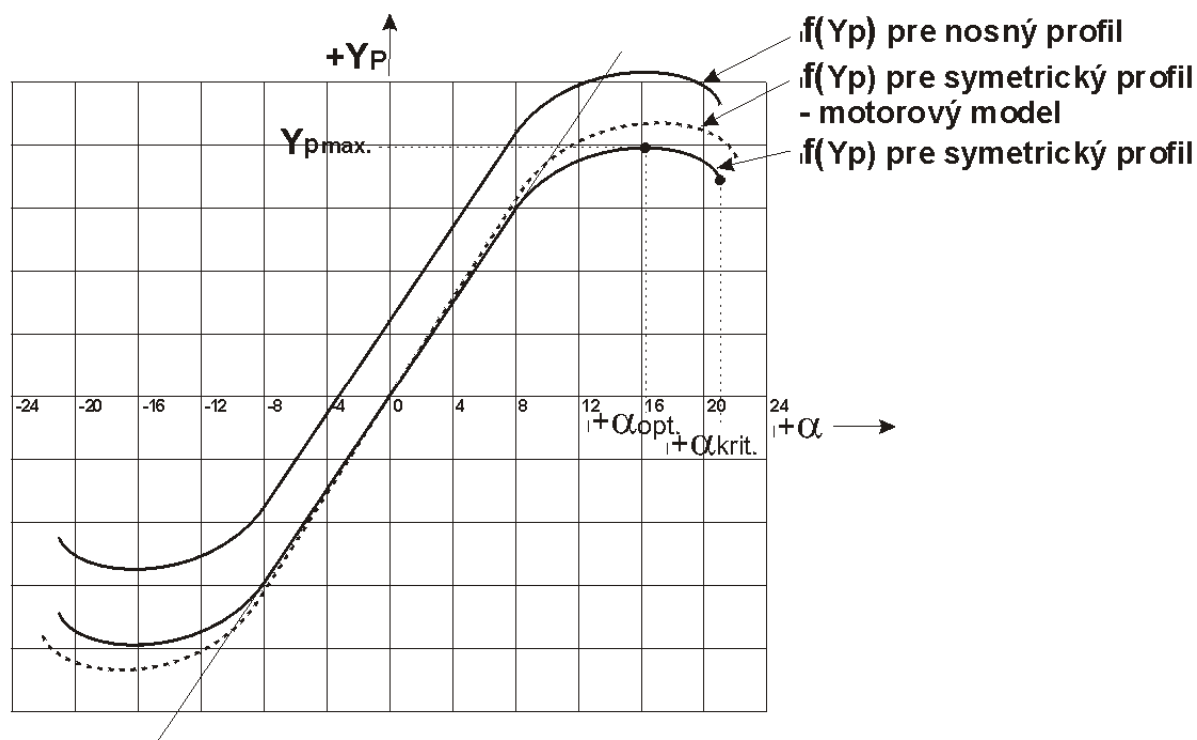
Pod pojmom pevná nosná plocha rozumieme i plochu s pohyblivou časťou (kormidlom, klapkou), ktorá je zablokovaná v neutrálnej polohe.

Ako už bolo v úvode povedané, pri obtekaní modelu vzniká aerodynamická sila, pôsobiaca v ťažisku čiastkových aerodynamických síl, ktorej zložka kolmá na smer pohybu (os  $x$ ) je aerodynamický vztlak  $Y$ . Pre pevnú nosnú plochu ju budeme označovať  $Y_P$ . Situácia je znázornená na obr.6.1.



Závislosť veľkosti vztlakovej sily  $Y_P$  na uhle nábehu  $\alpha$  udáva vztlaková čiara, ktorej priebeh pre profil s kladne zakrivenou strednou čiarou (nosný) a profil s nezakrivenou strednou čiarou (symetrický) je znázornený na obr.6.2.

## Obr.6.2



### Vztlakové čiary pevnej nosnej plochy so symetrickým a nesymetrickým profilom

Nakoľko od akrobatického modelu vyžadujeme max. symetriu lietania „ťahaných“ i „tlačených“ obrátov (figúr), (pozri športové pravidlá FAI), budeme sa v ďalších úvahách zaoberať iba symetrickými profilmi nosných plôch, ktoré majú potrebné vlastnosti.

Z priebehu vztlakovej čiary vyplýva, že do určitého uhlu nábehu  $\alpha$  (8° až 10°) narastá vztlaková sila približne lineárne s  $\alpha$ . Po prekročení tejto hranice nadobudne nárast degresívnu charakteristiku, pri dosiahnutí  $\alpha_{opt.}$  (14° až 16°) dosahuje vztlaková sila maximálnu hodnotu. Pri ďalšom zvyšovaní  $\alpha$  klesá vztlaková sila až do hodnoty, kedy dôjde k prudkému poklesu vztlakovej sily, čo bude mať za následok „presadnutie“ modelu.

➔ **Vztlaková čiara bude prechádzať počiatkom súradnicového systému ( $\alpha, Y$ ) len vtedy, ak bude nosná plocha aerodynamicky a teda i geometricky symetrická.**

Túto podmienku spĺňa iba nosná plocha so symetrickými profilmi, ktorých stredové čiary ležia v jednej rovine. Zápornú vetvu vztlakovej čiary potom dostaneme pootočením kladnej vetvy okolo počiatku súradnicového systému o 180°, „hore nohami“.

➔ **V prípadoch aerodynamickej nesymetrie bude vztlaková čiara prechádzať vždy mimo počiatok súradnicového systému ( $\alpha, Y$ ) a kladná vetva sa bude líšiť od zápornej.**

➔ **Vztlaková čiara bude mať plynulý priebeh len vtedy, ak bude konštrukcia nosnej plochy správne navrhnutá i vyhotovená z hľadiska statického i dynamického a v jej priebehu nebude dochádzať k nestacionárnym javom v prúde vzduchu.**

Pre zabezpečenie dobrých letových vlastností akrobatického modelu je nutné dosiahnuť plynulý priebeh vztlakovej čiary a jej maximálnu symetriu vhodným návrhom profilu nosných plôch a konštrukciou nosného systému.

Priebeh vztlakovej čiary u motorového modelu bude voči bezmotorovému ovplyvnený zložkou ťažnej sily motora v smere osi  $y$  a zmenou charakteru i rýchlosti prúdenia v časti nachádzajúcej sa vo vrtulovom prúde. To bude mať za následok nárast max. vztlakovej sily a jej posun do väčších hodnôt uhlu nábehu  $\alpha$ . (znázornené na obr.6.2 čiarkovane). V našich úvahách však tento vplyv zanedbáme. Funkčnú závislosť veľkosti vztlakovej sily  $Y_p$  na uhle nábehu  $\alpha$  môžeme vyjadriť nasledovným obecným vzťahom:

$$f(Y_P) = K_P * f(\alpha) \quad [N] \quad [\text{vzorec 6-1a}]$$

pričom:  $K_P = q * V^2 * S_P / 2 * \Delta C_{Yp} / \Delta \alpha_0 \quad [N / ^\circ]$

kde:  $S_P$  – veľkosť nosnej plochy  $[m^2]$

$V$  – letová rýchlosť  $[m.s^{-1}]$

$q$  – špecifická hmotnosť ovzdušia  $[kg.m^{-3}]$

$q * V^2 / 2 = q$  – dynamický tlak ovzdušia  $[N.m^{-2}]$

$\Delta C_{Yp} / \Delta \alpha_0 = k_P$  – sklon vztlakovej čiary pre  $\alpha = 0^\circ \quad [1 / ^\circ]$

Potom dosadením do vzorca [6-1a] dostaneme:

$$f(Y_P) = q * S_P * k_P * f(\alpha) \quad [N] \quad [\text{vzorec 6-1b}]$$

Pre zjednodušenie budeme hodnoty dynamického tlaku  $q$  a sklonu vztlakovej čiary  $k_P$  považovať pre celý model za nemenné (konštantné).

#### 6.1.1.1.2 Rameno ťažiska vztlakovej sily pevnej nosnej plochy – neutrálny bod

Ak ukotvíme nosnú plochu v určitej hĺbke od nábežnej hrany a budeme merať veľkosť a zmysel klopného momentu vztlakovej sily  $Y_P$  k tomuto bodu zistíme, že v určitej vzdialenosti bude mať nulovú hodnotu. Tento bod je *ťažiskom vztlakovej sily*  $Y_P$  a vzdialenosť tohto bodu od nábežnej hrany bude *rameno ťažiska vztlakovej sily*  $r_{Yp}$  v našom zvolenom súradnicovom systéme. Tento bod tiež nazývame *neutrálny bod*. Je preň charakteristické, že sa jeho poloha vo veľkom rozsahu  $\alpha$  nemení. Pre zjednodušenie budeme hodnotu  $r_{Yp}$  stanovovať podľa nasledovného vzorca:

$$r_{Yp} = -0.25 * b_{ae} \quad [m]$$

kde  $b_{ae}$  je efektívna aerodynamická tetiva nosnej plochy. Spôsob stanovenia  $b_{ae}$  je uvedený v literatúre / Musil...../

Obecne sa tento vzorec dá vyjadriť tiež nasledovne:

$$r_{Yp} = C_{mP} * b_{ae} \quad [m] \quad [\text{vzorec 6-2}]$$

pričom  $C_{mP}$  je koeficient klopného momentu, resp. rameno, na ktorom bude pôsobiť vztlaková sila pri jednotkovej hĺbke profilu, ak  $b_{ae} = 1$ . V našom prípade  $C_{mP} = -0.25$

*Poznámka: Nakoľko sa všetky pôsobiská síl v uvádzaných obrázkoch nachádzajú na zápornej strane osi x, budú mať všetky ramená r pôsobísk síl zápornú hodnotu.*

#### 6.1.1.1.3 Klopný moment vztlakovej sily pevnej nosnej plochy

Klopný moment vztlakovej sily pevnej nosnej plochy  $Y_P$  k počiatku súradnicového systému, zhodného s nábežným bodom profilu nosnej plochy (**obr.6.1**), môžeme vyjadriť vzt'ahom:

$$M_{Yp} = r_{Yp} * Y_P * \cos \alpha$$

Obecne sa dá tento vzorec vyjadriť nasledovne:

$$f(M_{Yp}) = r_{Yp} * f(Y_P) * \cos \alpha \quad [N.m] \quad [\text{vzorec 6-3a}]$$

Po dosadení vzorcov [6-1b] a [6-2] dostávame:

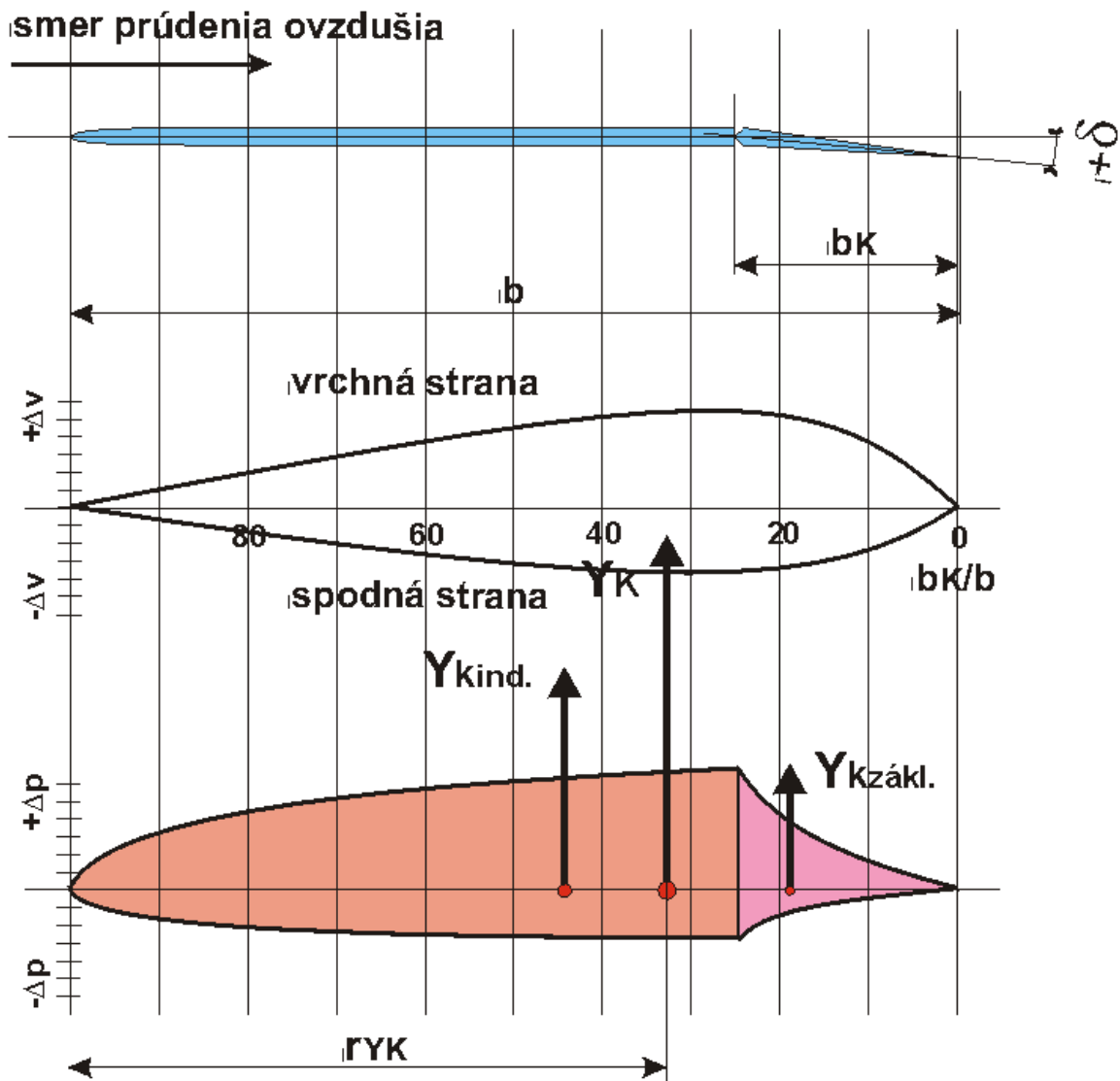
$$f(M_{Yp}) = C_{mP} * b_{ae} * q * S_P * k_P * f(\alpha) * \cos \alpha \quad [N.m] \quad [\text{vzorec 6-3b}]$$

Klopný moment  $M_{Yp}$  bude mať na polohu nosnej plochy voči prúdiacemu ovzdušiu vždy stabilizačný účinok, nakoľko bude pôsobiť vždy proti zväčšovaniu hodnoty uhlu nábehu  $\alpha$

#### 6.1.1.1.4 Vztlaková sila vyvolaná pohyblivou časťou nosnej plochy – kormidlom

Situácia pri obtekaní profilu nosnej plochy s pohyblivou časťou – kormidlom alebo vztlakovou klapkou, je znázornená na **obr.6.3**.

# Obr.6.3



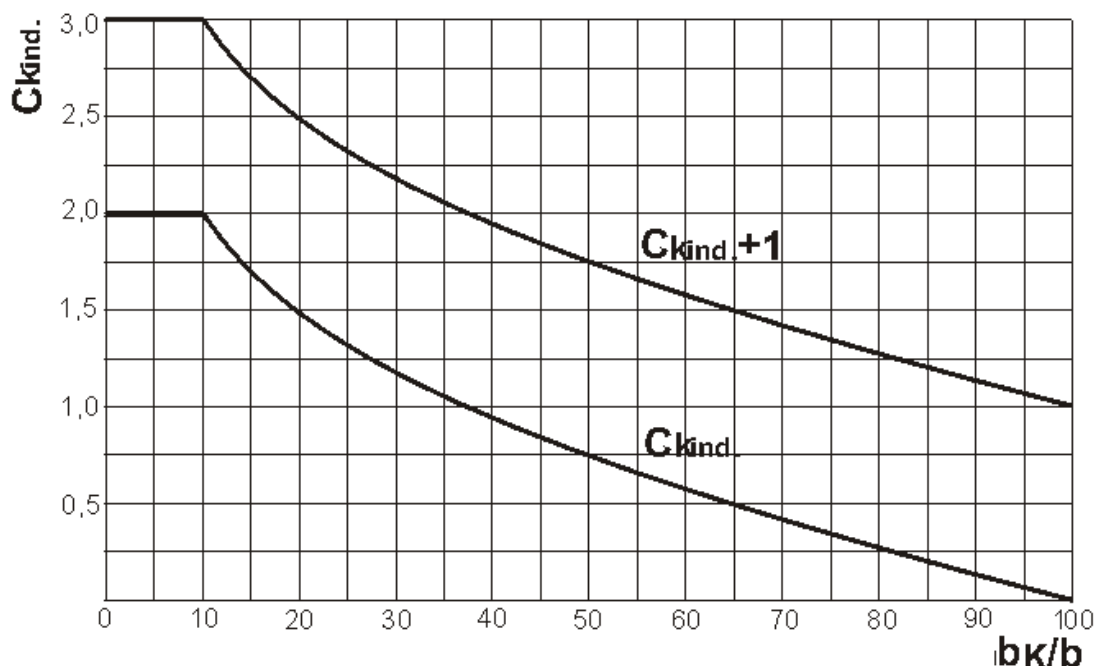
## Vznik vztlakovej sily vyvolanej pohyblivou castou nosnej plochy - kormidlom

Z obrázku je zrejmé, že výchylka kormidla  $\delta$  vyvolá zmenu rýchlosti prúdenia a z toho vzplývajúcu aerodynamickú silu nielen na vlastné kormidlo ale i na nepohyblivú časť profilu nosnej plochy. Zložku aerodynamickej sily pôsobiacu priamo na kormidlo nazvime „základnou zložkou“  $Y_{Kzákl.}$  a zložku pôsobiacu na nepohyblivú časť „indukovanou zložkou“  $Y_{Kind.}$  Potom výsledná vztlaková sila vyvolaná kormidlom bude daná vzťahom:

$$Y_K = Y_{Kzákl.} + Y_{Kind.}$$

Pomer medzi základnou a indukovanou zložkou pre rôzne % hĺbky kormidla z celkovej hĺbky profilu je zobrazený na obr.6.4.

## Obr.6.4



### Závislosť koeficientu indukcie pohyblivej časti nosnej plochy na jej pomernej hĺbke

Pomer medzi indukovanou a základnou zložkou nazvime „koeficient indukcie“:

$$C_{Kind} = Y_{Kind} / Y_{Kzakt}$$

Veľkosť koeficientu indukcie nám v istom zmysle vyjadruje efektívnosť kormidla. Pri ovládaní budeme musieť pákovým mechanizmom prekonávať iba pôsobenie základnej vztlakovej sily kormidla, ktorú môžeme vyjadriť nasledovne:

$$Y_{Kzakt} = Y_K / (C_{Kind} + 1)$$

Veľkosť vztlakovej sily  $Y_K$  môžeme vyjadriť nasledovným obecným vzťahom:

$$f(Y_K) = K_K * f(\alpha; \delta) \quad [N] \quad [\text{vzorec 6-4a}]$$

$$\text{pričom: } K_K = \rho * V^2 * S_P / 2 * \Delta C_{Yk} / \Delta \delta_0 \quad [N / ^\circ]$$

kde:  $S_P$  – veľkosť nosnej plochy  $[m^2]$

$V$  – letová rýchlosť  $[m.s^{-1}]$

$\rho$  – špecifická hmotnosť ovzdušia  $[kg.m^{-3}]$

$\rho * V^2 / 2 = q$  – dynamický tlak ovzdušia  $[N.m^{-2}]$

$\Delta C_{Yk} / \Delta \delta_0 = k_K$  – sklon vztlakovej čiary pre  $\delta = 0^\circ$   $[1 / ^\circ]$

$k_K / k_P = x_K$  – pomer sklonov vztlakových čiar  $[-]$

(získame z **obr.6.12**)

Potom dosadením do vzorca [6-4a] dostaneme:

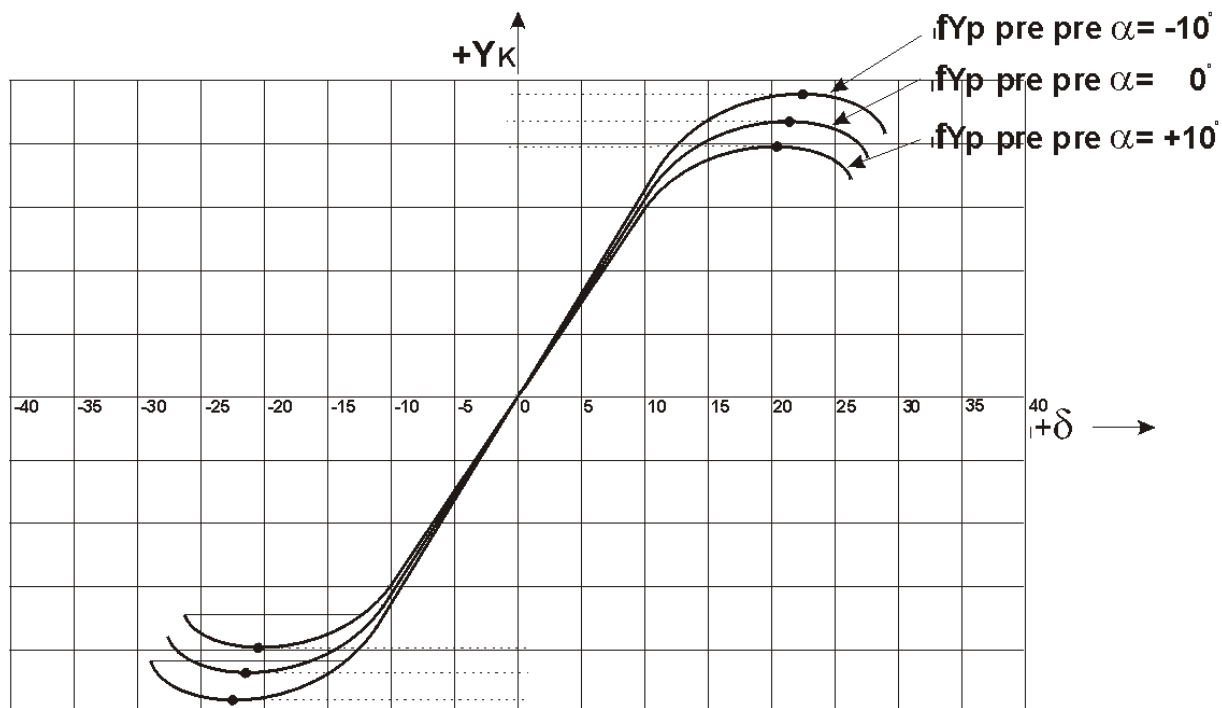
$$f(Y_K) = q * k_P * S_P * x_K * f(\alpha; \delta) \quad [N] \quad [\text{vzorec 6-4b}]$$

Zo vzorca vyplýva, že veľkosť sily  $Y_K$  je funkciou nielen samotnej výchylky kormidla  $\delta$ , ale i uhlu nábehu nosnej plochy  $\alpha$  a že je úmerná veľkosti celej nosnej plochy  $S_P$ .

Na **obr.6.5** je pomocou vztlakových čiar znázornená vztlaková plocha kormidla  $f(Y_K)$  v závislosti na  $\delta$  a  $\alpha$ .



# Obr.6.5



## Vztlaková plocha pohyblivej časti nosnej plochy v závislosti od uhlu nábehu a uhlu vychýlenia kormidla

Pre symetriu a plynulosť vztlakových čiar (vztlakovej plochy znázornenej pomocou čiar) kormidla budú platiť zhodné poučky ako pre vztlakovú čiaru  $f(Y_p)$ . Navyše musí byť splnená podmienka obojstrannej symetrie výchyliek kormidla v nezaťaženom i zaťaženom stave a bezvôlového uloženia i náhonu.

*Pozn. Vzhľadom k relatívne malej tuhosti týchto prvkov bude dochádzať pri ich zaťažovaní k značnej deformácii, čo bude mať za následok praktické zmenšenie uhlov výchyliek. Preto musia byť výchylky vztlakových klapiek v nezaťaženom stave väčšie, ako sú teoreticky potrebné.*

### 6.1.1.1.5 Rameno ťažiska vztlakovej sily vyvolanej pohyblivou časťou nosnej plochy - kormidlom

Ak ukotvíme nosnú plochu na nábežnej hrane, v určitej hĺbke  $r$  od tejto hrany zistíme, že reakcia v ukotvení bude mať trvale nulovú hodnotu i pri rôznych výchylkách kormidla  $\delta$ . Tento bod je ťažiskom vztlakovej sily  $Y_K$ . Vzdialenosť tohto bodu od nábežnej hrany je rameno ťažiska vztlakovej sily  $r_{YK}$  v našom zvolenom súradnicovom systéme.

Ak budeme meniť hĺbku kormidla, bude sa meniť i poloha ťažiska vztlakovej sily  $Y_K$  a teda i veľkosť ramena  $r_{YK}$ . Pre stanovenie približnej veľkosti  $r_{YK}$  použijeme nasledovný vzťah:

$$r_{YK} = (0.5 * b_K / b_{ae} - 0.75) * b_{ae}$$

Obecne sa tento vzorec dá vyjadriť nasledovne:

$$r_{YK} = C_{mK} * b_{ae} \quad [m] \text{ [vzorec 6-5]}$$

pričom  $C_{mK}$  je koeficient klopného momentu, resp. rameno, na ktorom bude pôsobiť vztlaková sila  $Y_K$  pri jednotkovej hĺbke profilu, ak  $b_{ae} = 1$ . V našom prípade  $C_{mK} = 0.5 * b_K / b_{ae} - 0.75$

### 6.1.1.1.6 Klopný moment vztlakovej sily vyvolanej pohyblivou časťou nosnej plochy - kormidlom

Klopný moment vztlakovej sily  $Y_K$  k počiatku súradnicového systému, zhodného s nábežným bodom profilu, môžeme vyjadriť vztáhom:

$$M_{YK} = r_{YK} * Y_K * \cos \alpha$$

Obecne sa dá tento vzorec vyjadriť nasledovne:

$$f(M_{YK}) = r_{YK} * f(Y_K) * \cos \alpha \quad [N.m] \quad [\text{vzorec 6-6a}]$$

Po dosadení vzorcov [6-4b] a [6-5] dostávame:

$$f(M_{YK}) = q * k_P * S_P * x_K * C_{mK} * b_{ae} * f(\alpha; \delta) * \cos \alpha \quad [N.m] \quad [\text{vzorec 6-6b}]$$

Stabilizačný alebo destabilizačný účinok  $M_{YK}$  bude závislý na kombinácii zmyslu uhlu nábehu  $\alpha$  a vychýlenia kormidla  $\delta$  podľa tabuľky **tab.6.1**.

**Tab.6.1**

Zmysel $\alpha$	Zmysel $\delta$	Účinok $M_{YK}$
+	+	Stabilizačný
+	-	Destabilizačný
-	-	Stabilizačný
-	+	destabilizačný

V prípade zhodnosti znamienok bude účinok  $M_{YK}$  stabilizačný a v prípade rozdielnych znamienok destabilizačný.

#### 6.1.1.1.7 Výsledná vztlaková sila nosnej plochy

Výsledná vztlaková sila nosnej plochy  $Y_{PK}$  vznikne sčítaním čiastkových vztlakových síl pevnej časti nosnej plochy  $Y_P$  a pohyblivej časti nosnej plochy  $Y_K$  podľa vzorca:

$$Y_{PK} = Y_P + Y_K$$

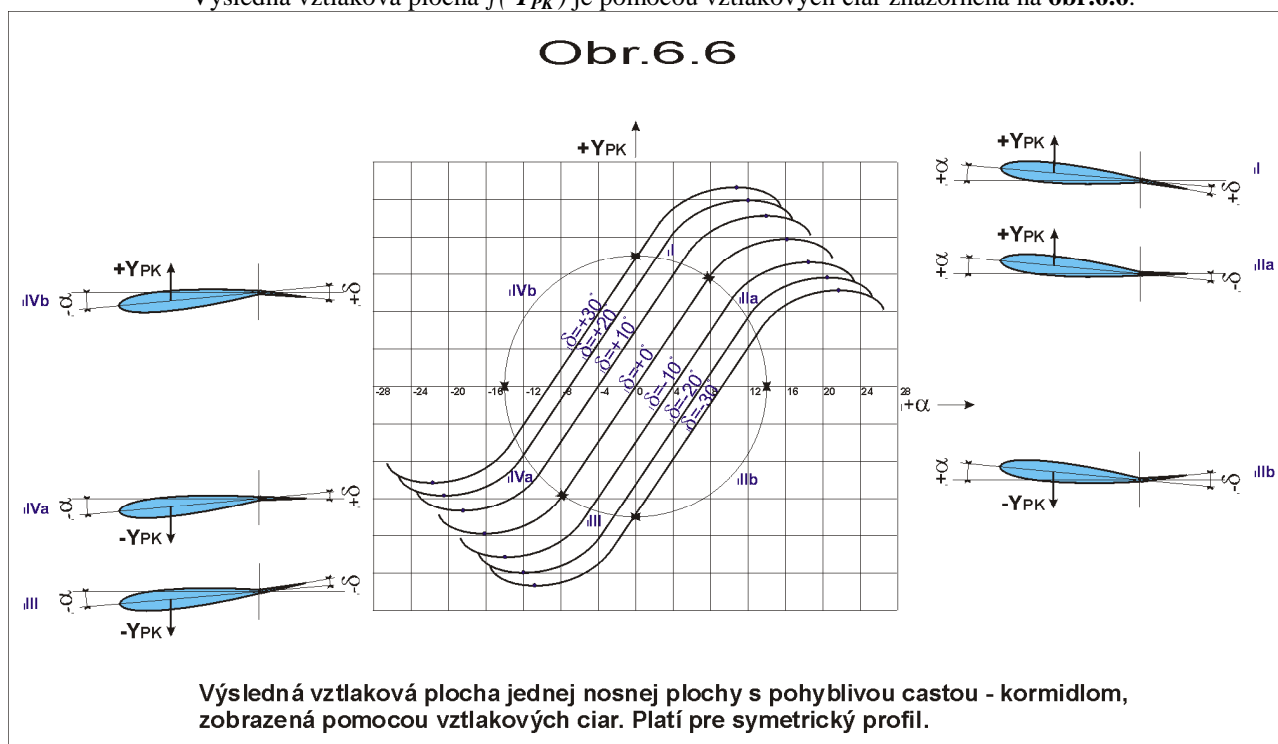
Obecne sa dá tento vzorec vyjadriť nasledovne:

$$f(Y_{PK}) = f(Y_P) + f(Y_K) \quad [N] \quad [\text{vzorec 6-7a}]$$

Po dosadení vzorcov [6-1b] a [6-4b] dostávame:

$$f(Y_{PK}) = q * k_P * S_P * [f(\alpha) + x_K * f(\alpha; \delta)] \quad [N] \quad [\text{vzorec 6-7b}]$$

Výsledná vztlaková plocha  $f(Y_{PK})$  je pomocou vztlakových čiar znázornená na **obr.6.6**.



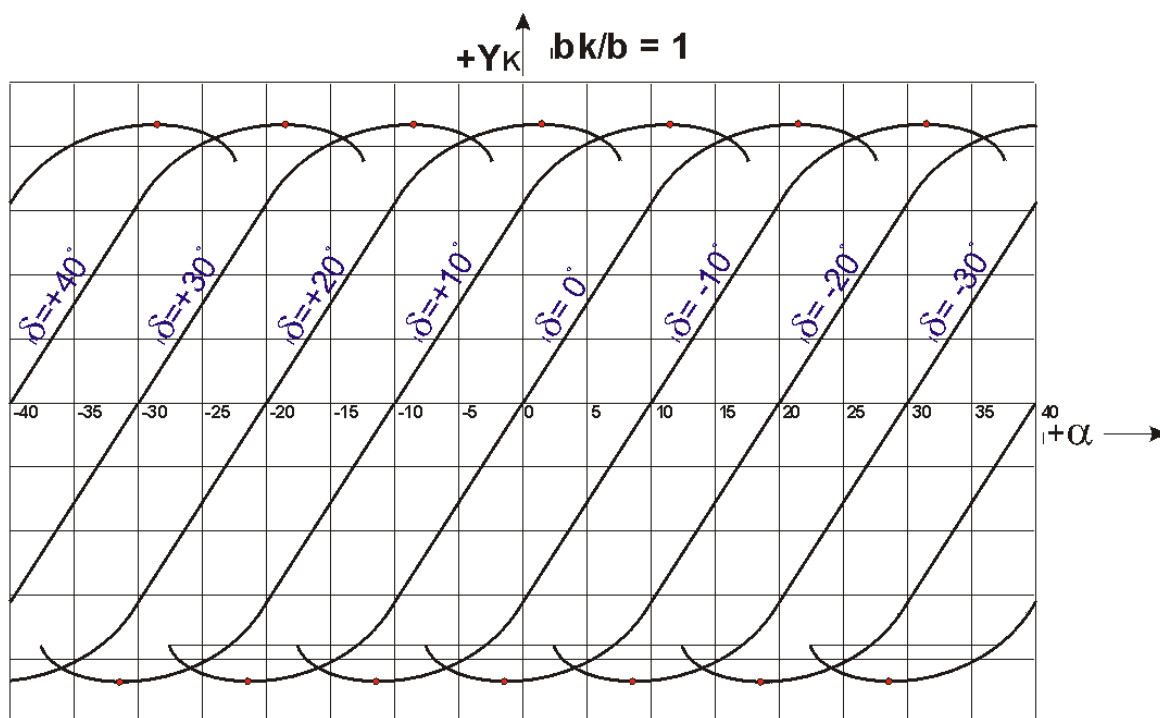
Celý obrázok (diagram) môžeme rozdeliť na 4 základné oblasti I až IV a oblasti II a IV na podoblasti a, b. Závislosť zmyslu výslednej vztlakovej sily  $Y_{PK}$  a čiastkových vztlakových síl  $Y_P$  a  $Y_K$  na zmysle uhlov  $\alpha$  a  $\delta$  a môžeme určiť podľa tabuľky **tab.6.2**.

Tab.6.2

oblasť	$\alpha$	$\delta$	$Y_P$	$Y_K$	$Y_{PK}$	využitie oblasti
I	+	+	+	+	+	kídlo so vztlakovou klapkou
IIa	+	-	+	-	+	samokídlo s výškovým kormidlom
IIb	+	-	+	-	-	delená vodorovná chvostová plocha
III	-	-	-	-	-	ako I
IVa	-	+	-	+	-	ako IIa
IVb	-	+	-	+	+	ako IIb

V prípade, že sa hĺbka kormidla zväčší na 100% hĺbky profilu, dostaneme tzv. „plávajúcu“ nosnú plochu. Jej vztlaková plocha vyjadrená pomocou vztlakových čiar je na obr.6.7.

Obr.6.7



**Vztlaková plocha “plávajúcej” nosnej plochy znázornená pomocou vztlakových čiar. Platí pre symetrický profil.**

Vztlaková plocha bude pozostávať zo súboru paralelných vztlakových čiar, tvarovo zhodných so vztlakovou čiarou  $f(Y_P)$ , posunutých na osi  $\alpha$  o zápornú hodnotu  $\delta$ .

#### 6.1.1.1.8 Klopný moment výslednej vztlakovej sily

Klopný moment  $M_{Y_{PK}}$  výslednej vztlakovej sily nosnej plochy  $Y_{PK}$  k počiatku súradnicového systému, bude súčtom klopných momentov:

$$M_{Y_{PK}} = M_{Y_P} + M_{Y_K}$$

Obecne sa dá tento vzorec vyjadriť nasledovne:

$$f(M_{Y_{PK}}) = f(M_{Y_P}) + f(M_{Y_K}) \quad [\text{N.m}] \quad [\text{vzorec 6-8a}]$$

Po dosadení vzorcov [6-3b] a [6-6b] dostávame:

$$f(M_{Y_{PK}}) = q * k_P * S_P * b_{ae} * [C_{mP} * f(\alpha) + C_{mK} * f(\alpha; \delta)] * \cos \alpha \quad [\text{N.m}] \quad [\text{vzorec 6-8b}]$$

Výsledný účinok momentu  $M_{Ypk}$  bude závislý na kombinácii účinkov čiastkových momentov podľa tabuľky **tab.6.3**.

**Tab.6.3**

oblasť	$\alpha$	$\delta$	$Y_P$	$Y_K$	$Y_{PK}$	$M_{Yp}$	účinok $M_{Yp}$	$M_{Yk}$	účinok $M_{Yk}$	$M_{Ypk}$	účinok $M_{Ypk}$
I	+	+	+	+	+	-	stabil.	-	stabil.	-	stabil.
IIa	+	-	+	-	+	-	stabil.	+	destab.	-	stabil.
IIb	+	-	+	-	-	-	stabil.	+	destab.	+	destab.
III	-	-	-	-	-	+	stabil.	+	stabil.	+	stabil.
IVa	-	+	-	+	-	+	stabil.	-	destab.	+	stabil.
IVb	-	+	-	+	+	+	stabil.	-	destab.	-	destab.

#### 6.1.1.1.9 Rameno ťažiska výslednej vztlakovej sily nosnej plochy

Rameno  $r_{Ypk}$ , na ktorom pôsobí výsledná vztlaková sila nosnej plochy  $Y_{PK}$ , zistíme z momentovej podmienky:

$$M_{Ypk} = r_{Ypk} * Y_{PK} * \cos \alpha$$

$$r_{Ypk} = M_{Ypk} / Y_{PK} * \cos \alpha$$

$$j(r_{Ypk}) = \frac{j(M_{Ypk})}{j(Y_{PK}) * \cos \alpha} \quad [m] \quad [\text{vzorec 6-9a}]$$

Po dosadení vzorcov [6-8b] a [6-7b] dostaneme:

$$j(r_{Ypk}) = b_{ae} * \frac{C_{mp} * j(\alpha) + C_{mk} * j(\alpha, \delta)}{j(\alpha) + x_k * j(\alpha, \delta)} \quad [m] \quad [\text{vzorec 6-9b}]$$

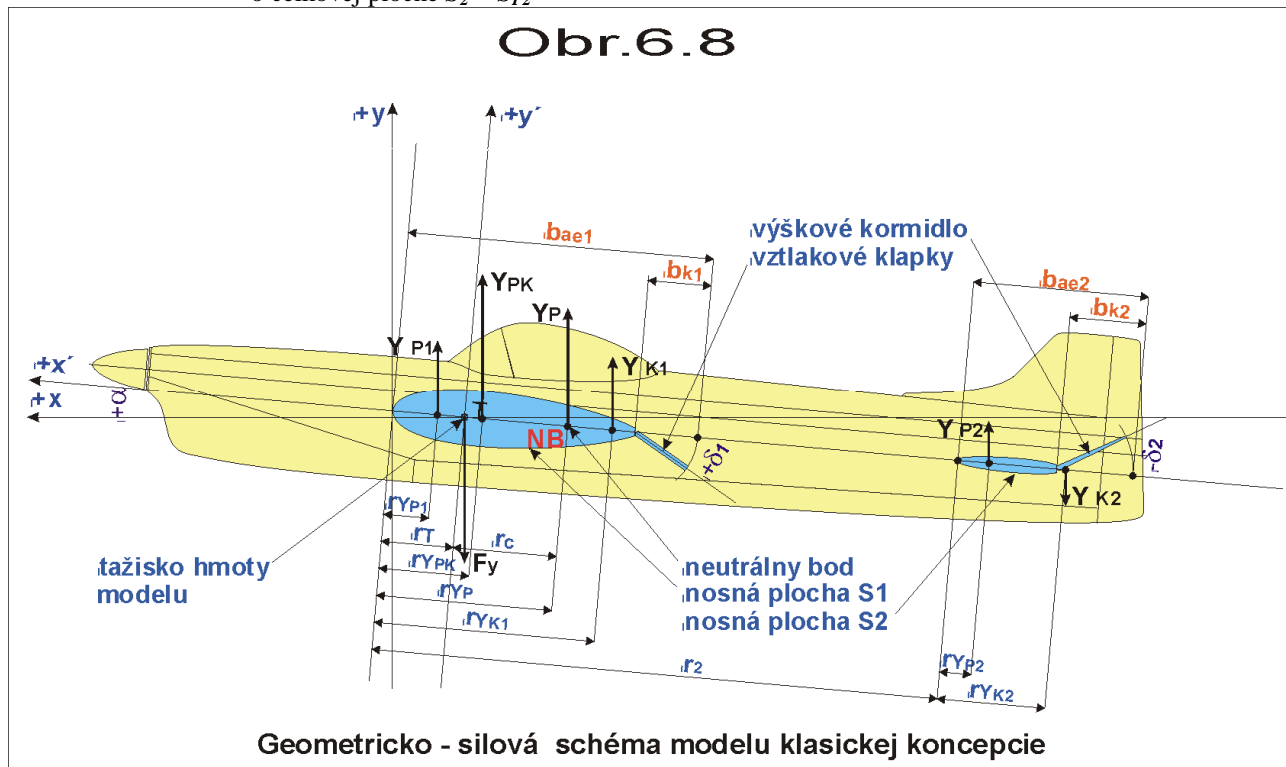
Zo vzorca vyplýva, že ťažisko pôsobenia vztlakovej sily  $Y_{PK}$  bude meniť svoju polohu v závislosti na uhle nábehu  $\alpha$  i uhle vychýlenia kormidla  $\delta$ .

#### 6.1.1.2 Vztlakové sily a momenty dvoch nosných plôch

Na **obr.6.8** je uvedená geometricko-silová schéma modelu klasickej koncepcie, u ktorého je celková nosná plocha tvorená dvomi časťami:

**a** - krídlom so vztlakovými klapkami o celkovej ploche  $S_1 \equiv S_{P1}$

**b** - vodorovnou chvostovou plochou pozostávajúcou zo stabilizátora a výškového kormidla o celkovej ploche  $S_2 \equiv S_{P2}$



Z uvedenej schémy môžeme ľahko odvodiť ďalšie schémy kombináciou pomeru plôch, percentuálnej hĺbky kormidiel a ich vzájomného zmyslu výchyliek, podľa rozpisu uvedeného v **tab.6.4.**

# Tab.6.4

S1	S2	S1:S2	bk1[%]	bk2[%]	$\delta_2:\delta_1$	možné použitie		MAX.	schéma		konceptia
						teoret.	prakt.		S1	S2	
> 0	> 0	> 1	= 0	= 0	–						klasická
				<0;100>	–	X	X				
				= 100	–	X	X				
			<0;100>	= 0	–	X					
				> 0	X						
				<0;100>	< 0	X	X	X			
			= 100	> 0	X						
				< 0	X	X	X				
				= 100	< 0	X					
			= 100	= 0	–	X					
				> 0							
				<0;100>	< 0	X					
		= 1	= 0	= 0	–			X			rovnoplošník
				<0;100>	–	X	X	X			
				= 100	–	X					
			<0;100>	= 0	–	X					
				> 0							
				<0;100>	< 0	X	X	X			
			= 100	> 0							
				< 0	X						
				= 100	< 0	X					
			= 100	= 0	–	X					
				> 0							
				<0;100>	< 0	X					
		<0;1>	= 0	= 0	–						kacica
				<0;100>	–	X	X				
				= 100	–	X					
			<0;100>	= 0	–	X	X	X			
				> 0	X						
				<0;100>	< 0	X	X				
			= 100	> 0							
				< 0	X						
				= 100	< 0	X					
			= 100	= 0	–	X					
				> 0	X	X	X				
				<0;100>	< 0	X					
			= 100	> 0							
				< 0	X						
				= 100	< 0	X					
= 0	> 0	–	–	= 0	–						samokridlo
				<0;100>	–	X	X	X			
				= 100	–						
				= 100	–						
= 0	> 0	–	–	= 0	–						samokridlo
				<0;100>	–	X	X	X			
				= 100	–						
				= 100	–						

Schéma vzniku rôznych koncepcií nosných plôch modelu

Z rozpisu vidieť, že z 216 teoretických možností ( $2*2*3*3*3*2 = 216$ ) je pre účely modelárstva (pri pevnej kinematickej väzbe výchyliet kormidiel) reálne použiteľných 12 kombinácií:

4 - koncepcia **klasická**

2 - koncepcia **rovnoplošník**

4 - koncepcia **kačica**

2 - koncepcia **samokrídlo** (dve identické riešenia)

Z nich sú ďalej v schéme označené riešenia, ktoré budú dosahovať pri danej koncepcii max. aerodynamické výkony. Zo všetkých koncepcií bude koncepcia klasická absolútne najvýkonnejšia. O tomto tvrdení sa presvedčíme v ďalšej časti.

Pozn. V konštrukčných návrhoch skutočných lietadiel, ktoré majú možnosť samostatného ovládania výchyliet kormidiel pomocou počítača, je možné realizovať koncepciu rovnoplošníka, s dvomi pôdorysne zhodnými nosnými plochami, ktorá je aerodynamicky absolútne najvýkonnejšia.

Je zrejmé, že i u uvedených kombinácií je naďalej možné vytvoriť teoreticky nekonečný počet variant, vznikajúcich kombináciou spojitosti sa meniacich parametrov uvedených v rozpise.

Pre zjednodušenie sa budeme v ďalších rozboroch zaoberať iba niekoľkými variantami, hoci uvádzané vzťahy sú platné pre celý súbor možných kombinácií.

#### 6.1.1.2.1 Vztlaková sila pevných nosných plôch

Vztlaková sila pevných nosných plôch  $Y_P$  vznikne sčítaním vztlakových síl  $Y_{P1}$  a  $Y_{P2}$  jednotlivých pevných nosných plôch  $S_1$  a  $S_2$  podľa vzorca:

$$Y_P = Y_{P1} + Y_{P2}$$

Obe sa tento vzorec dá vyjadriť nasledovne:

$$f(Y_P) = f(Y_{P1}) + f(Y_{P2}) \quad [N] \quad [\text{vzorec 6-10a}]$$

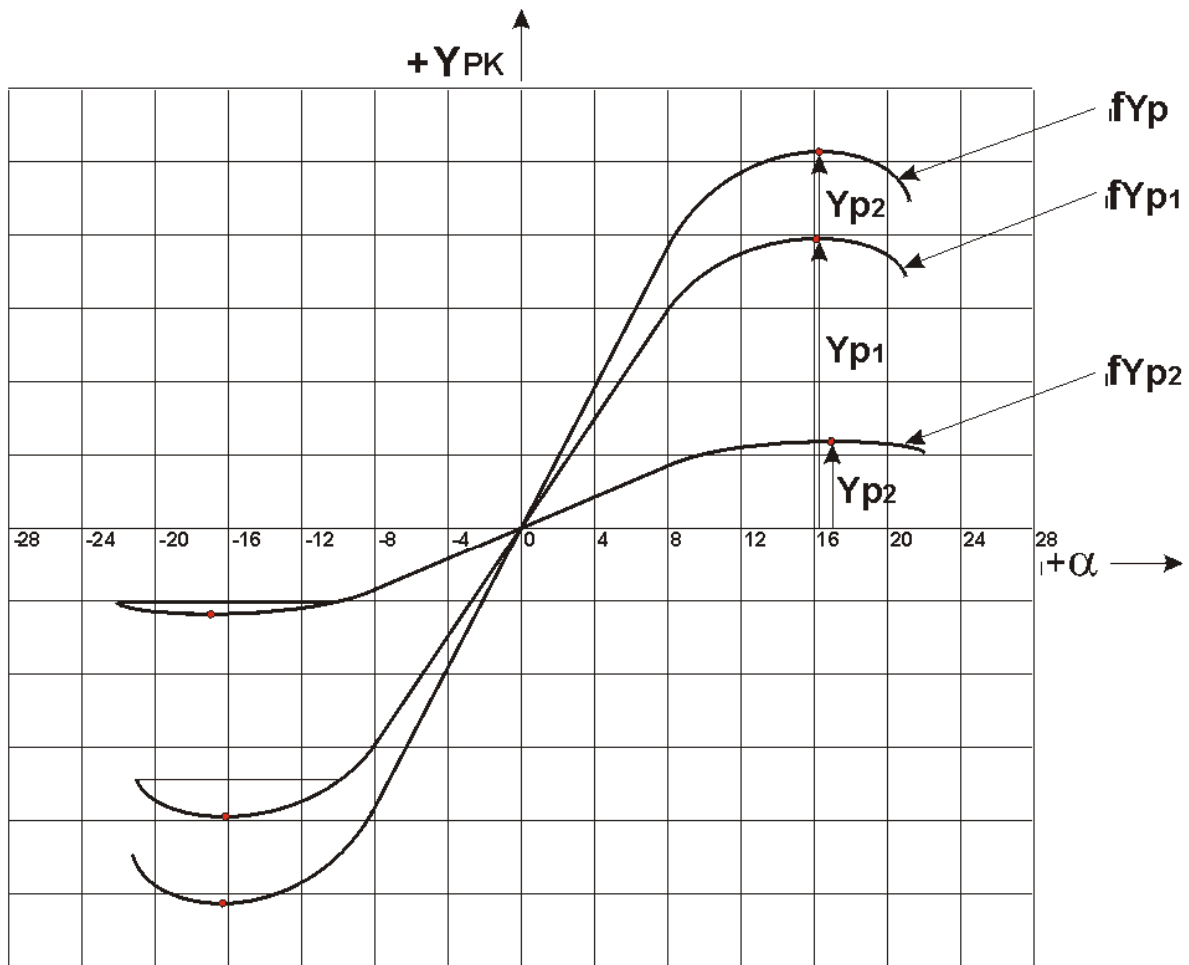
Po dosadení vzorca [6-1b] a úprave dostaneme:

$$f(Y_P) = q * k_P * S_{P1} * (1 + x_{P2}) * f(\alpha) \quad [N] \quad [\text{vzorec 6-10b}]$$

kde:  $x_{P2} = S_{P2} / S_{P1}$  - koeficient pomeru veľkostí nosných plôch

Vztlakovú čiaru  $f(Y_P)$  dostaneme sčítaním vztlakových čiar  $f(Y_{P1})$  a  $f(Y_{P2})$ , pozri **obr.6.9**.

# Obr.6.9



## Vztlakové ciary jednotlivých pevných nosných plôch a výslednej pevnej nosnej plochy

### 6.1.1.2.2 Klopný moment vztlakovej sily pevných nosných plôch

Klopný moment  $M_{Yp}$  vztlakovej sily  $Y_P$  vznikne sčítaním klopných momentov síl  $Y_{P1}$  a  $Y_{P2}$  k počiatku súradnicového systému, zhodného s nábežným bodom prvého profilu nosnej plochy  $S_1$  podľa vzorca:

$$M_{Yp} = [r_{Yp1} * Y_{P1} + (r_2 + r_{Yp2}) * Y_{P2}] * \cos \alpha$$

Obecne sa tento vzorec dá vyjadriť nasledovne:

$$f(M_{Yp}) = [r_{Yp1} * f(Y_{P1}) + (r_2 + r_{Yp2}) * f(Y_{P2})] * \cos \alpha \quad [\text{N.m}] \quad [\text{vzorec 6-11a}]$$

Po dosadení vzorcov [6-1b] a [6-2] dostávame:

$$f(M_{Yp}) = q * k_P * [C_{mP1} * b_{ae1} * S_{P1} + (r_2 + C_{mP2} * b_{ae2}) * S_{P2}] * f(\alpha) * \cos \alpha$$

Za podmienky, že  $C_{mP1} = C_{mP2} = C_{mP}$  dostaneme:

$$f(M_{Yp}) = q * k_P * S_{P1} * [b_{ae1} * C_{mP} + (r_2 + b_{ae2} * C_{mP}) * x_{P2}] * f(\alpha) * \cos \alpha \quad [\text{N.m}] \quad [\text{vzorec 6-11b}]$$

Klopný moment  $M_{Yp}$  bude mať stabilizačný účinok, ako jeho obe zložky, nakoľko obe nosné plochy majú rovnaký uhol nábehu  $\alpha$  a ramená, sily i momenty majú rovnaký zmysel.

### 6.1.1.2.3 Rameno ťažiska vztlakovej sily pevných nosných plôch – neutrálny bod



Rameno  $r_{Yp}$  na ktorom pôsobí vztlaková sila pevných nosných plôch  $Y_P$ , stanovíme na základe momentovej podmienky:

$$\begin{aligned} r_{Yp} * Y_P * \cos \alpha &= M_{Yp} \\ r_{Yp} &= M_{Yp} / (Y_P * \cos \alpha) \end{aligned}$$

Obecne sa tento vzorec dá vyjadriť nasledovne:

$$f(r_{Yp}) = f(M_{Yp}) / [f(Y_P) * \cos \alpha] \quad [m] \quad [\text{vzorec 6-12a}]$$

Po dosadení vzorcov [6-10b] a [6-11b] a úprave dostávame:

$$r_{Yp} = [b_{ae1} * C_{mP} + (r_2 + b_{ae2} * C_{mP}) * x_{P2}] / (1 + x_{P2}) \quad [m] \quad [\text{vzorec 6-12b}]$$

Zo vzorca vyplýva, že veľkosť ramena  $r_{Yp}$  bude pre dané parametre modelu konštantná.

**Ťažisko vztlakovej sily  $Y_P$  nazývame tiež neutrálny bod NB** pozri obr.6.8.

#### 6.1.1.2.4 Vztlaková sila vyvolaná pohyblivými časťami nosných plôch – kormidlami

Vztlaková sila  $Y_K$  vyvolaná pohyblivými časťami nosných plôch – kormidlami, vznikne sčítaním vztlakových síl  $Y_{K1}$  a  $Y_{K2}$  jednotlivých pevných nosných plôch  $S_1$  a  $S_2$  podľa vzorca:

$$Y_K = Y_{K1} - Y_{K2}$$

Obecne sa tento vzorec dá vyjadriť nasledovne:

$$f(Y_K) = f(Y_{K1}) - f(Y_{K2}) \quad [N] \quad [\text{vzorec 6-13a}]$$

Po dosadení vzorca [6-4b] a úprave dostaneme:

$$f(Y_K) = q * k_P * S_{P1} * [x_{K1} * f_1(\alpha; \delta) + x_{P2} * x_{K2} * f_2(\alpha; \delta) * f(\delta_2 / \delta_1)] \quad [N] \quad [\text{vzorec 6-13b}]$$

Vztlakovú plochu  $f(Y_K)$  potom dostaneme sčítaním dielčích vztlakových plôch  $f(Y_{K1})$  a  $f(Y_{P2})$ . Musí však byť známy vzťah výchyliek kormidiel  $f(\delta_2 / \delta_1)$ , vyplývajúci z kinematiky ich vzájomnej väzby. Pre náš prípad podľa obr.6.8, bude  $f(\delta_2 / \delta_1) < 0$ . Vztlaková sila  $Y_K$  potom bude dosahovať kladnú, nulovú i zápornú hodnotu podľa tab.6.5.

Tab.6.5

$Y_{K1}$	$Y_{K2}$	$Y_{K1} / Y_{K2}$	zmysel výchyliek a síl		
			$\delta_1$	$\delta_2$	$Y_K$
> 0	> 0	> 1	+	+	+
		= 1	+	+	+
		< 0;1 >	+	+	+
	= 0	/	+	/	+
	< 0	< 0;1 >	+	-	+
		= - 1	+	-	/
		< - 1	+	-	-
= 0	> 0	/	/	+	+
	= 0	/	/	/	/
	< 0	/	/	-	-
< 0	> 0	( 0;1 )	-	+	-
		= - 1	-	+	/
		< - 1	-	+	+
	= 0	/	-	/	-
	< 0	( 0;1 )	-	-	-
		= 1	-	-	-
		> 1	-	-	-

#### 6.1.1.2.5 Klopny moment vztlakovej sily vyvolanej pohyblivými časťami nosných plôch – kormidlami

Klopny moment  $M_{YK}$  vztlakovej sily  $Y_K$ , vyvolanej pohyblivými časťami nosných plôch – kormidlami, vznikne sčítaním klopnych momentov vztlakových síl  $Y_{K1}$  a  $Y_{K2}$ , vyvolaných pohyblivými časťami nosných plôch  $S_1$  a  $S_2$ , k počiatku súradnicového systému podľa vzorca:

$$M_{Yk} = [r_{Yk1} * Y_{K1} - (r_2 + r_{Yk2}) * Y_{K2}] * \cos \alpha$$

Obecne sa dá tento vzorec vyjadriť nasledovne:

$$f(M_{Yk}) = [r_{Yk1} * f(Y_{K1}) + (r_2 + r_{Yk2}) * f(Y_{K2}) * f(\delta_2 / \delta_1)] * \cos \alpha \quad [\text{N.m}] \quad [\text{vzorec 6-14a}]$$

Po dosadení vzorcov [6-4b] a [6-5] dostávame:

$$f(M_{Yk}) = q * k_P * S_{PI} * [C_{mK1} * b_{ae1} * x_{K1} * f_1(\alpha; \delta) + (r_2 + C_{mK2} * b_{ae2}) * x_{P2} * x_{K2} * f_2(\alpha; \delta) * f(\delta_2 / \delta_1)] * \cos \alpha \quad [\text{N.m}] \quad [\text{vzorec 6-14b}]$$

Podľa prevládajúcej zložky bude mať  $M_{Yk}$  stabilizačný alebo destabilizačný účinok.

#### 6.1.1.2.6 Rameno ťažiska vztlakovej sily vyvolanej pohyblivými časťami nosných plôch - kormidlami

Veľkosť ramena  $r_{Yk}$  ťažiska vztlakovej sily  $Y_K$  vyvolanej pohyblivými časťami nosných plôch - kormidlami, stanovíme na základe momentovej rovnováhy:

$$r_{YK} * Y_K * \cos \alpha = M_{YK}$$

$$r_{YK} = M_{YK} / (Y_K * \cos \alpha)$$

Obecne sa tento vzorec dá vyjadriť nasledovne:

$$f(r_{YK}) = f(M_{YK}) / (f(Y_K) * \cos \alpha) \quad [\text{m}] \quad [\text{vzorec 6-15a}]$$

Po dosadení vzorcov [6-13b] a [6-14b] a úprave dostávame:

$$f(r_{YK}) = [C_{mK1} * b_{ae1} * x_{K1} * f_1(\alpha; \delta) + (r_2 + C_{mK2} * b_{ae2}) * x_{P2} * x_{K2} * f_2(\alpha; \delta) * f(\delta_2 / \delta_1)] / [x_{K1} * f_1(\alpha; \delta) + x_{P2} * x_{K2} * f_2(\alpha; \delta) * f(\delta_2 / \delta_1)] \quad [\text{m}] \quad [\text{vzorec 6-15b}]$$

#### 6.1.1.2.7 Výsledná vztlaková sila nosných plôch

Výsledná vztlaková sila nosných plôch  $Y_{PK}$  vznikne sčítaním účinkov vztlakovej sily pevných nosných plôch  $Y_P$  a vztlakovej sily vyvolanej pohyblivými časťami nosných plôch - kormidlami  $Y_K$  podľa vzorca:

$$Y_{PK} = Y_P + Y_K$$

Obecne sa dá tento vzorec vyjadriť nasledovne:

$$f(Y_{PK}) = f(Y_P) + f(Y_K) \quad [\text{N}] \quad [\text{vzorec 6-16a}]$$

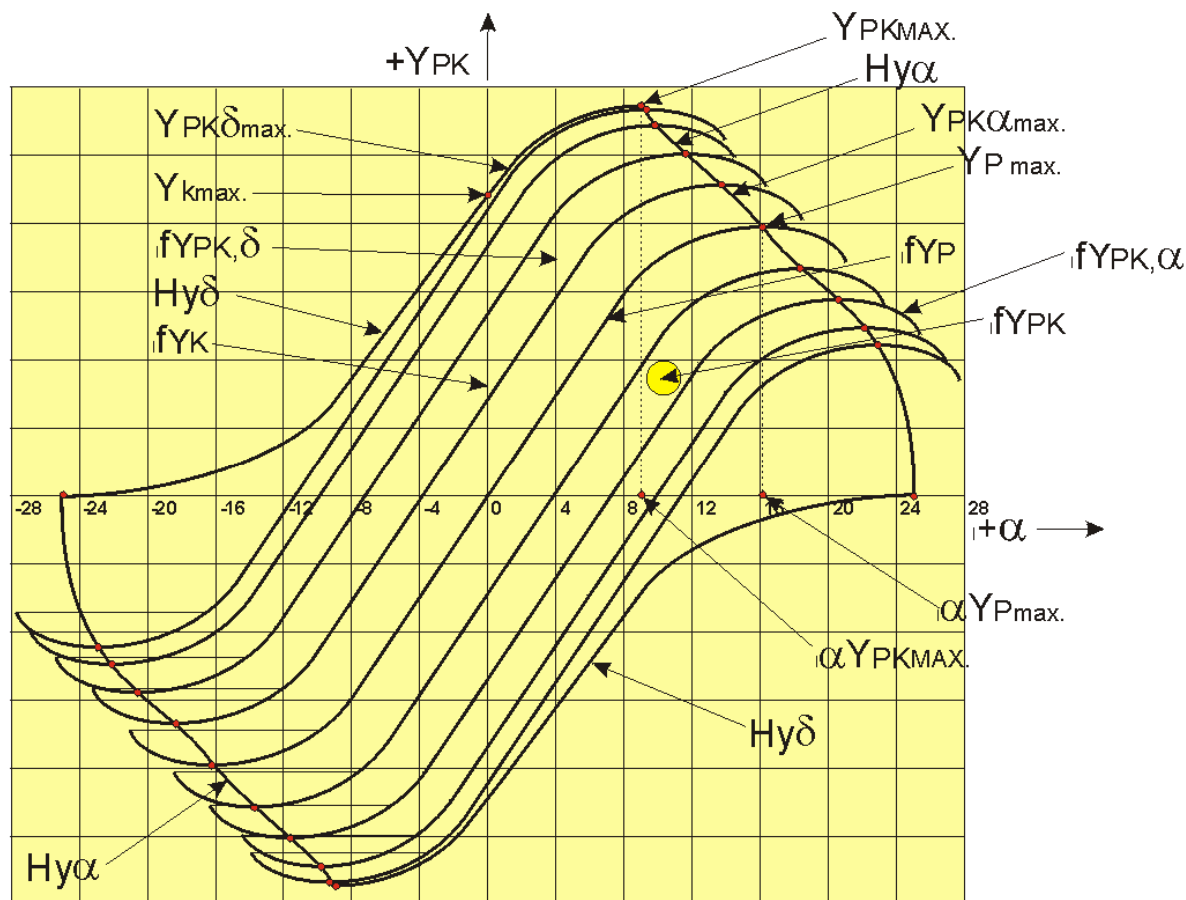
Po dosadení vzorcov [6-10b] a [6-13b] dostávame:

$$f(Y_{PK}) = q * k_P * S_{PI} * [(1 + x_{P2}) * f(\alpha) + x_{K1} * f_1(\alpha; \delta) + x_{P2} * x_{K2} * f_2(\alpha; \delta) * f(\delta_2 / \delta_1)] \quad [\text{N}] \quad [\text{vzorec 6-16b}]$$

Výslednú vztlakovú plochu  $f(Y_{PK})$  potom dostaneme sčítaním vztlakových plôch  $f(Y_{YP})$  a  $f(Y_{YK})$ , resp. ich zložiek  $f(Y_{P1})$ ,  $f(Y_{P2})$ ,  $f(Y_{K1})$  a  $f(Y_{K2})$ .

Na **obr.6.10** je zobrazená výsledná vztlaková plocha  $f(Y_{PK})$  pre daný vzťah výchylek pohyblivých častí nosných plôch - kormidiel.

# Obr.6.10



## Výsledná vztlaková plocha modelu s dvomi nosnými plochami

Na vztlakovej ploche rozoznávame nasledovné hlavné body a čiary:

- |                                   |   |
|-----------------------------------|---|
| $Y_P = Y_K = \alpha = \delta = 0$ | - stred súradnicového systému (pre symetrický profil)   |
| $\delta = 0$                      | - rovina $\alpha; Y$  |
| $\alpha = 0$                      | - rovina $\delta; Y$  |
| $Y = 0$                           | - rovina $\alpha; \delta$   |
| $f(Y_P)$                          | - vztlaková čiara pre $\delta = 0$  |
| $Y_{Pmax.}$                       | - maximum vztlakovej čiary $f(Y_P)$ , relatívne maximum vztlakovej sily $Y_{PK}$                                  |
| $f(Y_{PK\alpha})$                 | - vztlaková čiara pre konštantné $\delta$   |
| $f(Y_{PK\alpha max.})$            | - maximum vztlakovej čiary $f(Y_{PK\alpha})$ , relatívne maximum vztlakovej sily $Y_{PK}$                         |
| $H_{Y\alpha}$                     | - hranica dosiahnuteľných relatívne maximálnych síl $f(Y_{PK\alpha})$ , spojnica jednotlivých $Y_{PK\alpha max.}$ |
| $f(Y_K)$                          | - vztlaková čiara pre $\alpha = 0$  |
| $Y_{Kmax.}$                       | - maximum vztlakovej čiary $f(Y_K)$ , relatívne maximum vztlakovej sily $Y_{PK}$                                  |
| $f(Y_{PK\delta})$                 | - vztlaková čiara pre konštantné $\alpha$   |
| $f(Y_{PK\delta max.})$            | - maximum vztlakovej čiary $f(Y_{PK\delta})$ , relatívne maximum vztlakovej sily $Y_{PK}$                         |
| $H_{Y\delta}$                     | - hranica dosiahnuteľných relatívne maximálnych síl $f(Y_{PK\delta})$ , spojnica jednotlivých $Y_{PK\delta max.}$ |
| $Y_{PKMAX.}$                      | - absolútne maximum vztlakovej sily $Y_{PK}$ , priesečík hraníc $H_{Y\alpha}$ a $H_{Y\delta}$                     |
| $f(Y_{PK})$                       | - vztlaková plocha ohraničená hranicami $H_{Y\alpha}$ a $H_{Y\delta}$   |

#### 6.1.1.2.8 Klopňý moment výslednej vztlakovej sily nosných plôch

Klopňý moment  $M_{YPK}$  výslednej vztlakovej sily nosných plôch  $Y_{PK}$ , vznikne sčítaním klopňého momentu vztlakovej sily pevných nosných plôch  $M_{YP}$  a klopňého momentu vztlakovej sily vyvolanej pohybivými časťami nosných plôch - kormidlami  $M_{YK}$  podľa vzorca:

$$M_{YPK} = M_{YP} + M_{YK}$$

Obecne sa dá tento vzorec vyjadriť nasledovne:

$$f(M_{YPK}) = f(M_{YP}) + f(M_{YK}) \quad [\text{N.m}] \quad [\text{vzorec 6-17a}]$$

Po dosadení vzorcov [6-11b] a [6-14b] dostávame:

$$f(M_{YPK}) = q * k_P * S_{PI} * \{ [b_{ae1} * C_{mP} + (r_2 + b_{ae2} * C_{mP}) * x_{P2}] * f(\alpha) + \\ + [b_{ae1} * C_{mK1} * x_{K1} * f_1(\alpha; \delta) + (r_2 + C_{mK2} * b_{ae2}) * x_{P2} * x_{K2} * f_2(\alpha; \delta) * f(\delta_2 / \delta_1)] \} * \cos \alpha \\ [\text{N.m}] \quad [\text{vzorec 6-17b}]$$

Vzhľadom k prevládajúcim zložkám so stabilizačným účinkom, bude i účinok výsledného momentu  $M_{YPK}$  stabilizačný.

#### 6.1.1.2.9 Rameno ťažiska výslednej vztlakovej sily nosných plôch

Rameno  $r_{Ypk}$ , na ktorom pôsobí výsledná vztlaková sila nosných plôch  $Y_{PK}$ , zistíme z momentovej podmienky:

$$M_{Ypk} = r_{Ypk} * Y_{PK} * \cos \alpha \\ r_{Ypk} = M_{Ypk} / Y_{PK} * \cos \alpha$$

Obecne sa tento vzorec dá vyjadriť nasledovne:

$$f(r_{YPK}) = f(M_{YPK}) / (f(Y_{PK}) * \cos \alpha) \quad [\text{m}] \quad [\text{vzorec 6-18a}]$$

Po dosadení vzorcov [6-16b] a [6-17b] dostaneme:

$$f(r_{YPK}) = \{ [b_{ae1} * C_{mP} + (r_2 + b_{ae2} * C_{mP}) * x_{P2}] * f(\alpha) + \\ + [b_{ae1} * C_{mK1} * x_{K1} * f_1(\alpha; \delta) + (r_2 + C_{mK2} * b_{ae2}) * x_{P2} * x_{K2} * f_2(\alpha; \delta) * f(\delta_2 / \delta_1)] \} \\ / [(I + x_{P2}) * f(\alpha) + x_{K1} * f_1(\alpha; \delta) + x_{P2} * x_{K2} * f_2(\alpha; \delta) * f(\delta_2 / \delta_1)] \\ [\text{m}] \quad [\text{vzorec 6-18b}]$$

#### 6.1.1.3 Vztlakové sily a momenty viacerých nosných plôch

Pri stanovení vzťahov pre výpočet vztlakových síl, momentov a polohy ťažísk vztlakových síl viacerých nosných plôch (3 a viac) je možné použiť zhodného podťupu ako v kapitole 6.1.1.2. Pre pochopenie problematiky regulácie vztlakových síl pôsbiacich na model však uvedený rozsah plne postačuje.

### 6.1.2 Reakčné sily a momenty pri priamočiarom pohybe

#### 6.1.2.1 Reakčná sila zotrvačnosti hmoty modelu

Model bude zotrvať v priamočiarom ustálenom pohybe iba dovtedy, ak naň nebude pôsbiť žiadna vonkajšia mechanická, aerodynamická alebo gravitačná sila. Vtedy bude jeho zrýchlenie nulové. Nakoľko v našom prípade skúmame pôsobenie síl iba v smere osi  $y$ , bude uvedená podmienka splnená:

a - pri zvislom stúpanom a klesavom lete, kedy bude platiť:

$$g_y = 0; \quad m * g_y = 0; \quad Y_{PK} = 0; \quad F_{ymech.} = 0$$

b - pri vodorovnom lete v základnej letovej rovine, kedy bude platiť:

$$Y_{PK} + m * g = 0; \quad F_{ymech.} = 0$$

potom:  $Y_{PK} = -m * g$

c - pri skúške v aerodynamickom tuneli, kedy bude platiť:

$$Y_{PK} + m * g + F_{ymech.} = 0$$

potom:  $Y_{PK} = -m * g - F_{ymech.}$

kde:  $m$  - hmotnosť modelu [kg]

$g$  - zemské zrýchlenie [9,81 m/s<sup>2</sup>]

$g_y$  - zemské zrýchlenie v smere osi  $y$

$F_{ymech.}$  - mechanická reakcia v ukotnení modelu v smere osi  $y$  [N]

Z uvedeného vyplýva, že pri letových skúškach modelu konštantnej hmotnosti, môžeme priamočiary pohyb dosiahnuť iba pri dvoch hodnotách vztlakovej sily:  $Y_{PK} = 0$  a  $Y_{PK} = -m * g$ . Iné hodnoty vztlakovej sily môžeme dosiahnuť iba pri zmene hmotnosti modelu alebo pri skúškach v aerodynamickom tuneli, keď doplnková mechanická sila bude vznikať ako reakcia v kotviacich bodoch modelu v smere osi  $y$ .

Ak vzťah uvedený v bode c zjednodušíme dosadením:

$$m * g + F_{ymech.} = F_y$$

Potom reakčná sila zotrvačnosti hmoty modelu bude daná vzorcom:

$$F_y = -Y_{PK}$$

Obecne sa tento vzorec dá vyjadriť nasledovne:

$$f(F_Y) = -f(Y_{PK}) \quad [N] \quad [\text{vzorec 6-19}]$$

Vzorec pre vyjadrenie  $f(Y_{PK})$  je uvedený pod číslom [vzorec 6-16b].

Zo vzťahu vyplýva, že reakčná sila zotrvačnosti hmoty modelu  $F_Y$  bude vždy nadobúdať hodnotu ztlakovej sily  $Y_{PK}$  ale bude opačného zmyslu.

### 6.1.2.2 Reakčný moment reakčnej sily zotrvačnosti hmoty modelu

Nakoľko reakčná sila  $F_Y$  bude pôsobiť v hmotnom ťažisku  $T$  vo vzdialenosti  $r_T$  od počiatku súradnicového systému **obr.6.8**, bude reakčný moment  $M_{F_Y}$  tejto reakčnej sily daný vzorcom:

$$M_{F_Y} = F_Y * r_T * \cos \alpha$$

alebo:  $M_{F_Y} = -Y_{PK} * r_T * \cos \alpha$

Obecne sa tento vzorec dá vyjadriť nasledovne:

$$f(M_{F_Y}) = -f(Y_{PK}) * r_T * \cos \alpha \quad [Nm] \quad [\text{vzorec 6-20}]$$

Vzorec pre vyjadrenie  $f(Y_{PK})$  je uvedený pod číslom [vzorec 6-16b].

Reakčný moment  $M_{F_Y}$  bude mať destabilizačný charakter, nakoľko bude vždy spôsobovať nárast absolútnej hodnoty uhlu nábehu  $\alpha$  v našom zvolenom súradnicovom systéme.

### 6.1.3 Rovnováha vztlakových i reakčných síl a momentov

Pre ustálený stav musí platiť, že suma vztlakových a reakčných síl a momentov bude nulová.

- prvá podmienka bude splnená, keď bude platiť:

$$Y_{PK} = -F_Y$$

- druhá podmienka bude splnená, keď bude platiť:

$$Y_{PK} * r_{Y_{PK}} * \cos \alpha = -F_Y * r_T * \cos \alpha$$

Po dosadení a úprave dostávame:

$$r_{Y_{PK}} = r_T$$

Obecne sa tento vzorec dá vyjadriť nasledovne:

$$f(r_{Y_{PK}}) = r_T \quad [m] \quad [\text{vzorec 6-21}]$$

Vzorec pre vyjadrenie  $f(r_{Y_{PK}})$  je uvedený pod číslom [vzorec 6-18b].

**Z uvedeného vzorca vyplýva, že ak má byť zachovaný rovnovážny stav vztlakových a reakčných síl a momentov, musí výsledná vztlaková sila  $Y_{PK}$  pôsobiť vždy v hmotnom ťažisku modelu  $T$ .**

V prípade, že táto podmienka nebude splnená, bude dochádzať k dynamickej zmene letového režimu.

### 6.1.4 Regulácia vztlakovej sily pri priamočiarom pohybe

Cielom regulácie vztlakovej sily je pomocou regulačných prvkov dosiahnuť potrebnú veľkosť výslednej vztlakovej sily  $Y_{PK}$ . V našom prípade sú regulačnými prvkami vztlakové klapky a výškové kormidlo, ktorých vychýľovaním dosahujeme adekvátnu zmenu  $Y_{PK}$ . Bude nás tiež zaujímať, aký bude vzťah medzi zmenou stavu regulačných prvkov (uhlov  $\delta_1$  a  $\delta_2$ ) a zmenou výslednej vztlakovej sily  $Y_{PK}$ . Tento vzťah si môžeme vyjadriť ako koeficient citlivosti regulácie:

$$CR = \Delta Y_{PK} / \Delta \delta \quad [N / ^\circ] \quad [\text{vzorec 6-21}]$$

Je to prírastok vztlakovej sily na jednotkovej zmene uhlu vychýlenia kormidiel.

Tiež nás bude zaujímať vplyv zmien jednotlivých parametrov modelu na priebeh a charakteristiku regulácie, s cieľom nájdenia takého geometrického a kinematického usporiadania modelu, ktoré nám umožní realizovať ideálny priebeh regulácie, alebo sa k tomu priebehu aspoň priblížiť.

Pri prvých úvahách budeme vychádzať z dohodnutého východiskového stavu geometricko-kinematického usporiadania (**obr.6.8**), s ktorým budeme porovnávať vplyv zmien jednotlivých parametrov modelu na zmeny v jeho aerodynamických výkonoch a regulačnej charakteristike.

#### 6.1.4.1 Regulácia vztlakovej sily a regulačný diagram pre východiskový stav

##### 6.1.4.1.1 Regulácia vztlakovej sily a regulačný diagram pre východiskový stav

Zvoľme si východiskovú podmienku, že  $\delta_1 = -\delta_2 = \delta$ . Ak pri skúške v aerodynamickom tuneli ukotvíme model v hmotnom ťažisku  $T$  pomocou klbového uloženia (uloženie neprenáša klopné momenty, iba sily) a budeme meniť vychýlenie kormidiel  $\delta$ , bude sa meniť i uhol nábehu  $\alpha$  a vztlaková sila  $Y_{PK}$ .

➔ **Závislosť zmeny  $\alpha$  a  $Y_{PK}$  na  $\delta$  môžeme znázorniť na vztlakovej ploche  $f(Y_{PK})$  čiarou, ktorú nazývame: **REGULAČNÁ ČIARA**.**

Pre každý bod regulačnej čiary musia byť splnené podmienky rovnováhy vztakových i reakčných síl a momentov. Tieto podmienky budú splnené, ak bude platiť vzťah 6-21. Z toho vyplýva, že tento vzťah (vzorec) je zároveň rovnicou regulačnej čiary.

O symetrii a plynulosti regulačnej čiary platia zhodné poučky ako o vztlakovej čiare (pozri kap. 6.1.1.1.1).

Hraničný bor regulácie dosiahneme vtedy, keď regulačná čiara dosiahne niektorú z hraníc  $H_{Y\alpha}$  alebo  $H_{Y\delta}$  (obr.6.11).

#### 6.1.4.1.2 Vplyv polohy ťažiska hmoty modelu na priebeh regulačnej čiary

Ak budeme u modelu meniť polohu hmotného ťažiska  $T$  (zmenou jeho pozdĺžneho vyváženia) v smere osi  $x$ , zmení sa tým i hodnota ramena  $r_T$  a priebeh regulačnej čiary sa zmení.

➔ **Zmenšovaním  $r_T$**  (posunom ťažiska dopredu), bude sa regulačná čiara približovať k rovine  $Y$ ,  $\delta$ . Jej stotožnenie so vztakovou čiarou  $f(Y_K)$  nastane, ak vztaková sila pevných plôch  $Y_P$  bude trvale nulová a nezávislá na výchylke kormidla  $\delta$ . **Bude to prípad tzv. „lietania na klapkách“ s nulovým uhlom nábehu  $\alpha$ .**

Pre vztakové sily bude platiť:  $Y_P = Y_{P1} = Y_{P2} = 0$   
potom:  $Y_{PK} = Y_{K1} - Y_{K2}$

Rameno ťažiska pre  $Y_P = 0$  vypočítame zo vzťahu 6-18b a 6-21, z ktorých po dosadení a úprave dostávame:

$$r_{Tmin.} = \frac{[b_{ae1} * C_{mK1} * x_{K1} + (r_2 + C_{mK2} * b_{ae2}) * x_{P2} * x_{K2} * ki\delta]}{[x_{K1} + x_{P2} * x_{K2} * ki\delta]} \quad [m] \quad \text{[vzorec 6- 23]}$$

kde:  $ki\delta = (\delta_2/\delta_1)$ , ak:  $\delta \neq 0$ .

Praktické lietanie s takto vyváženým modelom však už nieje možné. Regulačná čiara sa rozpadne na súbor čiar totožných so vztakovými čiarami  $f(Y_{PK\alpha})$ .

Pri ďalšom zmenšovaní sa regulačná čiara stotožní s prenikom vztakovej plochy  $f(Y_{PK})$  s rovinou  $\alpha$ ;  $\delta$  a vztaková sila bude trvale nulová. Model prestane reagovať na výchylky kormidiel.

**Rovina  $Y$ ;  $\delta$  bude preto ďalšou hranicou regulácie vztakovej sily** (pozri obr.6.10).

➔ **Zväčšovaním  $r_T$**  (posunom ťažiska dozadu), bude sa regulačná čiara odkláňať smerom ku vztakovej čiare  $f(Y_P)$ . Pre dosiahnutie zhodnej vztakovej sily budeme potrebovať menšie výchylky kormidiel  $\delta$  a maximálna dosiahnuteľná vztaková sila bude stúpať až dovtedy, kým regulačná čiara nedosiahne  $Y_{PKMAX}$ . Vtedy bude hodnota optimálna a vypočítame ju zo vzťahu:

$$r_{Topt.} = M_{YPK} / (Y_{PKMAX} * \cos\alpha); \quad M_{YPK} \text{ pre } Y_{PKMAX}. \quad [m] \quad \text{[vzorec 6- 24]}$$

Model by pri tomto vyvážení reagoval na výchylky kormidiel živšie. Pre vyčíslenie hodnoty  $r_{Topt.}$  musíme poznať matematický tvar funkcií  $f(M_{YPK})$  a  $f(Y_{PK})$ .

Ďalším zväčšovaním  $r_T$  bude maximálna dosiahnuteľná vztaková sila klesať a po jej prekročení dôjde k výraznému poklesu spôsobenému utrnutím prúdnic (hranica  $H_{Y\alpha}$ ). Model by pri takomto vyvážení vyžadoval veľmi citlivú pilotáž i pri priamočiarom lete.

Pri zväčšení na hodnotu  $r_{YP}$  (do neutrálneho bodu pevných nosných plôch) sa regulačná čiara stotožní so vztakovou čiarou  $f(Y_P)$  a model sa stane prakticky neovládateľný. Uhol nábehu  $\alpha$  a vztaková sila  $Y_{PK}$  sa bude nekontrolovateľne meniť v rámci rozsahu vztakovej čiary. Letová dráha modelu bude tvarom pripomínať „sínusovku“.

**Rovina  $Y$ ;  $\alpha$  bude preto ďalšou hranicou regulácie vztakovej sily.**

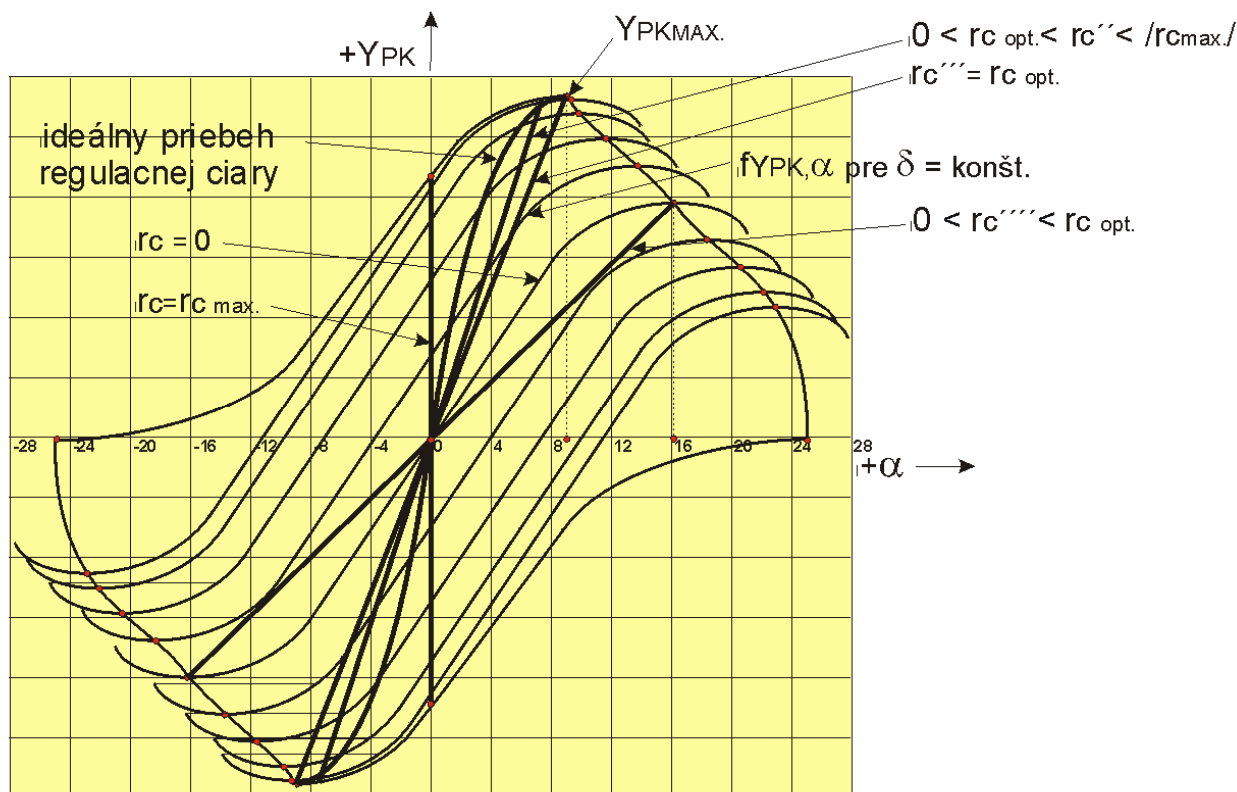
#### 6.1.4.1.3 Regulačný diagram

Regulačný diagram je vlastne vztaková plocha  $f(Y_{PK})$  so zakreslenými hranicami  $H_{Y\alpha}$ ,  $H_{Y\delta}$ ,  $f(Y_P)$  a  $f(Y_K)$  a zakreslenými regulačnými čiarami pre  $r_C$  v rozsahu:

$$0 < r_C < |r_{Cmax}|$$

Regulačný diagram pre dohodnutý východiskový stav je uvedený na obr.6.11.

# Obr.6.11



## Výsledná vztlaková plocha modelu s dvomi nosnými plochami

Našou snahou bude premiestniť polohu hmotného ťažiska modelu v smere osi  $x$  tak, aby rameno centráže zodpovedalo hodnote:

$$r_C = r_{Copt}$$

Z priebehu regulačnej čiary pri splnení tejto podmienky však vidíme, že pre dosiahnutie určitej vztlakovej sily sú potrebné pomerne malé výchylky kormidiel, z čoho vyplýva, že model bude pri lietaní priamych úsekov a „guľatých“ obrátov citlivý na pohyby kormidiel. Hodnota koeficientu citlivosti regulácie  $CR$  ( $CR'''$ ) bude vysoká. Z obrázku tiež vidieť, že hodnota  $CR$  so vzrastom  $Y_{PK}$  klesá. To vyplýva z toho, že jednotlivé vzdialenosti priesečníkov regulačnej čiary so vztlakovými čiarami  $f(Y_{PK\alpha})$  sa so zväčšovaním výchyliek kormidiel  $\delta$  zmenšujú. Z toho vyplýva, že pre dosiahnutie rovnakej hodnoty prírastku vztlakovej sily  $\Delta Y_{PK}$  budeme potrebovať väčší prírastok výchyliek kormidiel  $\Delta \delta$ .

Najlepšiu letovú stabilitu modelu dosiahneme pri minimálnej hodnote  $CR$ , keď sa regulačná čiara bude približovať ku vztlakovej čiare  $f(Y_K)$ , t.j. keď  $r_C < |r_{Cmax}|$ .

Ak však chceme s regulačnou čiarou dosiahnuť  $Y_{PKMAX}$ , musí sa  $r_C \equiv r_{Copt}$ , čo bude mať za následok podstatné zvýšenie hodnoty  $CR$ , hlavne pri malých hodnotách  $Y_{PK}$ .

Pri  $r_C = 0$ , stotožní sa regulačná čiara s  $f(Y_P)$ , hodnota  $CR = +\infty$  a model bude neovládateľný.

Nakoľko od akrobatického modelu vyžadujeme maximálnu letovú stabilitu pri lietaní priamych a málo zakrivených úsekov (pri malých hodnotách  $Y_{PK}$ ) a schopnosť dosiahnuť pri lietaní hrán hranatých obrátov, môžeme z týchto požiadaviek definovať ideálnu regulačnú charakteristiku modelu.

➔ **model bude mať ideálnu regulačnú charakteristiku vtedy, keď bude jeho regulačná čiara:**

- pri malých vztlakových silách sledovať vztlakovú čiaru  $f(Y_K)$ ,
- po dosiahnutí vztlakovej sily  $Y_{PK} \equiv 0,5 Y_{PKMAX}$  sa odchýli do oblasti  $+\alpha$  a dosiahne  $Y_{PKMAX}$ .

Z toho vyplýva, že reálna regulačná oblasť vztlakovej sily modelu musí ležať v oblasti I a III - klasická koncepcia modelu. Kinematika vzájomnej väzby výchyliek kormidiel by mala umožňovať

takú plynulú zmenu prevodu, aby bol dosiahnutý ideálny priebeh regulačnej čiary. To značí, že po dosiahnutí určitej hodnoty  $\delta$ , by sa mala hodnota  $\delta_1$  opozdovať za  $\delta_2$ .

V ďalšom rozbere budeme skúmať vplyv zmien niektorých parametrov modelu na zmenu jeho regulačnej charakteristiky, s cieľom priblíženia sa k ideálnemu stavu, charakterizovanému dosiahnutím ideálneho priebehu regulačnej čiary, zakreslenej na **obr.6.11**.

#### 6.1.4.2 Vplyv zmien parametrov modelu na jeho regulačnú charakteristiku

Je zrejmé, že predmetom ďalšieho skúmania nemôže byť podrobný rozbor všetkých možných variant geometricko-kinematického usporiadania modeli, ale iba takých vybraných typov zmien, ktoré nám pomôžu v pochopení súvislostí pri optimalizácii konštrukčného návrhu modelu, a to zmien parametrov uvedených na **obr.6.8** nasledovne:

- zmena ramena  $r_2$ ,
- zmena vzájomného pomeru nosných plôch  $S_2$  ku  $S_1$ ,
- zmena vzájomného pomeru hĺbky kormidla  $b_{k1}$  k hĺbke  $b_2$ ,
- zmena pomeru výchyliek kormidiel  $\delta_2$  ku  $\delta_1$ .

Pri úvahách budeme predpokladať, že pre východiskový stav máme navrhnuté krídlo (plocha  $S_1$ ) s optimálnou hĺbkou vztlakovej klapky ( $b_{k1} / b_1 \cong 0,2$ ) a plynulým symetrickým priebehom vztlakových čiar. Zároveň stanovíme, že  $b_{k1} / b_1 = b_{k2} / b_2$  a  $ki\delta = -1$ . Hodnoty  $x_{p2}$  a  $r_2$  budú o niečo väčšie ako kritické hodnoty, ktoré si v ďalšom odvodíme.

##### 6.1.4.2.1 Zmena ramena chvostovej nosnej plochy

Ak budeme voči východiskovému stavu meniť rameno  $r_2$  plochy  $S_2$  zmenou dĺžky chvostovej časti modelu, budú sa jednotlivé parametre regulačného diagramu meniť nasledovne:

→ **predlžovaním ramena  $r_2$**

- $f(Y_P)$  - bez zmeny, nakoľko vzorec [6-10b] neobsahuje  $r_2$
- $f(Y_K)$  - bez zmeny, nakoľko vzorec [6-13b] neobsahuje  $r_2$
- $Y_{Kmax}$  - bez zmeny, nakoľko vzorec [6-13b] neobsahuje  $r_2$
- $Y_{PKMAX}$  - bez zmeny, nakoľko vzorec [6-16b] neobsahuje  $r_2$
- $H_{Y\alpha}$  - bez zmeny, nakoľko vzorec [6-16b] neobsahuje  $r_2$
- $H_{Y\delta}$  - bez zmeny, nakoľko vzorec [6-16b] neobsahuje  $r_2$
- $r_{Cmax}$  - bude kladné a jeho hodnota bude narastať, pozri vzorec [6-25b]
- $r_{Copt}$  - bude kladné a jeho hodnota bude narastať, pozri vzorec [6-25b]

→ **skracovaním ramena  $r_2$**

- $f(Y_P)$  - bez zmeny, nakoľko vzorec [6-10b] neobsahuje  $r_2$
- $f(Y_K)$  - bez zmeny, nakoľko vzorec [6-13b] neobsahuje  $r_2$
- $Y_{Kmax}$  - bez zmeny, nakoľko vzorec [6-13b] neobsahuje  $r_2$
- $Y_{PKMAX}$  - bez zmeny, nakoľko vzorec [6-16b] neobsahuje  $r_2$
- $H_{Y\alpha}$  - bez zmeny, nakoľko vzorec [6-16b] neobsahuje  $r_2$
- $H_{Y\delta}$  - bez zmeny, nakoľko vzorec [6-16b] neobsahuje  $r_2$
- $r_{Cmax}$  - bude sa znižovať a blížiť k nulovej hodnote, ktorú dosiahne pri splnení nasl.podmienky:

$$r_C = r_T - r_{YP} = 0$$

Ak za  $r_T$  dosadíme vzorec [6-21] a [6-18b] a za  $r_{YP}$  vzorec [6-12b], po úprave dostávame:

$$\{ [b_{ae1} * C_{mK1} * x_{K1} + (r_2 + C_{mK2} * b_{ae2}) * x_{P2} * x_{K2} * ki\delta] / [x_{K1} + x_{P2} * x_{K2} * ki\delta] \} - \{ [b_{ae1} * C_{mP} + (r_2 + b_{ae2} * C_{mP}) * x_{P2}] / (1 + x_{P2}) \} = 0 \quad [m] \quad [\text{vzorec 6-26}]$$

Z tejto podmienky vypočítame minimálnu kritickú hodnotu  $r_2$ , kedy model prestane reagovať na výchylky kormidiel.

Pri ďalšom znižovaní  $r_2$  bude  $r_{Cmax}$  záporné a model bude reagovať na výchylky kormidiel obrátene. Regulačné čiary sa presunú do oblastí **IIa** a **IVa**.

- $r_{Copt}$  - bude za znižovania, pri splnení [6-26] dosiahne nulovú hodnotu, ktorú si pri ďalšom znižovaní  $r_2$  zachová.

#### Záver

Z uvedeného vyplýva, že zväčšovaním  $r_2$  sa bude zväčšovať rozsah možnej centráže a znižovaním citlivosť modelu na zmenu polohy hmotného ťažiska. Pri znižovaní  $r_2$  bude vplyv opačný až po dosiahnutie

$r_2 = r_{2krit.}$ , kedy sa regulačné čiary stotožnia so vztlakovými čiarami  $f(Y_{PK\alpha})$ . Hodnota v tomto prípade nebude definovateľná.

Ak bude hodnota  $r_2$  iba o niečo väčšia ako kritická, budú regulačné čiary lúčovito rozložené v oblasti **I** a **III**. Rozsah možnej centráže však bude veľmi malý, pre praktické účely nepoužiteľný. Ďalším zväčšovaním  $r_2$



sa tvar regulačných čiar meniť nebude, bude sa však priaznivo zväčšovať rozsah možnej centráže. Hodnoty **CR** sa však meniť nebudú.

#### 6.1.4.2.2 Zmena pomeru veľkostí nosných plôch

Pomer veľkostí nosných plôch vyjadríme vzorcom:

$$x_{P2} = S_2 / S_1 = S_{P2} / S_{P1}$$

Aby sme zmenou  $x_{P2}$  súčasne nemenili ramená  $r_2$ ,  $r_{YP2}$  a  $r_{YK2}$ , musíme zmenu realizovať zmenou rozpätia nosných plôch, t.j. pri zväčšovaní rozpätia  $S_2$  znižovať rozpätie  $S_1$  a naopak tak, aby bola zachovaná celková nosná plocha  $S = S_1 + S_2$ . Prakticky je však takáto zmena možná iba v určitom rozsahu, lebo by sa tým enormne menila štvorlístnosť nosných plôch (pomer rozpätia k hĺbke), so všetkými nepriaznivými mechanickými i aerodynamickými dôsledkami.

Ak budeme voči východiskovému stavu meniť  $x_{P2}$  zmenou pomeru plochy  $S_2$  voči  $S_1$ , budú sa jednotlivé parametre regulačného diagramu meniť nasledovne:

➔ **zväčšovanie  $x_{P2}$**  (zväčšenie  $S_2$ )

$f(Y_P)$  - bez zmeny, nakoľko sa vo vzorci [6-10b] hodnota súčinu  $S_{P1} \cdot (1+x_{P2})$  nezmení

$f(Y_K)$  - bude sa znižovať, ak  $x_{P2}$  dosiahne hodnotu 1 ( $S_1 = S_2$ ), potom dosadením do vzorca [6-13b] dostaneme:

$$f(Y_K) = q \cdot k_P \cdot S_{P1} \cdot [x_{K1} \cdot f_1(\alpha; \delta) + 1 \cdot x_{K1} \cdot f_1(\alpha; \delta) \cdot (-1)] = 0$$

Ďalším zväčšovaním  $x_{P2}$  bude  $f(Y_K)$  nadobúdať záporné hodnoty.

$Y_{Kmax}$  - ako  $f(Y_K)$

$Y_{PKMAX}$  - bude sa znižovať, pri  $x_{P2} = 1$  bude jeho hodnota nižšia ako  $Y_{Pmax}$

$H_{Y\alpha}$  - bude sa meniť v súvislosti so zmenou  $Y_{PKMAX}$

$H_{Y\delta}$  - bude sa meniť v súvislosti so zmenou  $Y_{Kmax}$  a  $Y_{PKMAX}$

$r_{Cmax}$  - bude sa zväčšovať, pri  $x_{P2} = 1$  bude  $r_{Cmax} = +\infty$ , hodnota **CR** = 0 a model bude neovládateľný bude to prípad rovnoplošníka,

- ak bude  $1 < x_{P2}$ , bude  $r_{Cmax} < 0$  a model bude reagovať na výchylky kormidiel obrátene,

- ak z nosnej plochy  $S_2$  vznikne samokrídlo, dosiahne  $r_{Cmax}$  hodnotu:

$$\lim. r_{Cmax} = b_{bae2} \cdot (C_{mK2} - C_{mP2})$$

$r_{Copt}$  - bude sa znižovať, pri  $1 \leq x_{P2}$  bude jeho hodnota trvale nulová.

➔ **znižovanie  $x_{P2}$**  (zniženie  $S_2$ )

$f(Y_P)$  - bez zmeny, nakoľko sa vo vzorci [6-10b] hodnota súčinu  $S_{P1} \cdot (1+x_{P2})$  nezmení

$f(Y_K)$  - bude sa zväčšovať. Ak  $S_2 = 0$ , potom  $x_{P2} = 0$ . Z plochy  $S_1$  vznikne samokrídlo. Dosadením do vzorca [6-13b] dostaneme:

$$f(Y_K) = q \cdot k_P \cdot S_{P1} \cdot x_{K1} \cdot f_1(\alpha; \delta)$$

$Y_{Kmax}$  - ako  $f(Y_K)$

$Y_{PKMAX}$  - bude sa zväčšovať, pri  $x_{P2} = 0$  dosiahne maximum dané samotným krídlom. Túto hodnotu však model nedosiahne, nakoľko regulačné čiary budú v oblasti **IIa** resp. **IVa**.

$H_{Y\alpha}$  - bude sa meniť v súvislosti so zmenou  $Y_{PKMAX}$

$H_{Y\delta}$  - bude sa meniť v súvislosti so zmenou  $Y_{Kmax}$  a  $Y_{PKMAX}$

$r_{Cmax}$  - bude sa znižovať a nulovú hodnotu dosiahne pri splnení podmienky [6-26], z ktorej vypočítame minimálnu kritickú hodnotu  $x_{P2krit.}$ . Vtedy model nebude reagovať na výchylky kormidiel, lebo  $Y_{PK}$  bude trvale nulové.

Ďalším znižovaním  $x_{P2}$  bude  $r_{Cmax} < 0$  a model bude reagovať na výchylky kormidiel obrátene.

Ak z nosnej plochy  $S_1$  vznikne samokrídlo, dosiahne  $r_{Cmax}$  hodnotu:

$$\lim. r_{Cmax} = b_{bae1} \cdot (C_{mK1} - C_{mP1})$$

$r_{Copt}$  - bude sa znižovať, pri splnení [6-26] dosiahne trvale nulovú hodnotu.

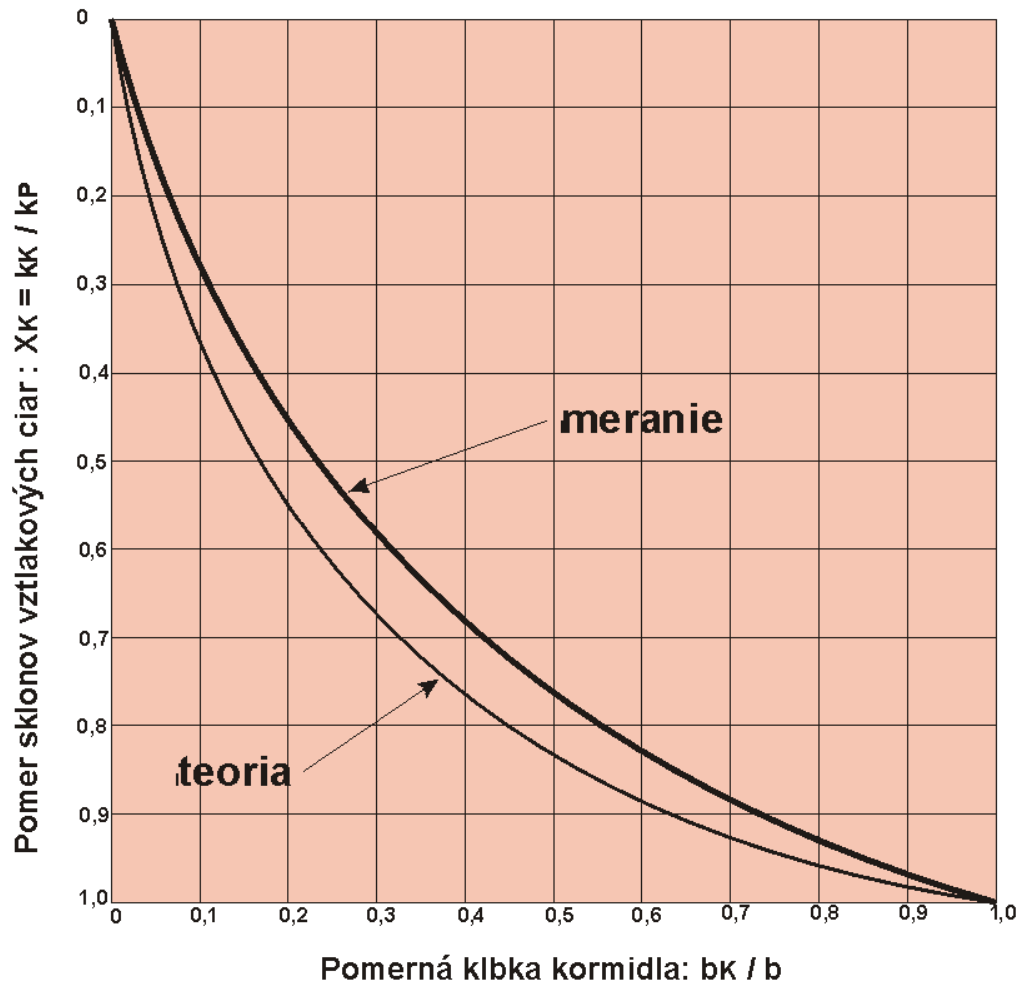
#### Záver

Z uvedeného vyplýva, že zväčšovaním  $x_{P2}$  sa bude až do hranice  $x_{P2} = 1$  zväčšovať rozsah možnej centráže, zároveň však budú maximálne výkony silne klesať. Znižovaním  $x_{P2}$  sa budú maximálne výkony zvyšovať až do splnenia podmienky [6-26], zároveň však rozsah možnej centráže klesne na nulovú hodnotu. Pri podkritickej hodnote  $x_{P2}$  budú regulačné čiary rozložené v oblasti **IIa** resp. **IVa**. Pri nadkritickej veľkosti budú regulačné čiary v oblasti **I** a **III**, ich tvar a rozloženie sa s nárastom  $x_{P2}$  bude meniť adekvátne so zmenou hraníc. Hodnota **CR** bude klesať a model bude ťažšie reagovať na výchylky kormidiel.

#### 6.1.4.2.3 Zmena hĺbky kormidla chvostovej nosnej plochy

Zmena hĺbky kormidla ( $b_{K2} / b_2$ ) pri zachovaní pôdorysných rozmerov plochy  $S_2$  sa bude meniť jeho účinnosť podľa závislosti uvedenej na **obr.6.12**.

# Obr.6.12



## Pomer sklonov vztlakových ciar kormidla a pevnej nosnej plochy v závislosti na hĺbke kormidla

- **zväčšovaním hĺbky** sa budú parametre regulačného diagramu meniť nasledovne:
- $f(Y_P)$  - bez zmeny, nakoľko sa vo vzorci [6-10b] parameter  $b_{K2} / b_2$  nenachádza
  - $f(Y_K)$  - bude sa mierne znižovať, nakoľko vo vzorci [6-13b] sa bude zväčšovať hodnota  $x_{K2}$
  - $Y_{Kmax}$  - ako  $f(Y_K)$
  - $Y_{PKMAX}$  - mierne sa zmenší, vzhľadom k poklesu  $Y_K$  pri danom  $\alpha_{opt}$
  - $H_{Ya}$  - mierne sa zmení v súvislosti so zmenou  $Y_{PKMAX}$
  - $H_{Y\delta}$  - mierne sa zmení v súvislosti so zmenšením  $Y_{Kmax}$  a  $Y_{PKMAX}$
  - $r_{Cmax}$  - bude sa zväčšovať, pri  $(b_{K2} / b_2) = 1$ , kedy dostaneme tzv. „plávajúcu výškovku“, dosiahneme absolútne maximálnu hodnotu danú vzorcom:
 
$$\lim r_{Cmax} = \{ [b_{ae1} * C_{mK1} * x_{K1} + (r_2 + C_{mP} * b_{ae2}) * x_{P2} * ki\delta] / [x_{K1} + x_{P2} * ki\delta] \}$$

$$- \{ [b_{ae1} * C_{mP} + (r_2 + b_{ae2} * C_{mP}) * x_{P2} ] / (1 + x_{P2}) \}$$
  - $r_{Copt}$  - bude sa zväčšovať, maximálnu hodnotu dosiahne pri  $(b_{K2} / b_2) = 1$ . Zároveň však bude platiť:  $r_{Cmax} < r_{Copt}$ , čo vyplýva z toho, že účinnosť výškového kormidla (celej nosnej plochy  $S_2$ ) bude s rastom  $\alpha$  klesať pomalšie ako účinnosť vztlakových klapiek nosnej plochy  $S_1$ .
- **zmenšovanie hĺbky**
- $f(Y_P)$  - bez zmeny, nakoľko sa vo vzorci [6-10b] parameter  $b_{K2} / b_2$  nenachádza

- $f(Y_K)$  - bude sa mierne zväčšovať, nakoľko vo vzorci [6-13b] sa bude znižovať hodnota  $x_{K2}$
- $Y_{Kmax}$  - ako  $f(Y_K)$
- $Y_{PKMAX}$  - mierne sa zväčší, vzhľadom k nárastu  $Y_K$  pri danom  $\alpha_{opt}$
- $H_{Y\alpha}$  - mierne sa zmení v súvislosti so zmenou  $Y_{PKMAX}$
- $H_{Y\delta}$  - mierne sa zväčší v súvislosti so zväčšením  $Y_{Kmax}$  a  $Y_{PKMAX}$
- $r_{Cmax}$  - bude sa znižovať, nulovú hodnotu dosiahne pri splnení podmienky [6-26], z ktorej vypočítame minimálnu kritickú hodnotu  $x_{K2}$  a z grafu uvedeného na obr.6.12 odčítame príslušnú hĺbku kormidla.  
Pri ďalšom znižovaní hĺbky kormidla bude  $r_{Cmax} < 0$  a model bude reagovať na výchylky kormidiel obrátene.
- $r_{Copt}$  - bude sa znižovať, trvale nulovú hodnotu dosiahne pri splnení podmienky [6-26].

### Záver

Z uvedeného vyplýva, že zväčšovaním pomeru  $(b_{K2} / b_2)$  sa bude zväčšovať rozsah možnej centráže bez väčších zmien v maximálnych výkonoch. Regulačné čiary sa pri veľkých hĺbkach kormidla (i pri  $r_C = r_{Cmax}$ ) budú po určitej výchylke  $\delta$  silne odkláňať do oblasti  $+\alpha$  a po dosiahnutí hranice  $H_{Y\alpha}$  dôjde k presadeniu modelu. Existuje teda taká kritická hodnota hĺbky kormidla, pri ktorej bude platiť:  $r_{Copt} = r_{Cmax}$ . Túto kritickú hodnotu hĺbky kormidla však môžeme vypočítať iba pri známych priebehoch funkcií  $f(\alpha)$ ;  $f_1(\alpha; \delta)$ ;  $f_2(\alpha; \delta)$ .

Ak bude:  $(b_{K2} / b_2) = 1$ , dostaneme „plávajúcu výškovku“, u ktorej bude  $r_{Copt} > r_{Cmax}$  a pri  $\delta_1 = \delta_2$  bude prakticky nepoužiteľné. Túto nepríjemnú vlastnosť plávajúcej výškovky môžeme odstrániť zmenšením prevodového pomeru  $ki\delta$ . Zároveň sa však zmenší rozsah možnej centráže. Z praktického hľadiska je použitie plávajúcej výškovky u akrobatického modelu nevýhodné i z hľadiska komplikácií s jej ukotvením v trupe a výslednej malej tuhosti tohto spojenia. Vhodné je však pre modely bez vztlačových klapiek a s krátkym ramenom  $r_2$ , napr. COMBAT, ktorým pri malom rozsahu centráže postačia malé výchylky  $\delta_2$  pre zabezpečenie dobrých výkonov a dostatočnej citlivosti regulácie, ktorá je u tejto kategórie veľmi dôležitou podmienkou.

Pre upútané akrobatické modely sa používa prevažne výškové kormidlo s  $(b_{K2} / b_2) \cong 0,5$ , ktoré má približne optimálne regulačné vlastnosti.

#### 6.1.4.2.4 Zmena pomeru výchyliek pohyblivých častí nosných plôch - kormidiel

Pri predchádzajúcich zmenách sme vychádzali z podmienky zhodnej absolútnej veľkosti výchyliek kormidiel:  $|\delta_1| = |\delta_2| = \delta$ , alebo:  $f(\delta_1 / \delta_2) = ki\delta = -1$ . Môžeme tiež povedať, že pri rovnakej percentuálnej hĺbke kormidiel bude mať vztlačová čiara  $f(Y_{K2})$  rovnaký priebeh ako  $f(Y_{K1})$  a bude platiť:

$$f(Y_{K2}) = ki\delta * S_2 / S_1 * f(Y_{K1}) = -x_{P2} * f(Y_{K1})$$

$$\text{potom: } f(Y_K) = (1 - x_{P2}) * f(Y_{K1})$$

Zo vzťahu vidieť lineárnu závislosť, bez vplyvu veľkosti uhlov  $\delta_1$  a  $\delta_2$ , ktoré sú vždy rovnako veľké ale opačného zmyslu.

Ak zmeníme prevodový pomer  $ki\delta$  voči tomuto východiskovému stavu, zostanú síce samotné priebehy  $f(Y_{K1})$  a  $f(Y_{K2})$  bez zmeny, ich sčítanie však budeme môcť vykonať iba v zvolenej uhlovej súradnici  $\delta_1$  alebo  $\delta_2$ , ak budeme poznať funkciu  $f(\delta_1 / \delta_2)$ , vyplývajúcu z kinematiky ich vzájomnej väzby. Potom môžeme napísať:

$$f(\delta_2) = ki\delta * f(\delta_1)$$

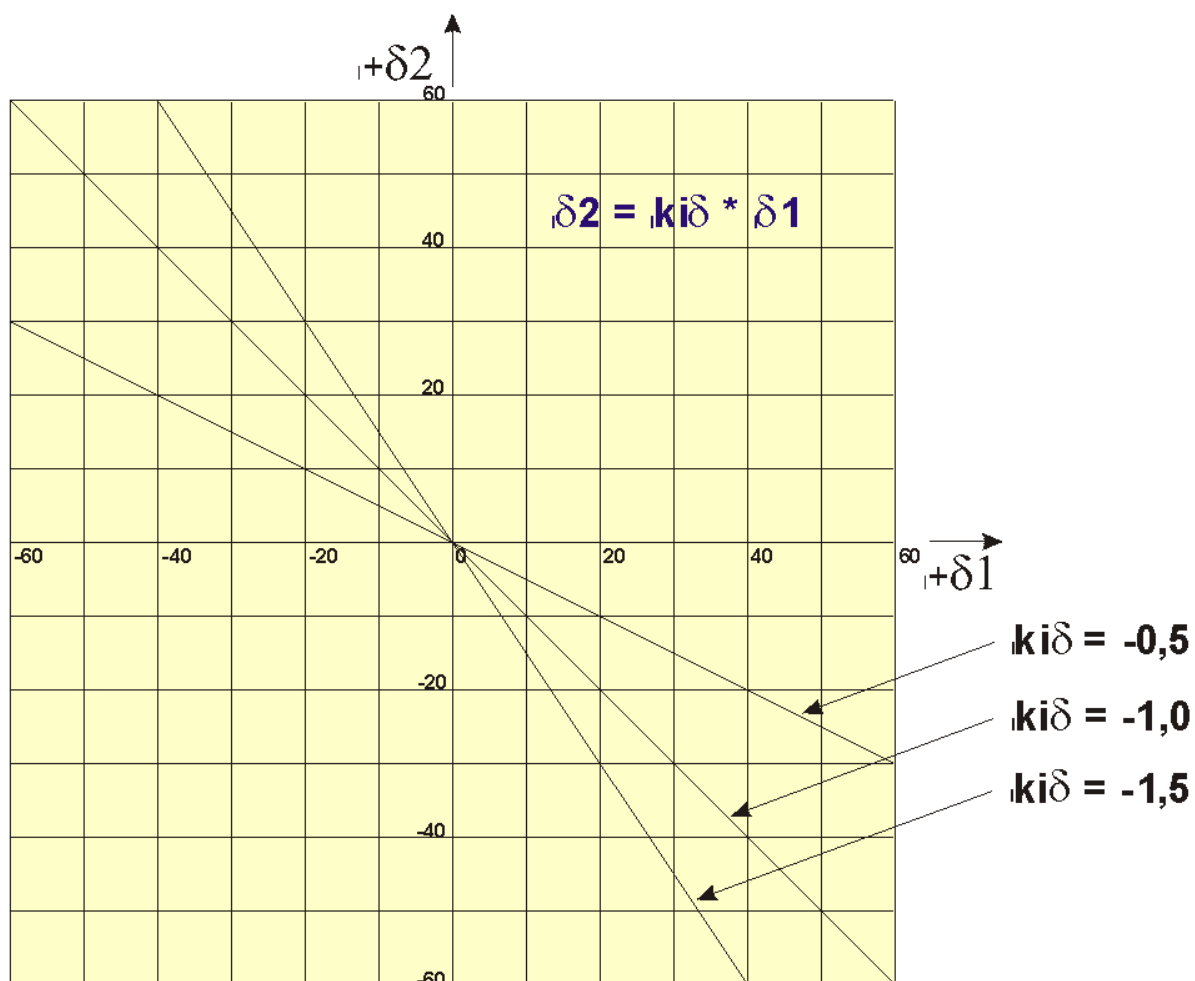
$$\text{alebo: } f(\delta_1) = (1 / ki\delta) * f(\delta_2)$$

Pomocou týchto výrazov transformujeme uhly  $\delta_1$  a  $\delta_2$  medzi sebou. Podľa uvedených vzorcov môžu nastať nasledovné prípady:

- a -  $\delta_2 = ki\delta * \delta_1$  ak:  $f(\delta_2) / f(\delta_1) = \text{konšt.}$
- b -  $f|\delta_2| = ki\delta * f|\delta_1|$  ak:  $f(\delta_2) / f(\delta_1) \neq \text{konšt.}$

V prvom prípade budú výchylky kormidiel lineárne úmerné a ich vzájomný vzťah je pre rôzne znázornený na obr. 6.13.

## Obr.6.13

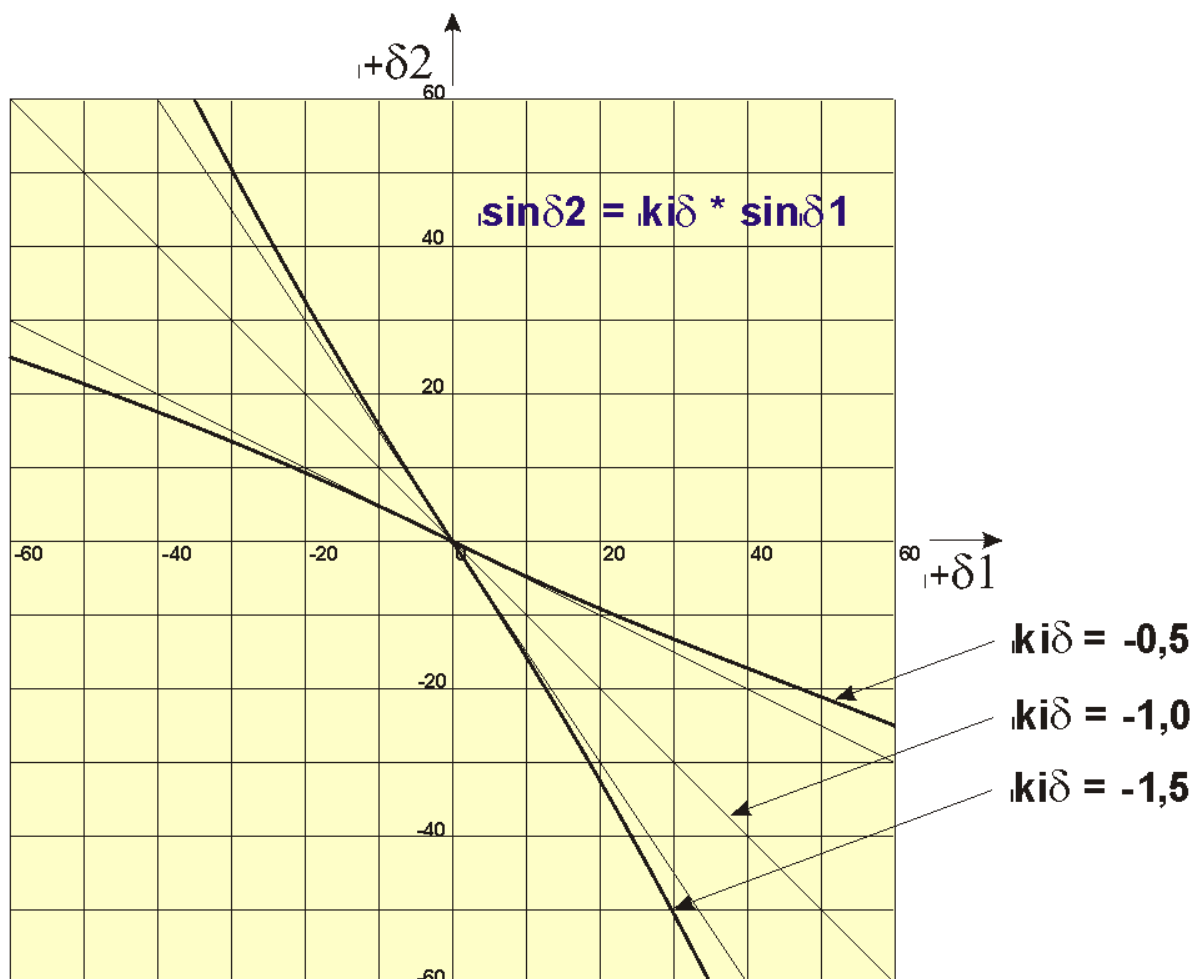


### Vztahy výchyliek kormidiel pri lineárnom prevode

Uvedené priebehy môžeme u mechanického náhonu dosiahnuť iba ozubeným alebo kladkovo-lankovým prevodom (používa Kompostella z Talianska) a v určitej prijateľnej nepresnosti i pákový prevod pri  $k_{i\delta}=1$ .

**V druhom prípade** budú výchylky kormidiel vzájomne nelineárne a skutočný prevodový pomer sa bude priebehu vychyľovania kormidiel meniť. Na **obr. 6.14** sú tieto priebehy znázornené pre bežne používaný pákový prevod (uvedený na **obr. 2.14a**).

# Obr.6.14



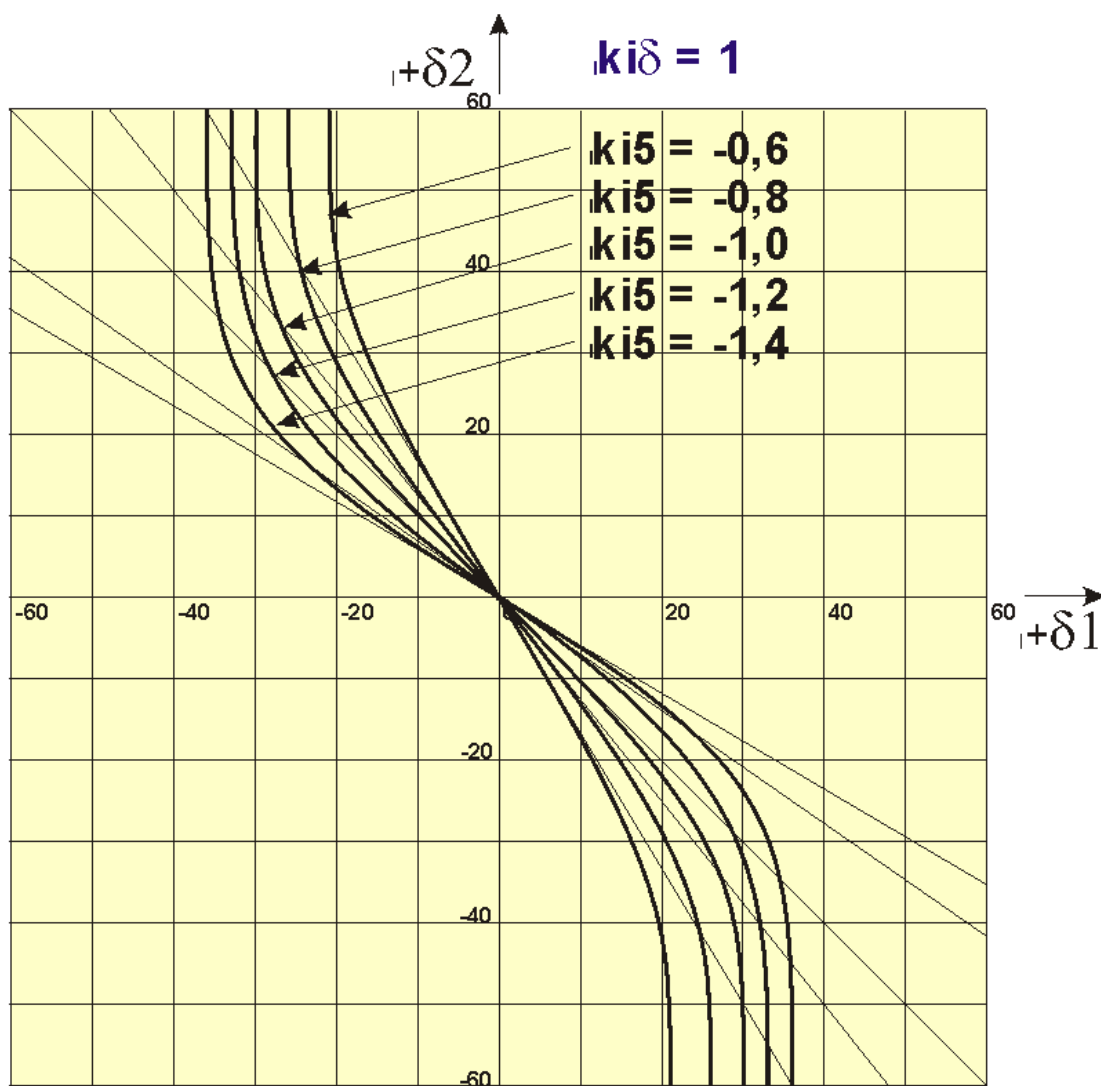
## Vztahy výchylek kormidiel pri nelineárnom prevode

Z priebehov vidíme, že iba pri  $k_{i\delta} = -1$  bude závislosť lineárna a zhodná s predchádzajúcim prípadom.

- Ak bude:  $k_{i\delta} < -1$ , t.j. prevod „do rýchla“, bude sa priebeh so vzrastajúcou výchylkou stále viac odchylovať od pôvodného lineárneho priebehu k väčším hodnotám  $\delta_2$ , prevodový pomer sa bude zväčšovať.
- Ak bude:  $-1 < k_{i\delta} < 0$ , t.j. prevod „do pomala“, bude sa priebeh so vzrastajúcou výchylkou stále viac odchylovať od pôvodného lineárneho priebehu k menším hodnotám  $\delta_2$ , prevodový pomer sa bude znižovať.

Nelineárny prevod s kulisovým prvkom je na **obr. 6.14a**

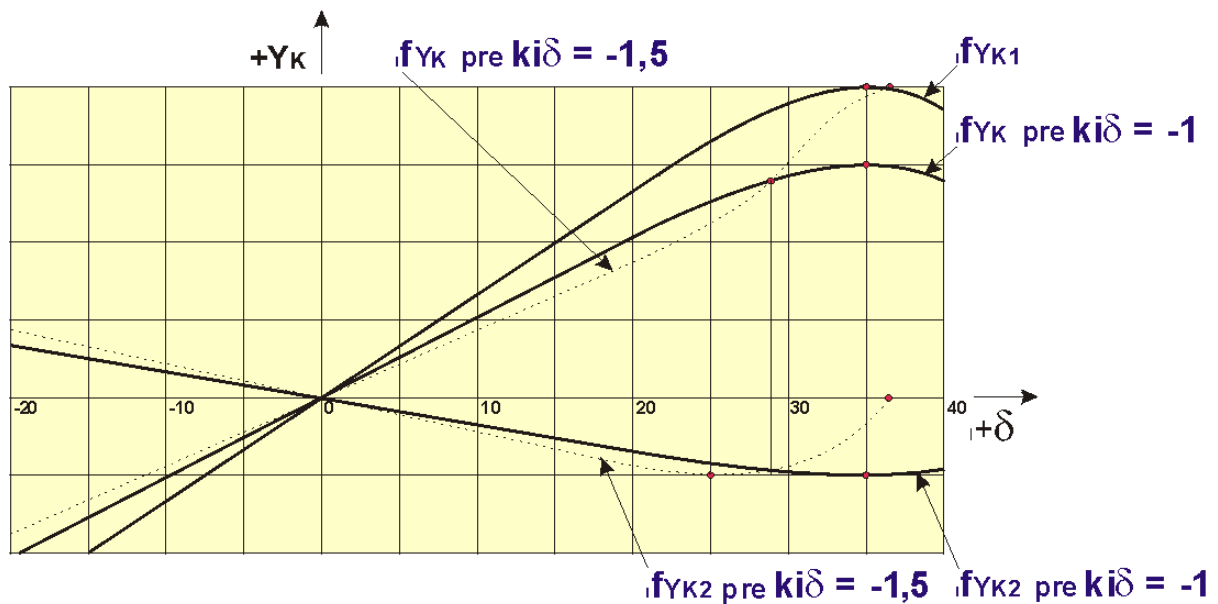
## Obr.6.14a



### Vztahy výchyliek kormidiel pri kulisovom prevode

Aby sme lepšie pochopili súvislosti zmien prevodového pomeru a priebehu  $f(Y_K)$ , na nasledujúcich obrázkoch sú graficky znázornené priebehy  $f(Y_{K1})$ ,  $f(Y_{K2})$  a výslednej  $f(Y_K)$  pre lineárny a nelineárny prevod.

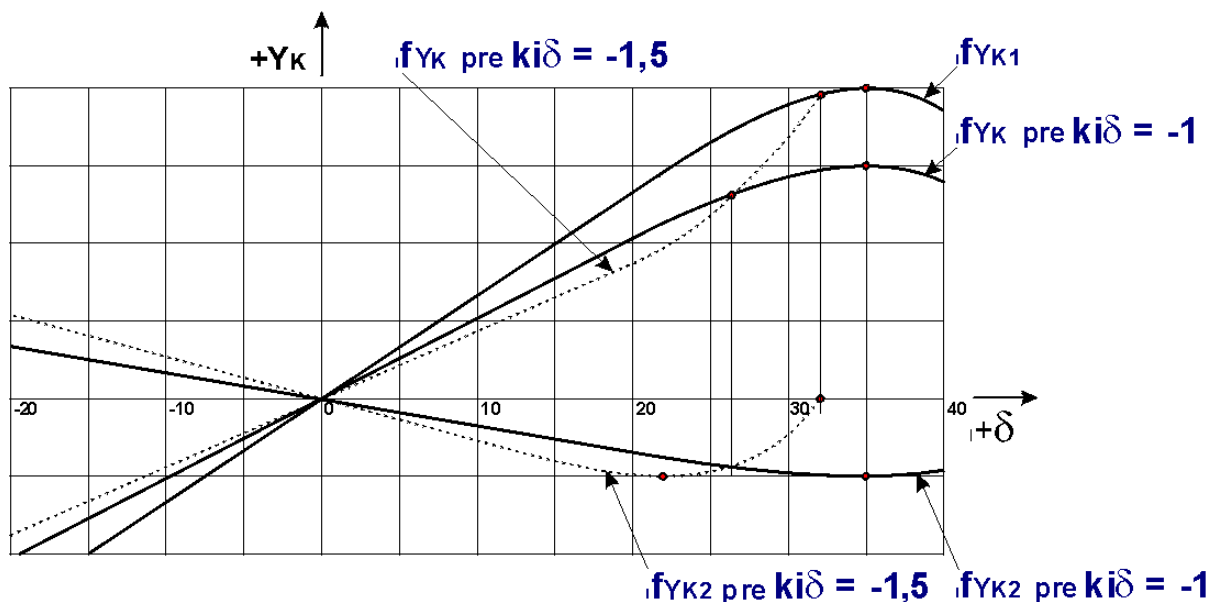
## Obr.6.15



### Vztlaková sila kormidiel pri lineárnom prevode

Na obr. 6.15 je znázornená situácia pre lineárny prevod:  $k_i \delta = -1$  a  $k_i \delta = -1,5$ . Vidíme, že priebeh  $f(Y_K)$ , predtým veľmi podobný  $f(Y_{K1})$ , sa zmenil na esovito prehnutý.

## Obr.6.16



### Vztlaková sila kormidiel pri nelineárnom prevode

Na obr. 6.16 je znázornená situácia pre nelineárny prevod:  $\cos \delta_2 = -1 * \cos \delta_1$  a  $\cos \delta_2 = -1,5 * \cos \delta_1$ . Vidíme, že esovité prehnutie sa zväčšilo, hlavne pri väčších výchylkách, kedy dochádza k prudkému poklesu sily  $Y_{K2}$ .

Teraz si môžeme presnejšie predstaviť súvislosť medzi zmenou prevodového pomeru  $ki\delta$  a charakteristickými zmenami parametrov regulačných diagramov.

→ so **zväčšovaním prevodového pomeru**  $ki\delta < -1$ , budú súvisieť nasledovné zmeny:

$f(Y_P)$  - bez zmeny, nakoľko sa vo vzorci [6-10b] parameter  $ki\delta$  nenachádza

$f(Y_K)$  - bude meniť tvar - pozri **obr.6.15** a **6.16**

$Y_{Kmax.}$  - bude narastať

$Y_{PKMAX}$  - bude mierne klesať

$H_{Y\alpha}$  - zmení sa v súvislosti so zmenou  $Y_{PKMAX}$

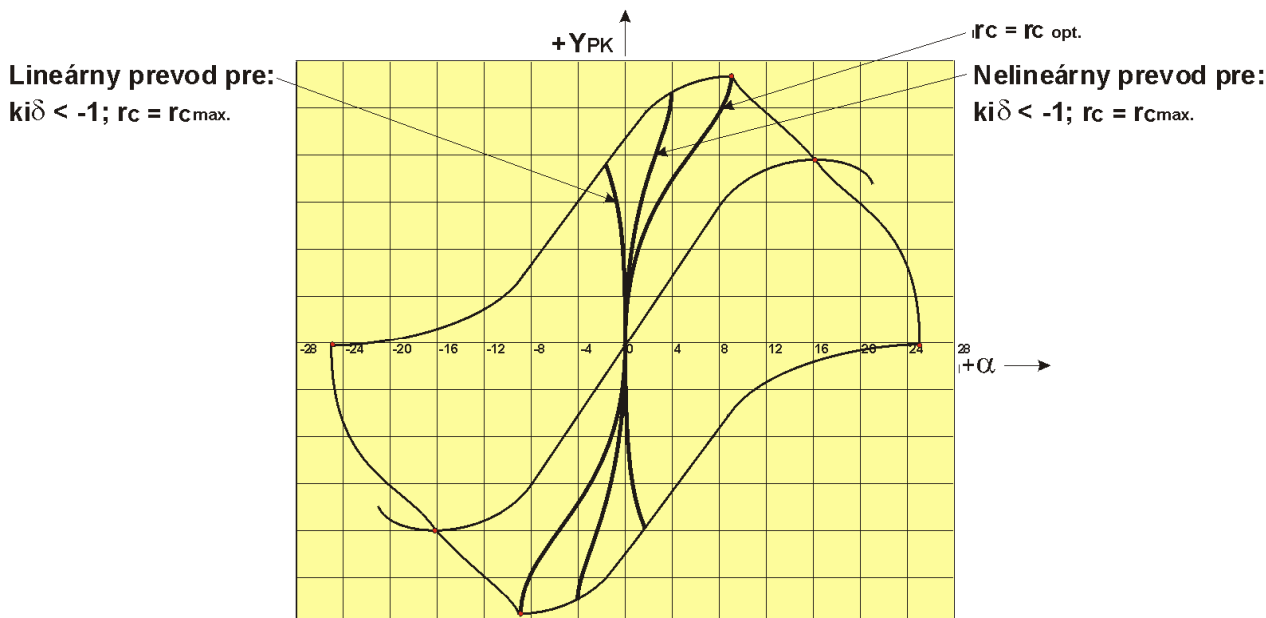
$H_{Y\delta}$  - zmení sa v súvislosti so zmenou  $Y_{Kmax}$  a  $Y_{PKMAX}$

$r_{Cmax}$  - bude sa zväčšovať

$r_{Copt}$  - bude sa najprv mierne zväčšovať (približne po  $ki\delta = -1,4$ ), potom sa však bude rýchlo blížiť k nulovej hodnote, nakoľko pri veľkom prevode začne sila  $Y_{K2}$  klesať skoršie ako  $\delta_1$  dosiahne svoju optimálnu hodnotu (cca  $30^\circ$ ) pri danom  $\alpha$  (cca  $10^\circ$ ).

Priebeh regulačnej čiary pre  $r_C = r_{Cmax}$  bude pri malých výchylkách sledovať vztakovú čiaru  $f(Y_K)$ , rastom výchyliek  $\delta$  sa bude u lineárneho prevodu odkláňať do oblasti  $-\alpha$  a u nelineárneho prevodu odkláňať do oblasti  $+\alpha$ , kde sa však bude neskôr znovu prikláňať späť ku  $f(Y_K)$ . Posunom hmotného ťažiska dozadu sa budú regulačné čiary odkláňať do oblasti  $+\alpha$  v prípade oboch druhov prevodu, charakteristicky prehnutý tvar si však zachovávajú - pozri o **obr.6.17**

**Obr.6.17**



**Závislosť tvaru regulačnej čiary na linearite prevodu medzi kormidlami pri vzájomnom prevode kormidiel "do rýchla".**

Z uvedeného vyplýva, že zväčšovaním prevodu do určitej hodnoty sa síce neznížia maximálne výkony, ak ich však budeme chcieť dosiahnuť, bude to za cenu zväčšenej citlivosti  $CR$  pri malých výchylkách.

→ so **zmenšovaním prevodového pomeru**  $-1 < ki\delta < 0$ , budú súvisieť nasledovné zmeny:

$f(Y_P)$  - bez zmeny, nakoľko sa vo vzorci [6-10b] parameter  $ki\delta$  nenachádza

$f(Y_K)$  - bude meniť tvar a bude sa blížiť k priebehu  $f(Y_{K1})$

$Y_{Kmax.}$  - bude narastať a blížiť sa k  $Y_{K1max.}$

$Y_{PKMAX}$  - bude mierne narastať

$H_{Y\alpha}$  - zmení sa v súvislosti so zmenou  $Y_{PKMAX}$

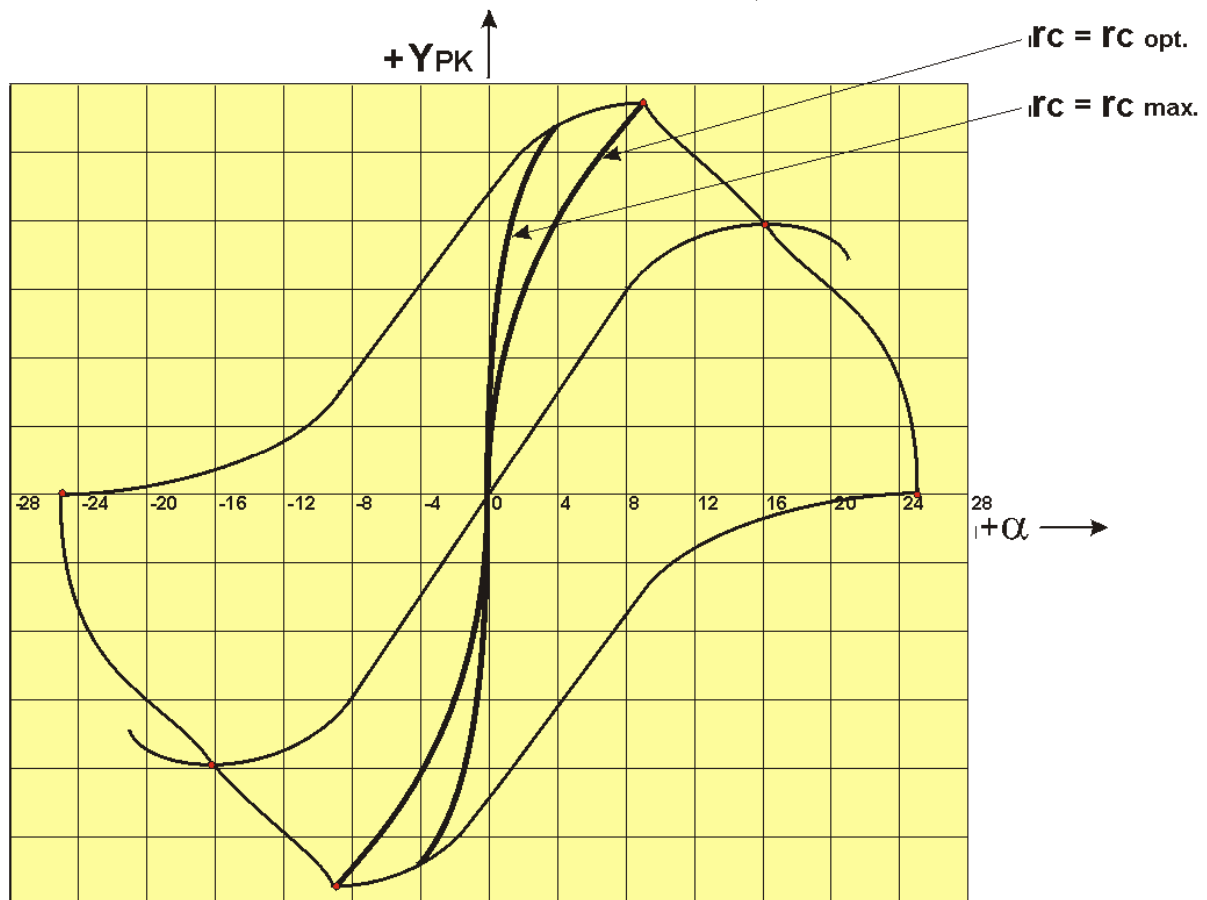
$H_{Y\delta}$  - zmení sa v súvislosti so zmenou  $Y_{Kmax}$  a  $Y_{PKMAX}$ .



- $r_{Cmax}$  - bude sa zmenšovať, nulovú hodnotu dosiahne pri splnení podmienky [6-26], z ktorej vypočítame minimálnu kritickú hodnotu  $ki\delta$ , kedy model prestane reagovať na výchylky kormidiel.
- Pri ďalšom zmenšovaní  $ki\delta$  bude model reagovať na výchylky kormidiel obrátene.
- $r_{Copt}$  - bude sa zmenšovať, trvale nulovú hodnotu dosiahne pri splnení podmienky [6-26].
- Regulačné čiary sa budú pri hodnotách  $-1 < ki\delta < ki\delta_{krit}$ , odkláňať od osi  $y$  do oblasti  $+\alpha$  a budú sa tvarovo blížiť k ideálnemu priebehu - pozri pozri o obr.6.18

## Obr.6.18

Lineárny i nelineárny prevod pre:  
 $-1 < ki\delta < 0$ ;  $r_c = r_{Cmax}$ .



**Závislosť tvaru regulačnej čiary na linearite prevodu medzi kormidlami pri vzájomnom prevode kormidiel “do pomaly”.**

Citlivosť regulácie **CR** bude pri malých  $Y_{PK}$  v prijateľnej hodnote. Nevýhodou však bude výrazné zmenšenie rozsahu možnej centráže a pri reálnom kruhovom pohybe prudké zníženie účinnosti výškového kormidla pri väčších hodnotách  $Y_{PK}$ . Z toho dôvodu bude zmenšovanie prevodu  $ki\delta$  nereálnou cestou k dosiahnutiu ideálneho priebehu regulačnej čiary.

### 6.1.4.2.5 Rekapitulácia

V kapitolách 6.1.4.2.1- sme si načrtli súvislosti zmien regulačnej charakteristiky vztlakových síl modelu so zmenami jeho niektorých parametrov. V zásade sa dá povedať, že  $Y_{PKMAX}$  môžeme zabezpečiť na dostatočne vysokej úrovni danej samotným krídlom (plocha  $S_1$ ) iba vtedy, ak nebudeme enormne zväčšovať plochu  $S_2$ . Výhodným by sa javilo zväčšovanie ramena  $e_2$ . Pri reálnom (skutočnom) kruhovom pohybe však táto zmena bude nepriaznivo vplyvovať priebeh regulačných čiar - pozri ďalšiu kapitolu.

Zmenou hĺbky kormidla a prevodového pomeru, pri použití klasického pákového prevodu, tiež nedosiahneme zásadných zmien v priebehu regulačných čiar, pri zachovaní dostatočne malej citlivosti regulácie **CR** v oblasti malých vztlakových síl.

Z rekapitulácie vyplýva, že zabezpečenie ideálneho priebehu regulačnej čiary môžeme dosiahnuť iba vhodnou inováciou prevodového mechanizmu náhonu kormidiel. Jedno z možných riešení je popísané v ďalšej časti.

## 6.2 Kruhový pohyb pri lete reálneho upútaného modelu

### 6.2.1 Zakrivenie letovej dráhy modelu

V prípade priamočiareho pohybu modelu bola vztlaková sila  $Y_{PK}$  zachytená mechanickou reakciou  $F_{Ymech}$  v ukotvení modelu. V skutočnosti, pri voľnom pohybe modelu v ovzduší, je  $F_{Ymech} = 0$  a model sa pohybuje po dráhe, ktorej zakrivenie je závislé na veľkosti zrýchlenia, ktoré vztlaková sila udeľuje hmoty modelu. Hodnotu výsledného zrýchlenia udáva vzorec:

$$a_y = V^2 / r_{dy} \quad [m / s^2]$$

kde:  $a_y$  – zrýchlenie v smere osi  $y$  [m.s<sup>-2</sup>]

$V$  – letová rýchlosť [m.s<sup>-1</sup>]

$r_{dy}$  – polomer zakrivenia dráhy v smere osi  $y$  [m]

Reakciu hmoty modelu na zrýchlenie  $a_y$  vypočítame zo vzorca:

$$F_Y = -m * V^2 / r_{dy} \Rightarrow r_{dy} = -m * V^2 / F_Y$$

kde:  $m$  – hmotnosť modelu [kg]

Zároveň musí platiť rovnováha síl:

$$F_Y = -Y_{PKr}$$

kde:  $Y_{PKr}$  – reálna vztlaková sila pri kruhovom pohybe [N]

potom:

$$r_{dy} = m * V^2 / Y_{PKr}$$

alebo:

$$f(r_{dy}) = m * V^2 / f(Y_{PKr}) \quad [m] \text{ [vzorec 6-27a]}$$

Dosadením vzťahov uvedených v prvej kapitole dostaneme:

$$r_{dy} = 2 * m * / \varrho * S_P * C_{YPKr}$$

kde:  $C_{YPKr}$  – výsledný reálny koeficient vztlaku  
viacdielnej nosnej plochy [–]

Ak:  $\varrho = 1,2$  a  $m / S_P = p_m$  – špecifické plošné zaťaženie nosnej plochy modelu,

potom:

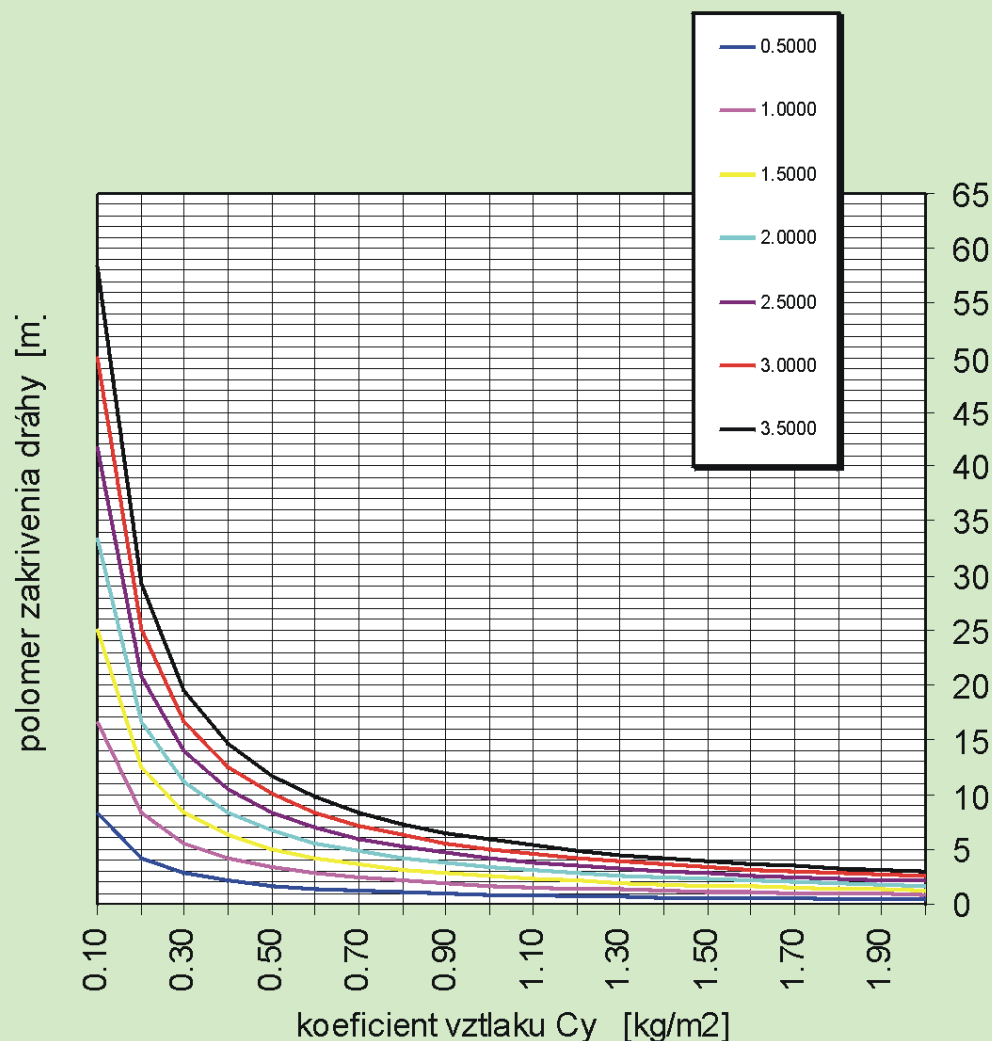
$$r_{dy} = 1,67 * p_m * / C_{YPKr}$$

alebo:

$$f(r_{dy}) = 1,67 * p_m / f(C_{YPKr}) \quad [m] \text{ [vzorec 6-27]}$$

Zo vzťahu vyplýva, že polomer zakrivenia letovej dráhy  $r_{dy}$  neie je závislý od letovej rýchlosti  $V$ , je priamo úmerný plošnému zaťaženiu  $p_m$  a nepriamo úmerný koeficientu vztlaku  $C_Y$ . Na **obr.6.19** je táto závislosť vyjadrená graficky.

Obr.6.19  
Závislosť polomeru zakrivenia dráhy na koeficiente  
vztlaku a plošnom zaťažení  
 $p_m$  [kg/m<sup>2</sup>]



Vidíme, že bežný akrobatický model o hmotnosti 1,5 kg a nosnej ploche 0,5 m<sup>2</sup> ( $p_m = 3$  kg/m<sup>2</sup>) by musel dosahovať pri  $r_{dy} = 2$  m hodnotu koeficientu vztlaku  $C_{YMAX} = 2,5$ . To je i teoreticky mnemožné! Známe výkonné symetrické profily s klapkou dosahujú teoretickú hodnotu  $C_{YMAX} = 1,6$ , čomu zodpovedá polomer zakrivenia letovej dráhy  $r_{dy} = 3,13$  m. Ak by sme chceli, aby tento model dosahoval  $r_{dy} = 2$  m, musela by jeho hmotnosť klesnúť na 0,96 kg.

*Pozn.: Pri praktickom dynamickom pohybe modelu je predpoklad pôsobenia tzv. „časového faktora“, súvisiaceho s časovým priebehom vývoja prúdenia ovzdušia. Dá sa predpokladať, že pri rýchlej a krátko trvajúcej zmene uhlu nábehu a vychýlenia kormidiel, bude odklon vztlakovej čiary od lineárneho priebehu začínať pri väčších hodnotách uhlov ako pri časovo nezávislom (statickom) priebehu, uvádzanom v odbornej aerodynamickej literatúre. Na základe pôsobenia tohto mechanizmu by bolo možné dosahovať krátkodobu ( v trvaní 0,10 - 0,15 sec., čo je čas potrebný na zaletenie hrany), výkony na úrovni cca  $C_{YMAX} = 2,5 - 3,0$ . Toto tvrdenie vyplýva z praktických letových skúšok autora s modelom **PROGRES 10'81**, v ktorom po prvý krát použil novú konštrukciu náhonu kormidiel, popisovanú v ďalšej časti.*

## 6.2.2 Vztlakové sily a momenty

V prípade kruhového pohybu modelu sa budeme zaoberať iba vzťahmi pre výpočet vztlakových síl a momentov modelu s dvoma nosnými plochami (**obr.6.8**). Vzťahy pre jednu nosnú plochu sa z nich dajú jednoducho odvodiť.

### 6.2.2.1 Reálny uhol nábehu

Pri pohybe modelu po dráhe s daným polomerom zakrivenia  $r_{dy}$ , (**obr.6.20**) mení sa uhol nábehu každej čiastkovej plošky nosných plôch, ležiacej na ramene  $r$  o príslušnú diferenciu  $\Delta\alpha$  pre ktorú platí vzťah:

$$\text{corg}\alpha = \text{tg}\alpha - r_{dy} / r_{\Delta T} * \cos\alpha$$

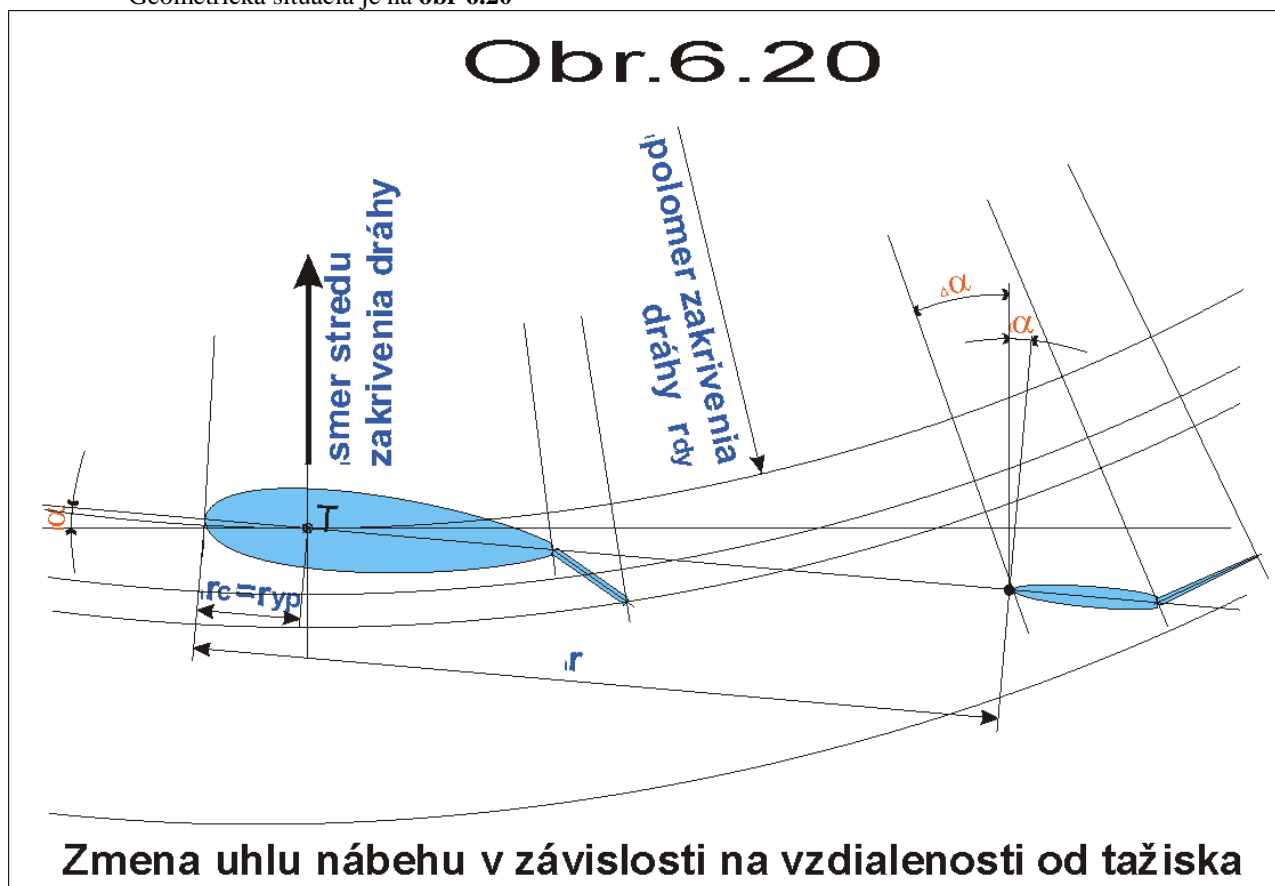
$$\text{kde: } r_{\Delta T} = r - r_T$$

$$\text{alebo: } r_{\Delta T} = r - r_C - r_{YP}$$

potom:

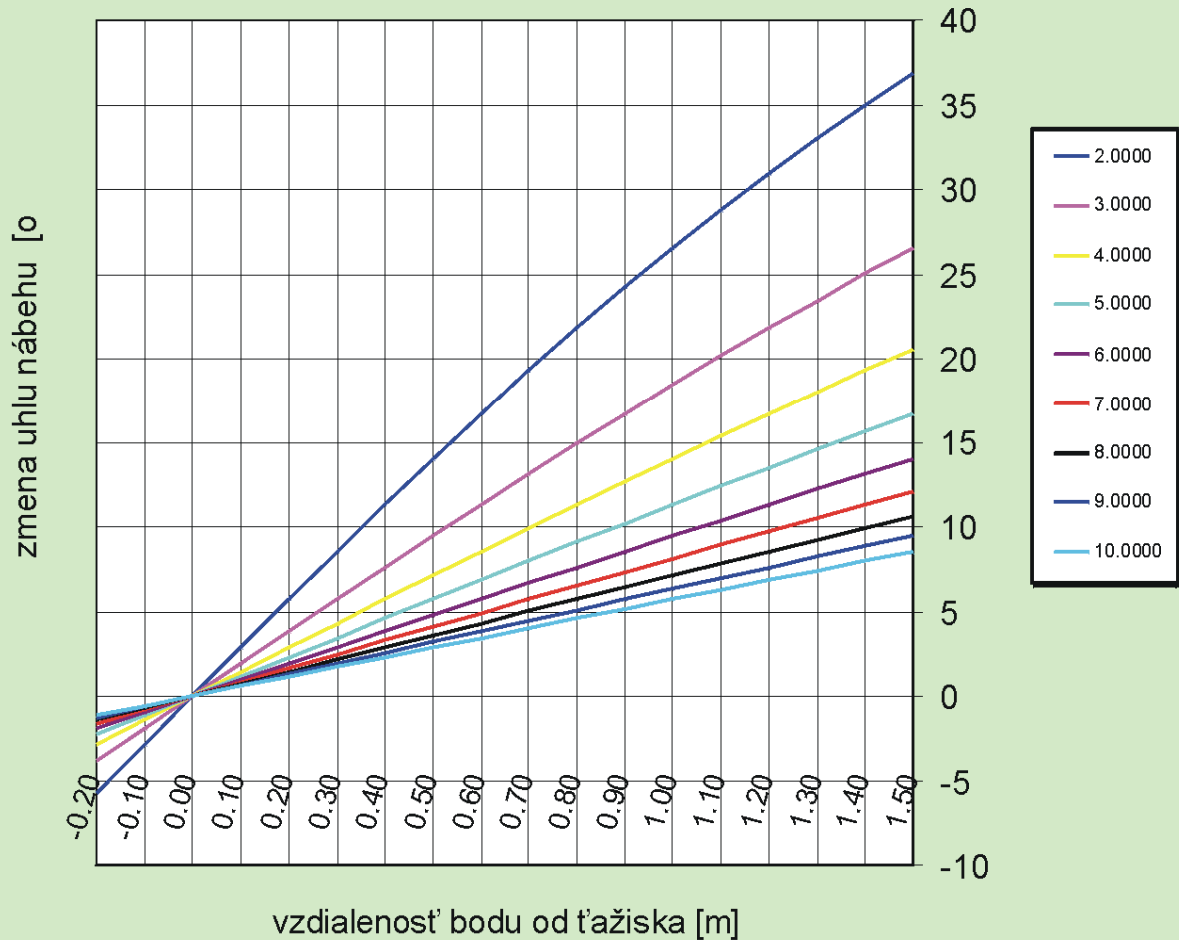
$$\text{corg}\alpha = \text{tg}\alpha - r_{dy} / (r - r_C - r_{YP}) * \cos\alpha \quad [ - ] \quad [\text{vzorec 6-28}]$$

Geometrická situácia je na **obr 6.20**



Obr.6.21

Závislosť zmeny uhlu nábehu na zakrivení dráhy a vzdialenosti bodu od ťažiska, pre  $\alpha=0$



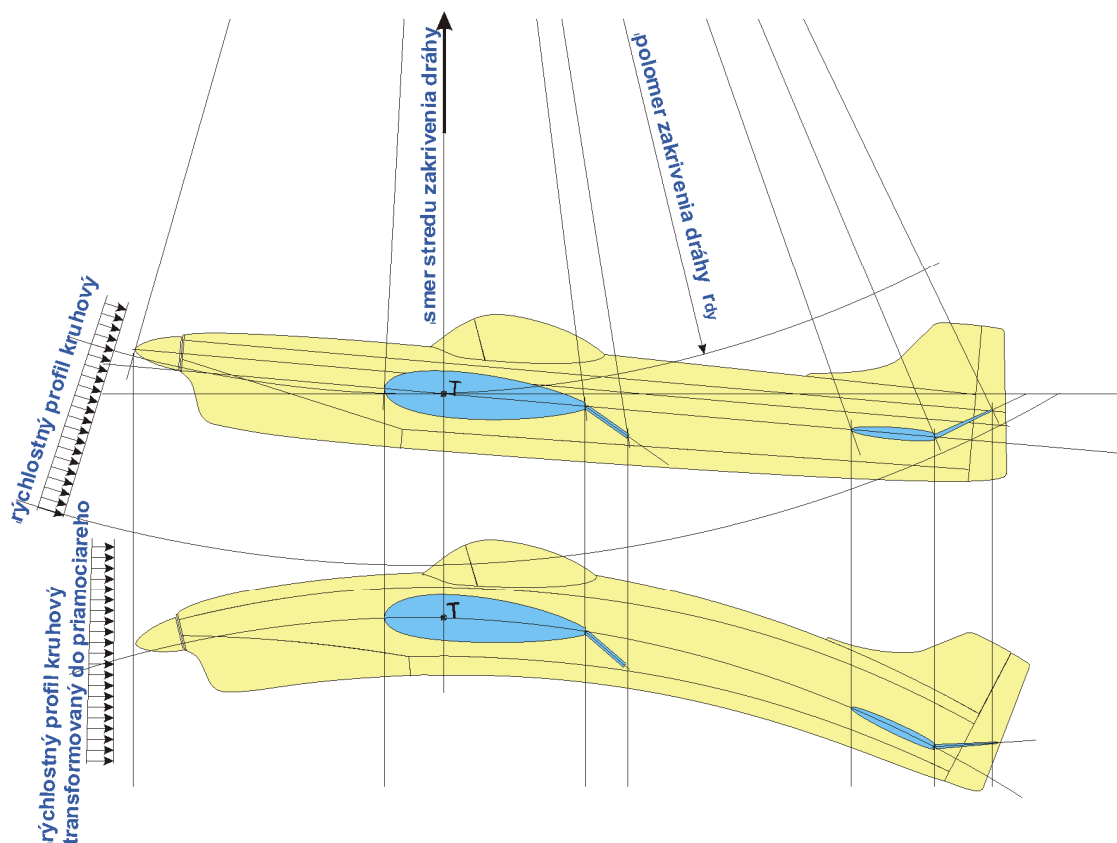
Grafické zobrazenie závislosti  $\Delta\alpha$  na  $r_{dy}$  a  $r_{AT}$  je pre  $\alpha=0^\circ$  uvedené na obr 6.21

Skutočný - reálny uhol nábehu  $\alpha_r$  čiastkovej plošky na ramene  $r$  potom môžeme vyjadriť vzťahom:

$$\alpha_r = \alpha + \Delta\alpha$$

Pohybom modelu po zakrivenej dráhe s polomerom  $r_{dy}$  sa pôvodne rovnobežné priamočiare prúdenie ovzdušia zmení na centricky kruhové. Vplyv tejto zmeny na silové a momentové pomery je približne zhodný s tým, ako keby sme tvar modelu transformovali (zakrivil) pre daný  $r_{dy}$  a tento model by sa pohyboval v ovzduší priamočiaro. Pre názornosť je takáto tvarová transformácia modelu zobrazená na obr 6.22

Obr.6.22



#### Transformácia tvaru modelu letiaceho kruhovým pohybom do tvaru zodpovedajúceho priamociaremu pohybu

Z obrázku je zrejmé, že rýchlosť obtekania chvostovej nosnej plochy sa zvýši. čo bude mať za následok zvýšenie jej účinnosti.

Ak označíme vztlačovú silu nosnej plochy pri priamočiarnom pohybe rýchlosťou  $V$  ako  $Y$  a vztlačovú silu tej istej plochy pri kruhovom pohybe rýchlosťou  $V_r$  ako  $Y_r$ , bude ich pomer  $x_{Yr}$  udávať približný vzťah:

$$x_{Yr} = Y_r / Y \cong [(-r_{\Delta T} * \operatorname{tg} \alpha + (r_{dy}^2 + r_T^2)^{-2}) / r_{dy}]^2$$

Pre veľké hodnoty  $r_{dy}$  a malé  $r_{\Delta T}$  bude hodnota  $x_{Yr} \cong 1$  a zosilujúci účinok kruhového pohybu bude zanedbateľný.

Príklad:  $r_{dy} = 2,00$ ;  $r_{\Delta T} = -0,50$ ;  $\alpha = 10^\circ \Rightarrow x_{Yr} = 1,16$ .

Účinok sa prejaví rovnako, ako keby sme o 16% zväčšili nosnú plochu.

Pri kruhovom pohybe bude tiež vznikať prídavný moment, súvisiaci so zvýšenou odstredivou silou chvostovej časti modelu, ktorého účinky pre zjednodušenie zanedbáme.

#### 6.2.2.2 Reálna výsledná vztlačová sila

Vzťah pre výpočet reálnej výslednej vztlačovej sily  $Y_{PKr}$  odvodíme zo vzťahov uvedených v kapitole 6.1 tak, že konštantný uhol nábehu  $\alpha$  nahradíme reálnym uhlom  $\alpha_r$ . Pre zjednodušenie budeme jeho hodnotu vzťahovať iba k ťažiskám vztlačových síl  $Y_{P1}$ ,  $Y_{K1}$ ,  $Y_{P2}$ , a  $Y_{K2}$  (obr.6.8). Hodnoty týchto vztlačových síl zároveň upravíme koeficientmi zosilujúceho účinku kruhového pohybu.

$$Y_{PKr} = Y_{P1r} + Y_{P2r} + Y_{K1r} - Y_{K2r}$$

alebo:

$$f(Y_{PKr}) = f(Y_{P1r}) + f(Y_{P2r}) + f(Y_{K1r}) - f(Y_{K2r}) \quad [N] \quad [\text{vzorec 6-30}]$$

pričom:

$$\begin{aligned} f(Y_{P1r}) &= q * S_{P1} * k_P * f(\alpha_{P1}) * x_{YrP1} \\ f(Y_{P2r}) &= q * S_{P1} * k_P * x_{P2} * f(\alpha_{P1}) * x_{YrP2} \\ f(Y_{K1r}) &= q * S_{P1} * k_P * x_{K1} * f_1(\alpha_{rK1}; \delta_1) * x_{YrK1} \\ f(Y_{K2r}) &= q * S_{P1} * k_P * x_{K2} * f_2(\alpha_{rK2}; \delta_2) * x_{YrK2} \end{aligned}$$

Môžeme konštatovať, že čím bude väčšia vztlaková sila  $Y_{PKr}$ , tým bude menší polomer zakrivenia dráhy  $r_{dy}$  a tým budú väčšie skutočné uhly nábehu  $\alpha$  na plochách s väčším ramenom  $r$ , resp.  $r_{AT}$ . Tieto vztlakové sily preto dosiahnu skoršie svoju maximálnu hodnotu a priebeh ich vztlakových čiar sa zdeformuje smerom k menším uhlom  $\alpha$ . Preto bude i maximálna dosiahnuteľná výsledná reálna vztlaková sila  $Y_{PKrMAX}$  dosiahnutá pri menšom uhle nábehu ako pri priamočiarom pohybe.  $Y_{PKrMAX}$  je pri kruhovom pohybe identická s  $Y_{PKMAX}$  pri priamočiarom pohybe. Výpočet tvaru vztlakovej plochy je možný iba pre konkrétne parametre modelu a jeho zložitost' si vyžaduje použitie výpočtovej techniky.

### 6.2.2.3 Klopny moment reálnej výslednej vztlakovej sily

Pre odvodenie vzťahov pre klopny moment reálnej výslednej vztlakovej sily použijeme upravené vzťahy z kapitoly 6.1:

$$M_{Y_{PKr}} = M_{Y_{Pr}} + M_{Y_{Kr}} \quad \text{alebo obecné: } f(M_{Y_{PKr}}) = f(M_{Y_{Pr}}) + f(M_{Y_{Kr}}) \quad [m] \quad [\text{vzorec 6-31a}]$$

Po dosadení vzťahov pre  $f(M_{Y_{Pr}})$  [vzorec 6-11b] a  $f(M_{Y_{Kr}})$  [vzorec 6-14b] dostaneme:

$$f(M_{Y_{PKr}}) = q * k_p * S_{PI} * [b_{ae1} * C_{mP1} * x_{YrP1} * f(\alpha_{rP1}) + x_{P2} * x_{YrP2} * (r_2 + b_{ae2} * C_{mP2}) * f(\alpha_{rP2}) + b_{ae1} * C_{mK1} * x_{K1} * x_{YrK1} * (r_2 + b_{ae1} * C_{mK1}) * f_1(\alpha_{rK1}, \delta) + b_{ae2} * C_{mK2} * x_{P2} * x_{K2} * x_{YrK2} * (r_2 + b_{ae2} * C_{mK2}) * f_2(\alpha_{rK2}, \delta) * f(\delta_2 / \delta_1)] * \cos \alpha \quad [N.m] \quad [\text{vzorec 6-31b}]$$

### 6.2.2.4 Rameno ťažiska reálnej výslednej vztlakovej sily

Vzťah pre výpočet ramena ťažiska reálnej výslednej vztlakovej sily dostaneme použitím predchádzajúcich vzťahov.

$$r_{Y_{PKr}} * Y_{PKr} * \cos \alpha = M_{Y_{PKr}}$$

$$r_{Y_{PKr}} = M_{Y_{PKr}} / (Y_{PKr} * \cos \alpha) \quad \text{alebo: } f(r_{Y_{PKr}}) = f(M_{Y_{PKr}}) / f(Y_{PKr}) * 1 / \cos \alpha \quad [m] \quad [\text{vzorec 6-32a}]$$

Po dosadení vzťahov pre  $f(Y_{PKr})$  a  $f(M_{Y_{PKr}})$  dostaneme:

$$f(r_{Y_{PKr}}) = \{ [b_{ae1} * C_{mP1} * x_{YrP1} * f(\alpha_{rP1}) + x_{P2} * x_{YrP2} * (r_2 + b_{ae2} * C_{mP2}) * f(\alpha_{rP2}) + b_{ae1} * C_{mK1} * x_{K1} * x_{YrK1} * (r_2 + b_{ae1} * C_{mK1}) * f_1(\alpha_{rK1}, \delta) + b_{ae2} * C_{mK2} * x_{P2} * x_{K2} * x_{YrK2} * (r_2 + b_{ae2} * C_{mK2}) * f_2(\alpha_{rK2}, \delta) * f(\delta_2 / \delta_1)] * \cos \alpha \} / \{ [f(\alpha_{rP1}) * x_{YrP1} + x_{P2} * f(\alpha_{rP1}) * x_{YrP2} + x_{K1} * f_1(\alpha_{rK1}, \delta) * x_{YrK1} - x_{K2} * f_2(\alpha_{rK2}, \delta) * x_{YrK2}] * \cos \alpha \} \quad [m] \quad [\text{vzorec 6-32b}]$$

## 6.2.3 Regulácia vztlakovej sily pri kruhovom pohybe

Skutočným cieľom regulácie vztlakovej sily je dosiahnutie takej jej veľkosti, ktorá zodpovedá príslušnému zakriveniu letovej dráhy, zodpovedajúcej tvaru lietaneho obratu (figúry), ktorý je stanovený súťažnými púravidlami alebo požiadavkami polita ovládajúceho model.

### 6.2.3.1 Regulácia vztlakovej sily a regulačný diagram pre východiskový stav

#### 6.2.3.1.1 Regulačná čiara

Tak, ako u priamočiareho pohybu, môžeme i u kruhového pohybu znázorniť súbor bodov splňujúcich podmienky rovnováhy síl a momentov regulačnou čiarou. Zásadný rozdiel jej priebehu voči priebehu regulačnej čiary pri priamočiarom pohybe bude v tom, že so zvyšovaním  $Y_{PKr}$  sa bude odkláňať k menším uhlom nábehu  $\alpha$ .

#### 6.2.3.1.2 Regulačný diagram a hranice regulácie

Regulačný diagram vznikne rovnako ako pre priamočiary pohyb. Zásadný rozdiel je však v tom, že bude platný len pre konkrétne hodnoty plošného zaťaženia  $p_m$  a ramena centráže  $r_C$  a bude obsahovať iba jednu regulačnú čiaru.

Aby sme pre každú konkrétnu hodnotu  $r_C$  (z rozsahu:  $0 < r_C < |r_{Cmax}|$ ) nemuseli vyhotovovať nový regulačný diagram, vykonáme ďalšie zjednodušenie tak, že vztlaková plocha s hranicami bude olatná pre  $r_C = 0,5 * |r_{Cmax}|$  a v nej budú zakreslené regulačné čiary pre z rozsahu:  $(0,1; 0,2; \dots 0,9) * |r_{Cmax}|$ . To nám zároveň umožní zjednodušené zistenie hodnoty  $r_{Co p t}$ .

Nakoľko je výhodnejšie rdy vyjadrovať nezávisle na letovej rýchlosti  $V$  t.j. pomocou  $p_m$  a  $C_Y$ , bude výhodnejšie vyjadriť aj regulačný diagram v súradniciach  $\alpha, \delta, C_Y$  miesto  $\alpha, \delta, Y$ . Hranice regulácie budú potom označené nasledovne:  $H_{C_Y \alpha_r}; H_{C_Y \delta_r}; f(C_{YKr})$  a  $f(C_{YPr})$ .

Doplňkom regulačných diagramov bude aj grafické vyjadrenie hodnoty  $r_{dy}$  v závislosti na  $C_Y$  pre dané  $p_m$ . Nakoľko regulačný diagram je pre symetrické usporiadanie modelu symetrický, budeme uvádzať iba časť jeho zobrazenia v kvadrante:

$$+ \alpha; + C_Y; + \delta; \text{ (pre } 0 < r_{Cmax} \text{)}$$

alebo v kvadrante:  $+ \alpha; + C_Y; - \delta; \text{ (pre } r_{Cmax} < 0 \text{)}$ .

Príklady regulačných diagramov sú uvedené ďalej.

### 6.2.3.1.3 Vplyv zmien parametrov modelu na priebeh regulácie vztlakovej sily

Pokým pri priamočiarnom pohybe boli zmeny charakteristík regulácie vztlakovej sily závislé hlavne na zmenách  $r_2; x_{P2}; b_{k2}/b_2; f(\delta_2/\delta_I)$ , budú pri kruhovom pohybe tieto zmeny závislé ešte aj na zmenách plošného zaťaženia  $p_m$ . Jeho vplyv na priebeh regulácie by sme mohli zisťovať obce pre každú čiastkovú zmenu horeuvedených štyroch parametrov. Pre ozrejmenie súvislostí nám však postačí zistiť jeho vplyv pre východiskový stav.

V tab. 2.1 sú uvedené parametre konkrétneho modelu (východiskový stav) a zmenené parametre  $p_m; r_2; x_{P2}; b_{k2}/b_2; f(\delta_2/\delta_I)$ . Pre nájdenie súvislosti týchto zmien a zmien regulačnej charakteristiky nám poslúži porovnanie regulačného diagramu platného pre danú zmenu a regulačný diagram východiskového stavu. Pre každý regulačný diagram kruhového pohybu je uvedený zároveň regulačný diagram priamočiareho pohybu, ktorý môžeme získať meraním v aerodynamickom tuneli.

**Tab.6.6**

regulačné diagramy 12x - dorobiť + komentár

## 6.3 Silové pomery pri lete reálneho upútaného modelu

Rozbory síl pôsobiacich na model, uvedené v predchádzajúcich kapitolách, boli vykonané pre obecné podmienky letu modelu a nezohľadňovali reálne hodnoty regulačného rozsahu vztlakovej sily, potrebnej pre dosiahnutie požadovaného zakrivenia letovej dráhy modelu, určenej tvarmi figúr akrobatickej zostavy. Ďalej nebola zohľadňovaná možnosť dosiahnutia potrebných ovládacích síl, vyvodzovaných pákovým prevodom pomocou ovládacieho mechanizmu modelu.

Z týchto dôvodov je potrebné vykonať rozbor silových pomerov pri lete konkrétneho modelu. Pre väčšiu názornosť sú ďalej vykonané tieto rozbory pre reálny prípad upútaného akrobatického modelu s nasledovnými parametrami:

hmotnosť modelu	$m = 1,6 \text{ kg}$
celková nosná plocha	$S = S_1 + S_2 = 0,420 + 0,116 = 0,536 \text{ m}^2$
plošné zaťaženie	$p_m = 2,985 \text{ kg/m}^2$
rýchlosť letu	$V = 24,9 \text{ m/s ( } 89,6 \text{ km/hod., } 5,3 \text{ sec./kolo)}$
polomer letovej dráhy	$r_{d0} = 21 \text{ m}$

Použité symboly a vzťahy

$m$ - hmotnosť modelu [ kg ]
$V$ - rýchlosť letu modelu [ m/s ]
$r_z$ - polomer zakrivenia letovej dráhy modelu v smere osi $z$ [ m ] ( $\approx$ dĺžka pútacích drôtov + pol rozpätia 0,75 + dĺžka ruky 0,75)
$r_d$ - polomer zakrivenia letovej dráhy modelu [ m ]
$\eta$ - letová výška modelu nad horizontom [ deg ]
$\rho$ - merná hmotnosť vzduchu [ kg/m <sup>3</sup> ]
$g$ - zemské zrýchlenie [ m/s <sup>2</sup> ]
$a_d$ - odstredivé zrýchlenie hmoty modelu pri pohybe po dráhe so zakrivením $r_d$ [ m/s <sup>2</sup> ]
$G$ - sila zemskej tiaže [ N ]
$Fr_d$ - odstredivá sila hmoty modelu pri pohybe po dráhe so zakrivením $r_d$ [ N ]
$S$ - nosná plocha $S = S_1 + S_2$ [ m <sup>2</sup> ]
$Y$ - výsledná vztlaková sila [ N ]
$C_Y$ - výsledný koeficient vztlaku [ - ]
$Z$ - aerodynamická sila bočnej plochy modelu (v smere osi $z$ ) [ N ]
$T_z$ - celková bočná sila ( ťah modelu do drôtov ) [ N ]

pričom:

$$\begin{aligned} \rho &= 1,2 \\ g &= 9,81 \\ a_d &= V^2/r_d = 620/r_d \\ G &= m \cdot g = 15,7 \end{aligned}$$

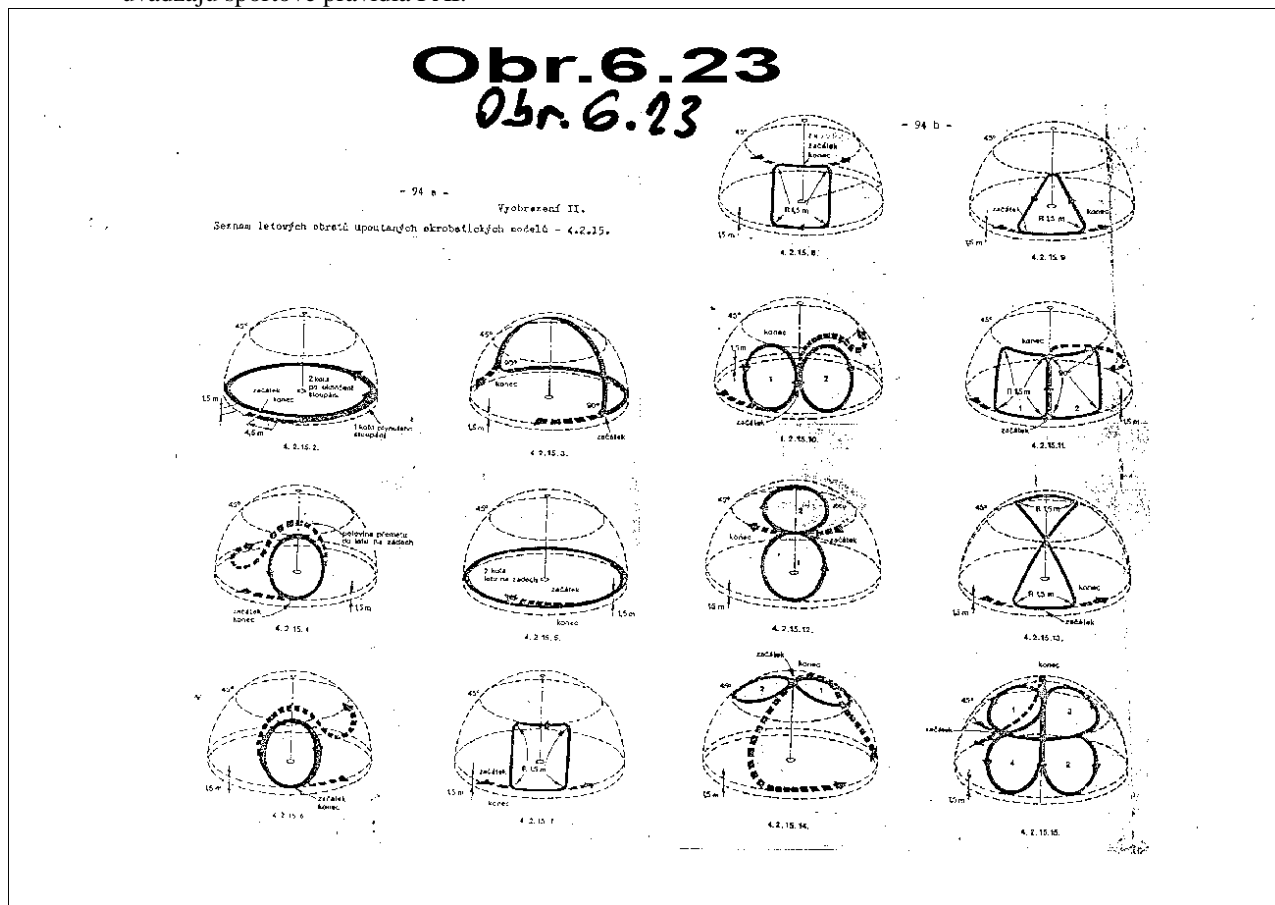


$$Fr_d = m * V^2 / r_d = 1,6 * 620 / r_d = 992 / r_d$$

$$Y = \rho * S * V^2 * C_y / 2 = 199,4 * C_y$$

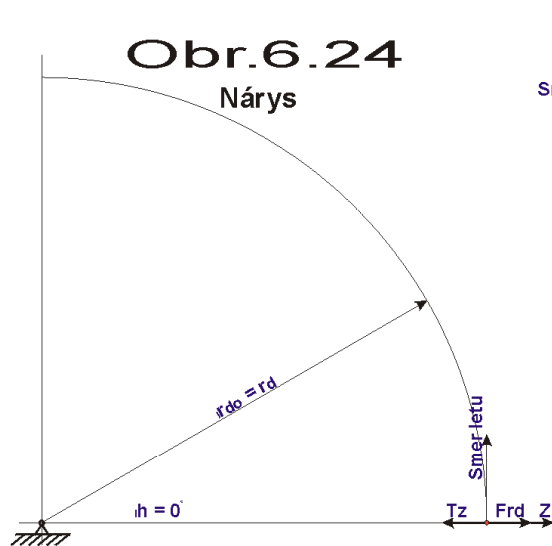
$$C_y = 2 * Y / \rho * S * V^2 = Y / 199,4$$

Aby sme mali lepšiu predstavu o priestorovom pohybe upútaného akrobatického modelu pri letaní jednotlivých obrátov akrobatickej zostavy, sú tvary týchto obrátov (figúr) uvedené na **obr. 6.23** tak, ako ich uvádzajú športové pravidlá FAI.

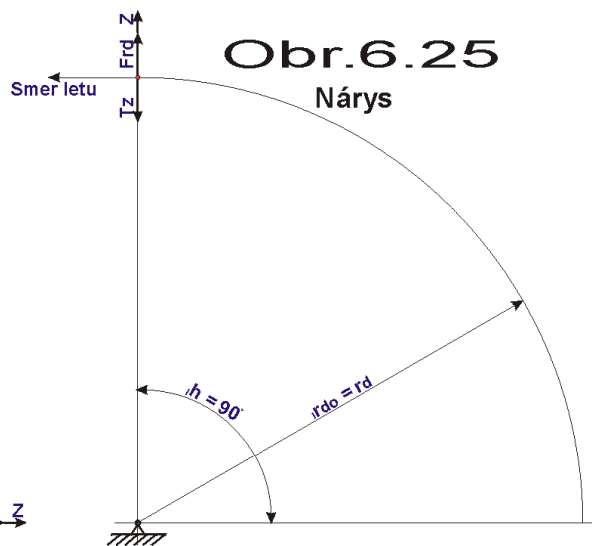


Pre zjednodušenie výpočtov hlavných silových zložiek si stanovíme, že **letová rýchlosť modelu bude vo všetkých letových režimoch konštantná**. Táto podmienka bude splnená úmerným zvýšením ťahu motora pri stúpaní modelu a poklesom ťahu pri klesaní. V praxi tieto zmeny zabezpečuje regulačný systém chodu motora, ktorý vhodne ochudobňuje alebo obohacuje palivovú zmes.

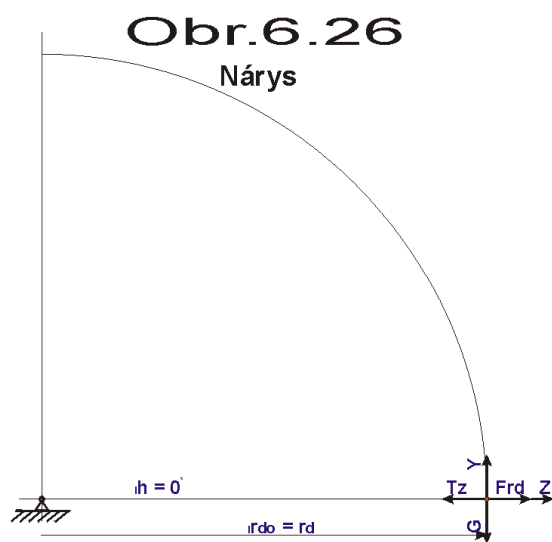
### 6.3.1 Výpočet síl v ustálených letových režimoch za bezvetria – obr.6.24-6.34



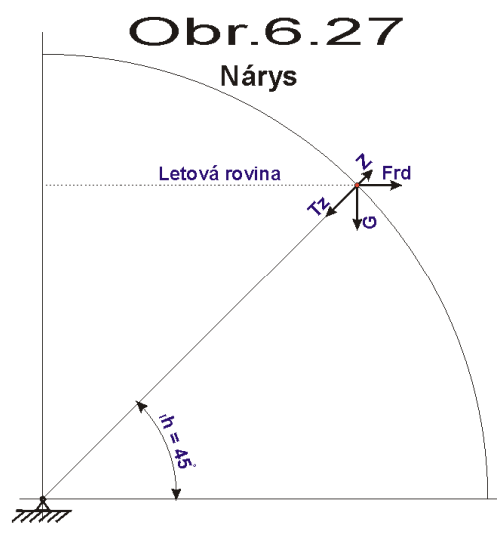
Začiatok súvratu



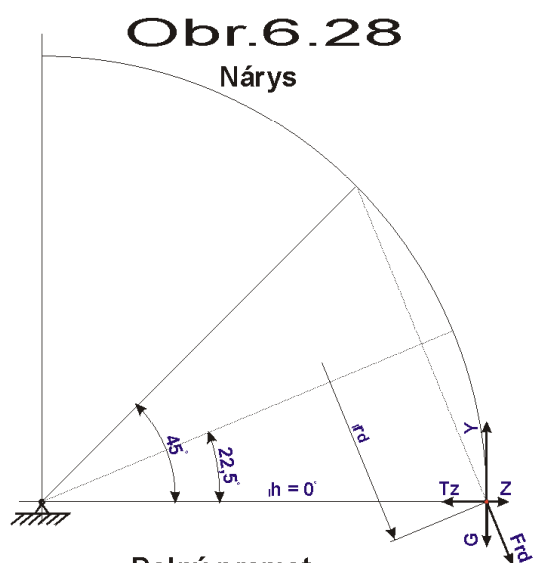
Nožový let nad hlavou



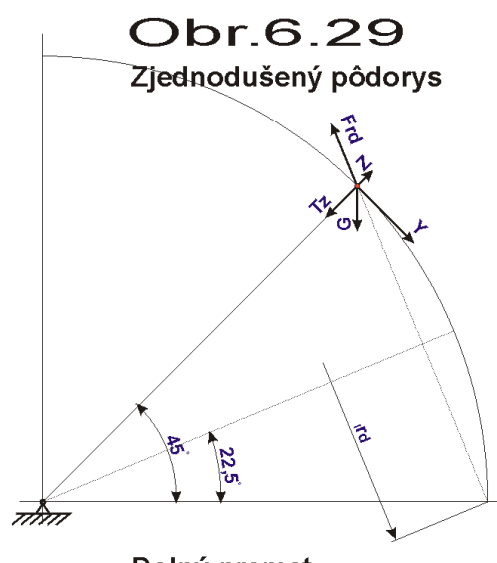
Vodorovný let



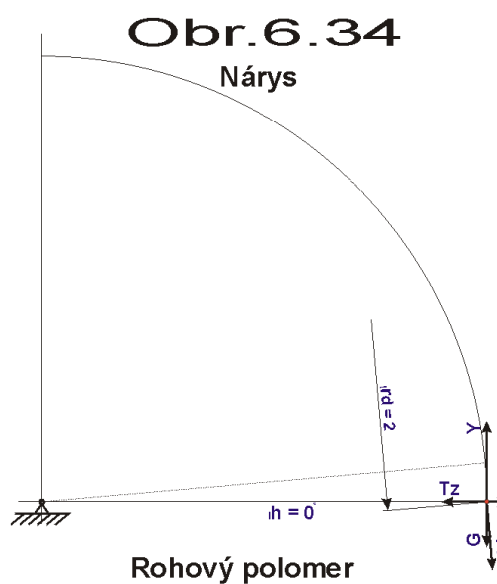
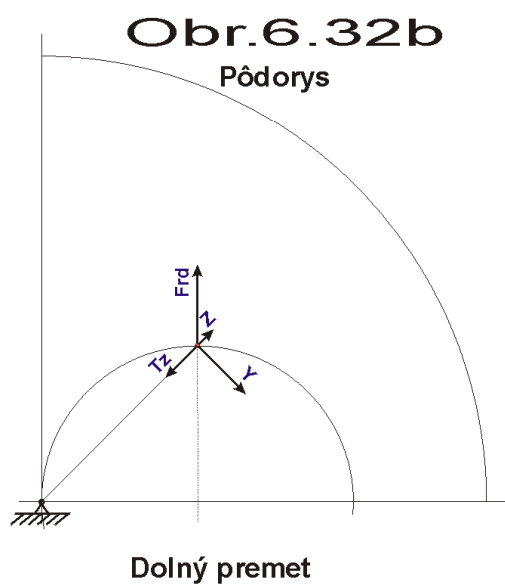
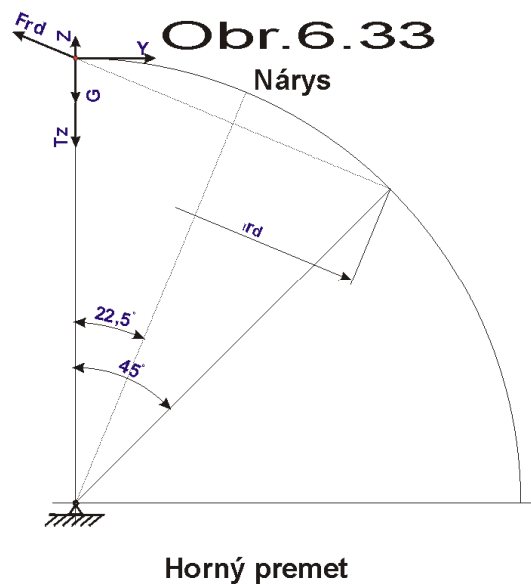
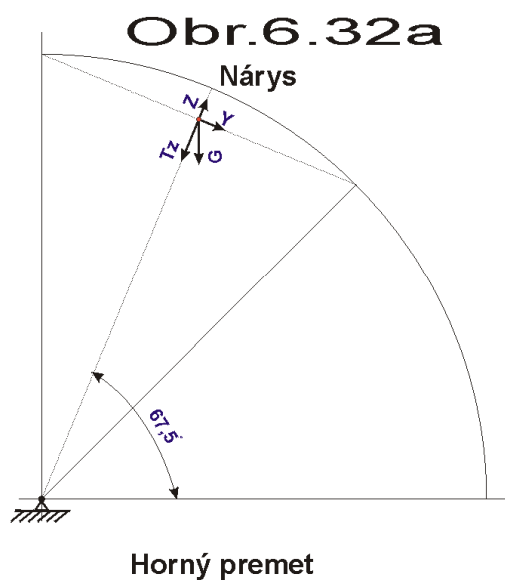
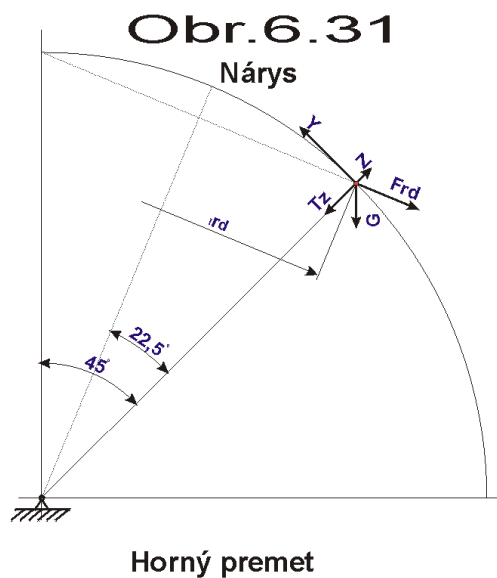
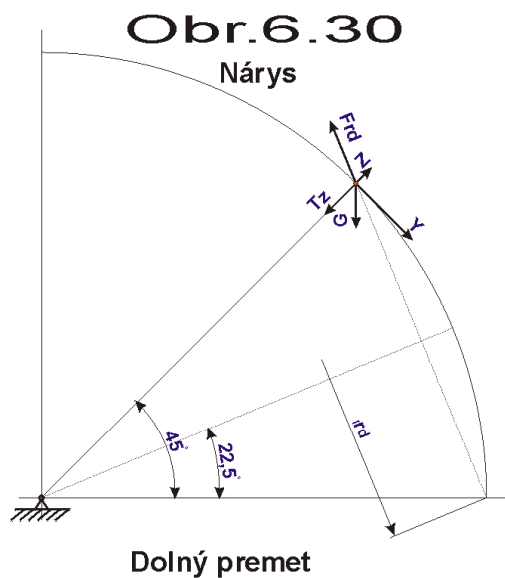
Vodorovný let v 45°



Dolný premet



Dolný premet



1/ kolmý stúpavý let v letovej výške  $\eta = 0^\circ$  - začiatok súvratu

**Obr 6.24**

$$\begin{aligned}Fr_d &= 992 / r_d = 47,2 \\Tz &= Z + Fr_d = Z + 47,2 \\Y &= 0 \\Cy &= 0\end{aligned}$$

2/ nožový let v letovej výške  $\eta = 90^\circ$  - nad hlavou

**Obr 6.25**

$$\begin{aligned}Fr_d &= 47,2 \\Tz &= Z + Fr_d - G = Z + 47,2 - 15,7 = Z + 31,5 \\Y &= 0 \\Cy &= 0\end{aligned}$$

3/ kolmý klesavý let v letovej výške  $\eta = 0^\circ$  - koniec súvratu

Silové pomery sú zhodné s kolmým stúpavým letom, iba zmysel letu modelu je opačný (smerom k zemi)

4/ vodorovný let v letovej výške  $\eta = 0^\circ$  - v horizonte **Obr 6.26**

$$\begin{aligned}Fr_d &= 992 / r_d = 47,2 \\Tz &= Z + Fr_d = Z + 47,2 \\Y &= G = 15,7 \\Cy &= Y / 199,4 = 15,7 / 199,4 = \mathbf{0,0787}\end{aligned}$$

5/ vodorovný let v letovej výške  $\eta = 45^\circ$  **Obr 6.27**

$$\begin{aligned}r_d &= r_{d0} * \sin 45^\circ = 21 * 0,7071 = 14,85 \\Fr_d &= 992 / r_d = 66,94 \\Tz &= Z + (Fr_d - G) * \sin 45^\circ = Z + (66,94 - 15,7) * 0,7071 = Z + 36,23 \\Y &= (Fr_d - G) * \sin 45^\circ = (66,94 - 15,7) * 0,7071 = 58,43 \\Cy &= Y / 199,4 = 58,43 / 199,4 = \mathbf{0,293}\end{aligned}$$

6/ let v dolnom gulatom premete

a/ v dolnej časti premetu, v  $\eta = 0^\circ$  **Obr 6.28**

$$\begin{aligned}r_d &= r_{d0} * \sin 22,5^\circ = 21 * 0,383 = 8,04 \\Fr_d &= 992 / r_d = 991 / 8,04 = 123,4 \\Tz &= Z + Fr_d * \sin 22,5^\circ = Z + 123,4 * 0,383 = Z + 47,3 \\Y &= G + Fr_d * \cos 22,5^\circ = 15,7 + 123,4 * 0,924 = 129,7 \\Cy &= Y / 199,4 = 129,7 / 199,4 = \mathbf{0,651}\end{aligned}$$

b/ v strednej časti premetu, v  $\eta = 22,5^\circ$  **Obr 6.29**

$$\begin{aligned}Fr_d &= 123,4 \\Tz &= Z + (Fr_d - G) * \sin 22,5^\circ = Z + (123,4 - 15,7) * 0,383 = Z + 41,25 \\Y &= Fr_d * \cos 22,5^\circ = 123,4 * 0,924 = 114,0 \\Cy &= Y / 199,4 = 114 / 199,4 = \mathbf{0,572}\end{aligned}$$

c/ v hornej časti premetu, v  $\eta = 45^\circ$  **Obr 6.30**

$$\begin{aligned}Fr_d &= 123,4 \\Tz &= Z + Fr_d * \sin 22,5^\circ - G * \cos 45^\circ = Z + 123,4 * 0,383 - 15,7 * 0,707 = Z + 36,16 \\Y &= Fr_d * \cos 22,5^\circ - G * \cos 45^\circ = 123,4 * 0,924 - 15,7 * 0,707 = 102,9 \\Cy &= Y / 199,4 = 102,9 / 199,4 = \mathbf{0,516}\end{aligned}$$

7/ let v hornom gulatom premete

a/ v dolnej časti premetu, v  $\eta = 45^\circ$  **Obr 6.31**

$$\begin{aligned}Fr_d &= 123,4 \\Tz &= Z + Fr_d * \sin 22,5^\circ - G * \cos 45^\circ = Z + 123,4 * 0,383 - 15,7 * 0,707 = Z + 102,9 \\Y &= Fr_d * \cos 45^\circ + G * \cos 45^\circ = 123,4 * 0,924 + 15,7 * 0,707 = 125,1 \\Cy &= Y / 199,4 = 125,1 / 199,4 = \mathbf{0,627}\end{aligned}$$

b/ v strednej časti premetu, v  $\eta = 67,5^\circ$  **Obr 6.32 a + b**

$$Fr_d = 123,4$$

$$T_z = Z + Fr_d * \sin 22,5^\circ - G * \sin 67,5^\circ = Z + 123,4 * 0,383 - 15,7 * 0,924 = Z + 32,75$$

$$Y = Fr_d * \cos 22,5^\circ = 123,4 * 0,924 = 114,0$$

$$C_y = Y / 199,4 = 114 / 199,4 = \mathbf{0,572}$$

c/ v hornej časti premetu, v  $\eta = 90^\circ$  **Obr 6.33**

$$Fr_d = 123,4$$

$$T_z = Z + Fr_d * \sin 22,5^\circ - G = Z + 123,4 * 0,383 - 15,7 = Z + 31,56$$

$$Y = Fr_d * \cos 22,5^\circ = 123,4 * 0,924 = 114,0$$

$$C_y = Y / 199,4 = 114,0 / 199,4 = \mathbf{0,572}$$

8/ let v rohovom polomere  $r_d = 2$  **Obr 6.34**

a/ v horizonte, v  $\eta = 0^\circ$

$$Fr_d = 992 / r_d = 992 / 2 = 496$$

$$T_z = Z + Fr_d * 0,1 = Z + 496 * 0,1 = Z + 49,6$$

$$Y = G + Fr_d * \cos 5,75^\circ = 15,7 + 496 * 0,995 = 509$$

$$C_y = Y / 199,4 = 509 / 199,4 = \mathbf{2,554}$$

b/ pri lete v  $\eta = 45^\circ$

$$Fr_d = 496$$

$$T_z = Z + Fr_d * 0,1 - G * \cos 45^\circ = Z + 496 * 0,1 - 15,7 * 0,707 = Z + 38,5$$

$$Y = Fr_d * \cos 5,75^\circ \pm G * \cos 45^\circ = 496 * 0,995 \pm 15,7 * 0,707 = 494 \pm 11,1$$

$$C_y = Y / 199,4 = (494 \pm 11,1) / 199,4 = \mathbf{2,477 \pm 0,056}$$

c/ v nožovom lete nad hlavoy, v  $\eta = 90^\circ$

$$Fr_d = 496$$

$$T_z = Z + Fr_d * 0,1 - G = Z + 496 * 0,1 - 15,7 = Z + 33,9$$

$$Y = Fr_d * \cos 5,75^\circ = 496 * 0,995 = 494$$

$$C_y = Y / 199,4 = 494 / 199,4 = \mathbf{2,475}$$

Celý súbor letových režimov je možné rozdeliť z hľadiska zaťaženia krídla vztlakovou silou **Y** a tomu zodpovedajúcich ovládacích síl v ovládacom mechanizme modelu nasledovne:

A - skupina s nulovými zaťažujúcimi silami a nulovými ovládacími silami (okrem korekcií),

B - skupina s konštantnými malými zaťažujúcimi a ovládacími silami,

C - skupina so stredne veľkými, cyklicky sa meniacimi zaťažujúcimi i ovládacími silami,

D - skupina s extrémne veľkými, krátkodobu pôsobiacimi zaťažujúcimi silami na krídlo modelu a impulzným charakterom veľkých ovládacích síl.

V tabuľke 3.1 sú prehľadne rozdelené všetky hlavné letové režimy do jednotlivých skupín.

**Tab.3.1**

skupina	Letový režim	$\eta$ [ $^\circ$ ]	$T_z$ [N]	Y [N]	$C_Y$ [-]
<b>A</b>	kolmý stúpavý let	0	39,2+Z	0,0	0,000
	nožový let	90	24,5+Z	0,0	0,000
	kolmý klesavý let	0	39,2+Z	0,0	0,000
<b>B</b>	vodorovný let	0	39,2+Z	14,7	0,092
	vodorovný let	45	28,8+Z	49,6	0,309
<b>C</b>	gulatý premet dolný	0	39,2+Z	109,3	0,681
		22	33,6+Z	94,6	0,590
		45	28,8+Z	84,2	0,525
	gulatý premet horný	45	28,8+Z	105,0	0,645
		67	25,6+Z	94,6	0,590
		90	24,5+Z	94,6	0,590
<b>D</b>	rohový polomer r 2	0	39,3+Z	406,0	2,530
		45	28,9+Z	391+ -10,4	2,436 + - 0,065
		90	24,6+Z	391,0	2,438

#### 6.4 Ovládateľnosť upútaného modelu

V kapitole 1.4 a 2.3 sme si vysvetlili súvislosti medzi parametrami modelu a jeho regulačnými vlastnosťami. Nebrali sme pritom ohľad na to, ako zabezpečíme príslušný pohyb regulačných prvkov, t.j. ako ich budeme ovládať.

Ovládanie je cieľavedomé nastavenie regulačných prvkov – kormidiel do takej polohy, ktorá zodpovedá príslušnej veľkosti vztlakovej sily, resp. príslušnému zakriveniu letovej dráhy.

Nakoľko vlastné ovládanie je realizované prenosom výchyliek a síl z priameho (výkonného) ovládacieho prvku na ovládaný prvok, bude nás zaujímať kinematicko-silová väzba týchto prvkov.

**V prípade RC modelou** je priamym ovládacím prvkom servopohon, z ktorého sa pomocou pákového prevodu prenášajú výchylky a sily na príslušný regulačný prvok – kormidlo. Vlastný výkon ovládania je však nepriamy, nakoľko pohyby serva sú odvodené od výchýliek nepriamych ovládacích prvkov RC aparatury. Medzi priamymi a nepriamymi ovládacími prvkami nie je žiadna priama kinematicko-silová väzba. Kinematická väzba je simulovaná príslušným „elektronickým prevodom“ medzi výchylkou ovládacej páčky a výchylkou a výchylkou páčky serva a dá sa v priebehu letu meniť podľa požiadavky pilota. Silová väzba je simulovaná tuhosťou pružiny ovládacej páčky a výsledný silový vnem pilota je potom daný tuhosťou tejto pružiny a zvoleným elektronickým prevodom. Preto je v procese ovládania RC modelu hlavným zdrojom informácií pre pilota zrakový vnem a s tým súvisiace dlhšie reakčné časy.

Zmenou elektronického prevodu, resp. zmenou tuhosti pružiny ovládacej páčky, meníme v podstate výslednú charakteristiku citlivosti ovládania daného modelu, bez zmeny jeho regulačnej charakteristiky a citlivosti regulácie CR.

Charakteristiku ovládania RC modelu si môže každý pilot prispôbiť vlastným požiadavkám.

Charakteristika ovládania u RC modelu nie je závislá od letovej rýchlosti. Hranice ovládateľnosti sú popri hraniciach regulácie dané parametrami serva, jeho rozsahom výchýliek a veľkosťou sily alebo momentu vyvolaného na jeho ovládacej páke. Nárastom letovej rýchlosti nad určitú kritickú hodnotu sa hranice ovládateľnosti znižujú pod hranice regulačných možností modelu.

**V prípade upútaného modelu** je priamym ovládacím prvkom ovládacia rukoväť, z ktorej sa pomocou pútacích drôtov a pákového mechanizmu prenášajú výchylky a sily na regulačné prvky – kormidlá.

Kinematická väzba je priama a je pevne daná konštrukciou ovládacieho mechanizmu. Na letovej rýchlosti bude vtedy, ak bude tuhosť jednotlivých prvkov mechanizmu malá a ich deformácia aerodynamickými silami bude spôsobovať podstatnú zmenu prevodových pomerov. Prvkami s najmenšou tuhosťou sú pútacie drôty, štíhle ťahla namáhané na vzper a torzne málo tuhé náhonové páky kormidiel.

Silová väzba je tiež priama, je pevne daná kinematickou väzbou a je úmerná druhej mocnine letovej rýchlosti.

V procese ovládania upútaného modelu bude hlavným zdrojom informácií pre pilota silový a momentový vnem. Pri odvodení kinematickej a silovej väzby upútaného modelu budeme vychádzať z kinematicko-silovej schémy bežne používaného (klasického) ovládacieho mechanizmu, uvedeného na **obr.2.14a**.

## 6.4.1 Kinematická väzba a citlivosť ovládania.

### 6.4.1.1 Výsledný koeficient prevodu rúkaväť-kormidlá

*Pre modely so vztlakovými klapkami a výškovým kormidlom (obr.2.14a)* bude výsledný koeficient prevodu daný prevodom medzi rúkaväťou a prevodovou pákou vztlakových klapiek. Pomocou raktó definovaného prevodu budeme môcť skúmať vplyv tejto zmeny na ovládateľnosť modelu, bez zmeny jeho regulačnej charakteristiky. Zo schémy uvedenej na **obr.2.14a** sa dá odvodiť vzťah pre výchylky vztlakových klapiek v závislosti na výchylke ovládacej rúkaväte:

$$\sin \delta_I = k_{I1} * k_{I3} * \sin \delta_R$$

Ak súčin  $k_{I1} * k_{I3}$  bude výsledný koeficient prevodu  $k_{I1} * k_{I_{RK}}$ , po úprave dostávame:

$$\sin \delta_I = k_{I1} * k_{I3} * \sin \delta_R \quad [ - ] \quad [\text{vzorec 33a}]$$

Zo vzťahu **33a** vyplýva, že na hodnotu kinematickej väzby nebude mať vplyv ani koeficient prevodu hlavnej prevodovej páky  $k_{I2}$ , ani koeficient prevodu ovládacej rúkaväte  $k_{I_R}$ . Bude však priamo úmerná hodnote výsledného koeficientu prevodu, daného súčinom čiastkových koeficientov prevodov.

Obecne môžu nastať prípady:

- $k_{I_{RK}} = 1$  - výchylky klapiek budú zhodné s výchylkami rúkaväte ( prevod 1: 1 ),
- $k_{I_{RK}} > 1$  - výchylky klapiek budú väčšie ako výchylky rúkaväte a so zväčšovaním výchyliek sa bude pomer výchyliek zväčšovať ( prevod do rýchla ),
- $0 < k_{I_{RK}} < 1$  - výchylky klapiek budú menšie ako výchylky rúkaväte a so zväčšovaním výchyliek sa bude pomer výchyliek zmenšovať ( prevod do pomala ).

Pre praktické účely môžeme vhodnú veľkosť výsledného kinematického prevodu stanoviť:

$$k_{I_{RK}} = \left| \frac{\sin \delta_{I \max}}{\sin \delta_{R \max}} \right|$$

Kde  $\delta_{I \max}$  - maximálna výchylka vztlakových klapiek pri dosiahnutí  $Y_{PK \max}$  ( $\delta_{I \max} = \text{cca} + - 30^\circ$ )

$\delta_{R \max}$  - maximálna výchylka rúkaväte, daná fyziologickými možnosťami zápästia ruky

( $\delta_{R \max} = \text{cca} + - 25^\circ$ )

Potom hodnota výsledného koeficientu prevodu bude:

$$k_{I_{RK}} = \left| \frac{\sin 30^\circ}{\sin 25^\circ} \right| = \text{cca } 1,2$$

V praxi sa používa hodnota výsledného koeficientu prevodu v rozsahu 0,9 až 1,3. Maximálna hodnota sa používa pre modely s malou citlivosťou regulácie **CR**, u ktorých sú potrebné väčšie ovládacie sily, spôsobujúce väčšie deformácie ovládacieho mechanizmu, hlavne pri lietaní za silného vetra.

Pre modely bez vztlakových klapiek, iba s výškovým kormidlom, (kategórie **ŠUM, F2A, F2C, F2D a F4B**) výsledný koeficient prevodu daný prevodom medzi ovládacou rúkaväťou a výškovým kormidlom. Vzťah pre stanovenie závislosti výchyliek rúkaväť – výškové kormidlo sa dá odvodiť zo schémy **2.14a**, ak  $k_{I4} = 1$  ( $l_{k1} = l_{k2}$ ) :

$$\sin \delta_2 = k_{I1} * k_{I3} * k_{I\delta} * k_{I\delta_R}$$

potom:  $\sin \delta_2 = l_{R1} / l_{T1} * l_{T2} / l_{K1} * - l_{K1} / l_{V1} * k_{I\delta_R}$

po úprave:  $\sin \delta_2 = k_{I1} * - l_{K1} / l_{V1} * k_{I\delta_R}$

ak súčin  $k_{I1} * (- l_{K1} / l_{V1})$  bude výsledný koeficient prevodu  $k_{I_{RK}}$ , potom po úprave dostávame:

$$\sin \delta_2 = k_{I_{RK}} * k_{I\delta_R} \quad [ - ] \quad [\text{vzorec 33b}]$$

Zo vzťahu **33b** vyplýva, že na hodnotu kinematickej väzby nebude mať vplyv ani koeficient prevodu hlavnej prevodovej páky  $k_{I2}$ , ani koeficient prevodu ovládacej rúkaväte  $k_{I_R}$ . Bude však priamo úmerná hodnote výsledného koeficientu prevodu, daného súčinom čiastkových koeficientov prevodov. Obecne môžu nastať nasledovné prípady:

- $k_{I_{RK}} = 1$  - výchylky výškového kormidla budú zhodné s výchylkami rúkaväte ( prevod 1: 1 ),
- $k_{I_{RK}} > 1$  - výchylky výškového kormidla budú väčšie ako výchylky rúkaväte a so zväčšovaním výchyliek sa bude pomer výchyliek zväčšovať ( prevod do rýchla ),

$0 < k_{i_{RK}} < 1$  - výchylky výškového kormidla budú menšie ako výchylky rukoväte a so zväčšovaním výchyliek sa bude pomer výchyliek znižovať ( prevod do pomaly ).

V praxi sa používa hodnota výsledného koeficientu prevodu podľa účelu, ku ktorému má model slúžiť:

- pre cvičné modely (kategórie **U-ŠTART, ŠUM**), kde  $\delta_{2\max} = cca + - 20^\circ$ , bude  $k_{i_{RK}} = cca 0,8$
- pre súťažné účely (kategórie **F2A, F2C**), kde  $\delta_{2\max} = cca + - 10^\circ$  a  $\delta_{R\max} = cca + - 10^\circ$ , bude  $k_{i_{RK}} = cca 1,0$
- pre súťažné účely (kategórie **F2D, F4B**), kde  $\delta_{2\max} = cca + - 20^\circ$  a  $\delta_{R\max} = cca + - 20^\circ$ , bude  $k_{i_{RK}} = cca 1,0$ .

#### 6.4.1.2 Kinematická citlivosť ovládania

Kinematickú citlivosť ovládania určíme ako pomer prírastku výslednej vztlakovej sily  $Y_{PKr}$  a prírastku výchylky ovládacej rukoväte podľa vzťahu:

$$KCO = \left| \frac{\Delta Y_{PKr}}{\Delta \delta_R} \right| = k_{i_{RK}} * CR \quad [N/^\circ] \quad [\text{vzorec 34}]$$

V obecnej podobe tento vzťah pre jeho zložitosť neuvádzame. Je ho však možné odvodiť zo vzťahov **30** a **33b**.

Obecne môžu nastať nasledovné prípady:

$KCO = CR$  - ak  $k_{i_{RK}} = 1$ , bude kinematická citlivosť zhodná s citlivosťou samotného modelu,

$KCO > CR$  - ak  $k_{i_{RK}} > 1$ , bude kinematická citlivosť ovládania väčšia ako citlivosť samotného modelu. Danej výchylke rukoväte bude zodpovedať väčšia vztlaková sila a menší polomer zakrivenia letovej dráhy modelu ako v predch. prípade. Model bude na výchylky rukoväte reagovať „živšie“.

$0 < KCO < CR$  - ak  $0 < k_{i_{RK}} < 1$ , bude kinematická citlivosť ovládania menšia ako citlivosť samotného modelu. Danej výchylke rukoväte bude zodpovedať menšia vztlaková sila a väčší polomer zakrivenia letovej dráhy modelu ako v predch. prípade. Model bude na výchylky rukoväte reagovať „vlažnejšie“.

V praxi sa používa hodnota kinematickej citlivosti ovládania v rozsahu:

$$KCO = (0,9 \text{ až } 1,3) * CR$$

### 6.4.2 Silová väzba a citlivosť ovládania

#### 6.4.2.1 Ovládacia sila v pútacích drôtoch

Veľkosť potrebnej ovládacej sily v pútacích drôtoch odvodíme zo vztlakových síl pôsobiacich na kormidlá. Keďže vztlaková sila  $Y_{Kzák1}$ . Je vlastne zložkou aerodynamickej sily  $R_K$  približne kolmej na os profilu kormidla, bude medzi nimi platiť vzťah:

$$R_{K1} = \frac{Y_{K1zák1}}{\cos(\delta_1 + \alpha)} \quad \left| \quad \text{kde: } Y_{K1zák1} = \frac{Y_{K1}}{C_{K1\text{ ind.}} + 1} \right.$$

$$R_{K2} = \frac{Y_{K2zák1}}{\cos(\delta_2 + \alpha)} \quad \left| \quad \text{kde: } Y_{K2zák1} = \frac{Y_{K2}}{C_{K2\text{ ind.}} + 1} \right.$$

Tieto aerodynamické sily budú pôsobiť na príslušných ramenách, zodpovedajúcich vzdialenosti ich ťažiska od osi závesu kormidla. Pre aerodynamické a ovládacie sily v ovládacom mechanizme (**obr.2.14a**) bude prerovnovážny stav platiť rovnica momentovej rovnováhy:

$$T_1 * \frac{l_{T1}}{2} * \cos \delta_T - T_2 * \frac{l_{T1}}{2} * \cos \delta_T = R_{K1} * \frac{l_{K3}}{l_{K1} * \cos \delta_1} * l_{T2} * \cos \delta_1 + |R_{K2}| * \frac{l_{V2}}{l_{V1} * \cos \delta_2} * \frac{l_{K2} * \cos \delta_1}{l_{K1} * \cos \delta_1} * l_{T2} * \cos \delta_T$$

Po úprave dostávame:

$$T_2 - T_1 = \frac{2 * l_{K3} * Y_{K1}}{\cos(\delta_2 + \alpha) * \cos \delta_2 * (C_{K1\text{ ind.}} + 1) * l_{T1}} * \frac{l_{T2}}{l_{K1}} * \frac{l_{K2}}{l_{V1}}$$



Po dosadení  $T_I - T_2 = T_o$  (ovládacia sila) a po úprave s použitím vzťahu **6.4b** dostávame:

$$f(T_o) = \frac{2 * k_{i3} * q * k_p * S_{pI}}{l_{TI}} * \left( \frac{x_{K1} * l_{K3} * f_1(\alpha; \delta)}{\cos(\delta_I + \alpha) * \cos \delta_I * (C_{K1 ind.} + I)} - \frac{x_{P2} * x_{K2} * l_{V2} * f_2(\alpha; \delta) * f(\delta_2 / \delta_I)}{\cos[f(\delta_2 / \delta_I) * \delta_I + \alpha] * \cos[f(\delta_2 / \delta_I) * \delta_I] * (C_{K2 ind.} + I)} \right) \quad [N] \quad [\text{vzorec 35}]$$

**Zmenšenie veľkosti ovládacej sily  $T_o$**  pri zachovaní ostatných parametrov modelu môžeme dosiahnuť nasledovnými zásahmi:

- a/ zmenšením koeficientu prevodu - prevod „do pomala“
- b/ zväčšením ramena hlavnej prevodovej páky  $l_{TI}$
- c/ zmenšením dynamického tlaku  $q$  znížením letovej rýchlosti modelu

Ak budeme chcieť realizovať zmenu a/ alebo b/, prípadne obe súčasne, pri zachovaní konštantnej hodnoty kinematickej citlivosti ovládania **KCO**, budeme musieť zároveň zväčšovať rozstup drôtov na ovládacej rukoväti  $l_{RI}$  tak, aby platilo:

$$l_{RI} = \frac{l_{TI} * KCO}{k_{i3}}$$

Zväčšovanie  $l_{TI}$  je však spojené s problémom veľkého ohybu a trenia drôtov vo vývodoch z krídla, ktorých rozstup by nemal presiahnuť 30 mm. Tiež pri použití priameho tvaru ramena, **obr.2.14b-a**, nebudú drôty pri nulovej polohe kormidiel zvierať s týmto ramenom uhol 90° ale menší uhol. To sa môže prejaviť pri malých výchylkách kormidiel u modelu s veľkou citlivosťou regulácie **CR** ako letová nestabilita, tzv. „plávanie“. Model nebude pri lete v horizonte udržiavať konštantnú letovú výšku, ale ju bude meniť bez zásahu pilota modelu. Účinok tejto nestability je zrovnateľný s nestabilitou gule na vypuklej ploche. Pre odstránenie tohto neželateľného účinku je potrebné zmenšiť hodnotu citlivosti regulácie **CR** posunom ťažiska modelu dopredu (záväžie do prednej časti trupu).

Neutrálny vplyv na letovú stabilitu modelu dosiahneme vtedy, ak použijeme tvar hlavnej prevodovej páky podľa **obr.2.14b-b**. Tento stabilizujúci účinok sa využíva u rýchlostných modelov F2A, kde vznikajú pri lete enormné odstredivé sily a ovládaním udržiavame model iba v základnej letovej rovine – horizonte.

Pri veľkom „zlomení“ páky  $l_{TI}$  sa i pri zachovaní pomeru  $l_{RI} / l_{TI}$  zmení prevod medzi ovládacou rukoväťou a hlavnou ovládacou pákou podľa vzťahu:

$$\sin(\delta_I + \gamma_T) = (l_{RI} / l_{TI}) * \sin \delta_R * \cos \gamma_T * \sin \gamma_T$$

potom:  $\delta_I = \arcsin((l_{RI} / l_{TI}) * \sin \delta_R * \cos \gamma_T * \sin \gamma_T) - \gamma_T$

Zo vzťahu vyplýva, že zväčšovaním hodnoty „zlomenia“  $l_{TI}$  sa bude zväčšovať prevod medzi rukoväťou a hlavnou prevodovou pákou. Zároveň bude model svojou odstredivou silou  $T_z$  vracieť hlavnú prevodovú páku do neutrálnej polohy, čo sa bude prejavovať zhoršením ovládateľnosti modelu. Preto je u rýchlostných modelov F2A potrebné základnú letovú výšku doregulovať zmenou polohy výškového kormidla voči hlavnej prevodovej páke zmenou dĺžky tiahla.

Nesymetrickú kombináciu účinkov dosiahneme vtedy, ak v nulovej polohe kormidiel nebudú oba uhly  $\gamma_{T1}$  a  $\gamma_{T2}$  rovnaké. Zároveň bude i priebeh kinematickej citlivosti ovládania  $f(KCO)$  nesymetrický.

Nakoľko aerodynamická sila pôsobiaca na kormidlá je funkciou druhej mocniny letovej rýchlosti, bude sa i potrebná veľkosť ovládacej sily zvyšovať s druhou mocninou letovej rýchlosti. Z toho dôvodu bude regulácia letovej rýchlosti veľmi dôležitou podmienkou pre zabezpečenie dobrej ovládateľnosti modelu. Navyše pri zvýšení letovej rýchlosti budú pôsobiť ďalšie nepriaznivé vplyvy, spôsobené nárastom zaťaženia konštrukcie, deformáciou kormidiel, ovládacieho mechanizmu, hlavne pútecich drôtov, z čoho vyplýva nutnosť zväčšenia potrebných výchylek ovládacej rukoväte, pri neúnosnom zvýšení ťahu modelu do pútačich drôtov. Zo vzťahu pre výpočet veľkosti ťahu modelu do pútačich drôtov (kap.3) môžeme konštatovať, že jeho veľkosť je tiež funkciou druhej mocniny letovej rýchlosti. Z toho vyplýva, že **pomer potrebnej ovládacej sily a ťahu modelu do drôtov nebude závislý na letovej rýchlosti** (v určitom rozsahu letovej rýchlosti).

Logicky z toho vyplýva, že pri znížovaní rýchlosti znížime potrebné sily v riadiacom mechanizme a celkové zaťažujúce sily na konštrukciu modelu.

Znižovanie rýchlosti však obmedzujú nasledovné faktory:

- **Minimálna rýchlosť potrebná pre vzlet modelu**

Bude to rýchlosť, pri ktorej dosiahne vztaková sila  $Y_{PKMAX}$  veľkosť sily zemskej príťažlivosti  $G$ . Jej približnú veľkosť môžeme vypočítať podľa vzťahu:

$$V_{min1} = 4,04 * (pm / C_{ymax})^{-2}$$

Pre reálny model, popisovaný v 3. kapitole, bude  $V_{min1} = 5,53$  m/s (cca 20 km/hod).

**- Minimálna rýchlosť potrebná pre dosiahnutie ovládateľnosti modelu**

Bude to rýchlosť, pri ktorej odstredivá sila modelu dosiahne veľkosť zhodná s ovládacou silou, potrebnou pre vzlet modelu. Jej približnú veľkosť vypočítame pre zjednodušený prípad letu „na klapkách“, keď  $r_C = r_{Cmax}$  podľa vzťahu:

$$V_{min2} = [ (19,62 * k_{i3} * r_{do} / l_{T1}) * ((x_{k1} * l_{k3} / (C_{Kind} + 1)) - (v_{P2} * x_{K2} * l_{V2} * k_i \delta / (C_{K2ind} + 1)) / (x_{K1} + x_{P2} * x_{K2} * k_i \delta)) ]^{-2}$$

Pre reálny model, popisovaný v 3. kapitole, bude  $V_{min2} = 10,75$  m/s (cca 39 km/hod). Z porovnania s minimálnou rýchlosťou potrebnou pre vzlet modelu vidieť, model by už bol teoreticky schopný vzlietnuť, pri  $V_{min1} = 5,53$  m/s, odstredivá sila však pri tejto rýchlosti nedosiahne veľkosť potrebnú pre vychýlenie kormidiel na zodpovedajúci uhol  $\delta$ .

Pre modely bez vztlačkových klapiek bude  $V_{min2}$  približne na úrovni  $V_{min1}$ . Ak bude mať takýto model „plávajúcu“ výškovku, bude  $V_{min2} = 0$ .

**- Minimálna rýchlosť potrebná pre prelet modelu nad hlavou - súvrat**

Bude to rýchlosť, pri ktorej odstredivá sila modelu dosiahne veľkosť sily zemskej príťažlivosti. Jej približnú veľkosť môžeme vypočítať podľa vzťahu:

$$V_{min3} = (r_{do} * 9,81)^{-2}$$

Pre reálny model, popisovaný v 3. kapitole, bude  $V_{min3} = 14,02$  m/s (cca 50 km/hod).

**Záver**

Pre dobre ovládateľný model musí byť vždy splnená podmienka:

$$T_O < T_Z$$

To značí, že potrebná ovládacia sila musí byť vždy menšia, ako výsledný ťah modelu do drôtov.

Najnepriaznivejšie podmienky pre dobrú ovládateľnosť modelu sú v letových režimoch nad hlavou, kedy je celkový ťah modelu znižovaný o celú silu zemskej príťažlivosti. Presnejšiu predstavu o zmene podmienok nám dá porovnanie hodnôt  $T_Z / Y$  pre jednotlivé letové režimy, uvedené v **tab.3.1**.

Pre hranicu silovej ovládateľnosti bude platiť:

$$T_O = T_Z$$

Ak  $T_Z < T_O$ , nebudeme môcť ovládacím mechanizmom vyvolať potrebnú ovládaciu silu. Model vtedy ostáva „mäkko visieť“ na jednom drôte.

#### 6.4.2.2 Silová citlivosť ovládania SCO

Silovú citlivosť ovládania môžeme definovať ako pomer prírastku výslednej vztlačkovej sily  $Y_{PKr}$  k prírastku ovládacej sily  $T_O$ :

$$SCO = | \Delta Y_{PKr} / \Delta T_O | = | \Delta \delta / \Delta T_O | * CR \quad [ - ] \text{ [vzorec 36]}$$

V obecnej podobe tento vzťah neuvádzame pre jeho zložitosť. Je ho však možné odvodiť použitím vzťahu 35.

Zo vzťahu vidíme, že  $SCO$  je súčinom citlivosti regulácie vztlačkovej sily a poddielu prírastku vychýlenia vztlačkových klapiek k prírastku ovládacej sily.

Prakticky môžu nastať dva extrémne prípady:

**SCO = 0**

1. ak:  $0 < \Delta \delta / \Delta T_O < \infty$  a  $CR = 0$ , vtedy regulačná čiara dosiahne niektorú z hraníc  $H_Y \alpha$  alebo  $H_Y \delta$  (**obr.6.10 a 6.11**). Ďalším zvyšovaním ovládacej sily a výchylky kormidiel dôjde k poklesu výslednej vztlačkovej sily  $Y_{PKr}$ .
2. ak:  $\Delta \delta / \Delta T_O = 0$  a  $0 < CR < \infty$ , vtedy ďalším zväčšovaním ovládacej sily nedosiahneme zväčšenie výchylky kormidiel. Je to zapríčinené krajinou (dorasovou) polohou ovládacieho mechanizmu, ktorá nedovolí jeho ďalší pohyb. Model v takomto prípade zostáva „tvrdovo visieť“ na jednom drôte. Preto je dôležité, aby ovládací mechanizmus zabezpečoval väčšie výchylky kormidiel, ako sú maximálne potrebné pre dosiahnutie  $Y_{PKrMAX}$ .

**SCO = ∞**

3. ak:  $0 < \Delta \delta / \Delta T_O < \infty$  a  $CR = \infty$ , vtedy je model z hľadiska jeho regulačných vlastností neovládateľný (hmotné ťažisko je umiestnené v neutrálnom bode,  $r_c = 0$ ).
4. ak:  $\Delta \delta / \Delta T_O = \infty$  a  $0 < CR < \infty$ , vtedy na vychyľovanie kormidla nepotrebujeme prakticky žiadnu ovládaciu silu. Tento stav je možné dosiahnuť použitím „plávajúceho“ výškového

kormidla, ktorého závesy sú umiestnené tesne pred neutrálnym bodom. Takéto konštrukčné vyhotovenie sa používa v kategórii **F2D** – COMBAT, kde sa vyžaduje vysoká obratnosť a ovládateľnosť modelu v každom letovom režime. Pre kat. **F2B** je takéto konštrukčné vyhotovenie nevhodné.

#### 6.4.3 Momentová väzba a citlivosť ovládania

##### 6.4.3.1 Ovládací moment na ovládacej rukoväti

Vzťah pre výpočet veľkosti ovládacieho momentu na ovládacej rukoväti odvodíme z kinematicko-silovej schémy, obr. 2.14a:

$$M_o = (T_1 - T_2) / (l_{R1} / 2 * \cos \delta_R + l_{R2} * \sin \delta_R) + (T_1 + T_2) * l_{R2} * \sin \delta_R$$

Nakoľko platí, že  $T_1 - T_2 = T_o$  a  $T_1 + T_2 = T_Z$ , po úprave dostávame:

$$M_o = T_o * (l_{R1} / 2 * \cos \delta_R + l_{R2} * \sin \delta_R) + T_Z * l_{R2} * \sin \delta_R \quad [Nm] \quad [\text{vzorec 37a}]$$

Po dosadení vzťahov 33a a 35

$$f(M_o) = k_{iRK} * q * k_P * S_{PI} * \left( \frac{x_{K1} * l_{K3} * f_1(\alpha; \delta)}{\cos(\delta_I + \alpha) * \cos \delta_I * (C_{K1 ind} + 1)} - \frac{x_{P2} * x_{K2} * l_{V2} * f_2(\alpha; \delta) * f(\delta_2 / \delta_I)}{\cos[f(\delta_2 / \delta_I) * \delta_I + \alpha] * \cos[f(\delta_2 / \delta_I) * \delta_I] * (C_{K2 ind} + 1)} \right) * \\ * ((1 - (\sin \delta_I / k_{iRK})^2)^{-2} + 2 * l_{R2} * \sin \delta_I / l_{R1} * k_{iRK}) + T_Z * l_{R2} * \sin \delta_R / k_{iRK} \quad [Nm] \quad [\text{vzorec 37b}]$$

Z rozboru vzťahu  $f(M_o)$  môžeme konštatovať, že sa skladá z dvoch vzájomne nezávislých zložiek:

a/ zložky závislej na vztlačových silách kormidiel:  $M_{oYK}$

b/ zložky závislej na celkovom bočnom ťahu modelu:  $M_{oTZ}$

Zjednodušene môžeme napísať:

$$f(M_o) = f(M_{oYK}) + M_{oTZ}$$

Zmenšenie veľkosti ovládacieho momentu  $M_o$ , pri zachovaní ostatných parametrov modelu, môžeme dosiahnuť nasledovnými zásahmi:

a/ zmenšením zložky  $M_{oYK}$  nasledovne:

- zmenšením veľkosti výsledného koeficientu prevodu  $k_{iRK}$ , zároveň sa však zhorší kinematická citlivosť ovládania  $KCO$  a zväčší druhá zložka  $M_{oTZ}$ ,
- skrátením ramena rukoväte  $l_{R2}$  na minimálnu hodnotu, danú fyziologickými rozmermi zovretej dlane (cca 70 mm),

b/ zmenšením zložky  $M_{oTZ}$  skrátením ramena  $l_{R2}$  ako v prípade a/,

c/ zmenšením dynamického tlaku  $q$ , zmenšením letovej rýchlosti modelu.

Z uvedeného vyplýva, že  $MCO$  je súčinom citlivosti regulácie vztlačovej sily a poddielu prírastku uhlu vychýlenia vztlačových klapiek k prírastku ovládacieho momentu.

Z toho vyplýva, že najvýhodnejším riešením bude skrátenie ovládacej rukoväte, t.j. použitie tzv. „krátkej“ rukoväte bez nastavby smerom k modelu obr. 2.56.

U malých a ľahkých modelov, resp. u modelov s veľkou citlivosťou regulácie  $CR$ , bude zas výhodné použiť „dlhú“ rukoväť, čím vzrastie veľkosť ovládacieho momentu. To sa priaznivo prejaví v pociť pilotu, že ovláda stabilne lietajúci model. Tento efekt môžeme výhodne využiť pre nácvik začiatocníkov tak, že nastavbu ovládacej rukoväte budeme posúvať vo vlastnej rukoväti a tým budeme meniť jej dĺžku obr. 2.56. Pri používaní tejto rukoväte je však potrebné bezpečne zaistiť nastavbu voči samovolnému posunutiu, resp. vypadnutiu!

U RC modelov môžeme tento efekt dosiahnuť zmenou tuhosti pružín na ovládacích páčkach, alebo zmenou dĺžky ovládacích páčiek aparatury.

##### 6.4.3.2 Momentová citlivosť ovládania

Túto citlivosť môžeme definovať ako pomer prírastku výslednej vztlačovej sily  $Y_{PKr}$  k prírastku ovládacieho momentu  $M_o$ :

$$MCO = | \Delta Y_{PKr} / \Delta M_o | = | \Delta \delta_I / \Delta M_o | * CR \quad [m^{-1}] \quad [\text{vzorec 38}]$$

Zo vzťahu vidieť, že  $MCO$  je súčinom citlivosti regulácie vztlakovej sily a poddielu prírastku uhlu vychýlenia vztlakových klapiek k prírastku ovládacieho momentu.

Zvýšenie momentovej citlivosti ovládania  $MCO$ , pri zachovaní ostatných parametrov modelu, môžeme dosiahnuť zhodnými zásahmi, ako pri znižovaní veľkosti ovládacieho momentu  $M_0$ , popisovanom v kapitole 6.4.3.1.

#### 6.4.4 Súbor vlastností dobre ovládateľného modelu

Zhrnutím záverov vyplývajúcich z predchádzajúcich rozborov si môžeme definovať súbor vlastností, ktoré má mať dobre ovládateľný model:

- a/ rozsah nožnej regulácie vztlakových síl musí pokrývať celú oblasť letových režimov, daných tvatom a rozmerom požadovaných obrátov,
- b/ priebeh regulácie vztlakovej sily sa musí čo najviac blížiť k ideálnemu priebehu, pri zachovaní dostatočne malej citlivosti na zmenu polohy hmotného ťažiska modelu (pri dostatočne veľkej hodnote tážena centráže  $r_c$ ),
- c/ ovládací mechanizmus musí zabezpečovať celý požadovaný rozsah výchyliek kormidiel pri malej citlivosti na veľkosť zaťažujúcich síl (dostatočná tuhosť ovládacieho mechanizmu),
- d/ výsledná ovládacia sila musí byť v celom rozsahu letových režimov menšia, ako výsledný ťah modelu do drôtov,
- e/ výsledný ovládací moment a jeho priebeh musí vyhovovať fyziologickým a psychologickým vlastnostiam pilota (môžeme ho upravovať vhodnou zmenou rukoväte)
- f/ priebehy všetkých parametrov a/ až e/ musia byť symetrické a plynulé,
- g/ priebehy parametrov c/ až e/ musia byť v priebehu letu konštantné, z čoho vyplýva nutnosť zabezpečenia stabilizácie letovej rýchlosti vhodným systémom regulácie ťahu pohonnej jednotky.

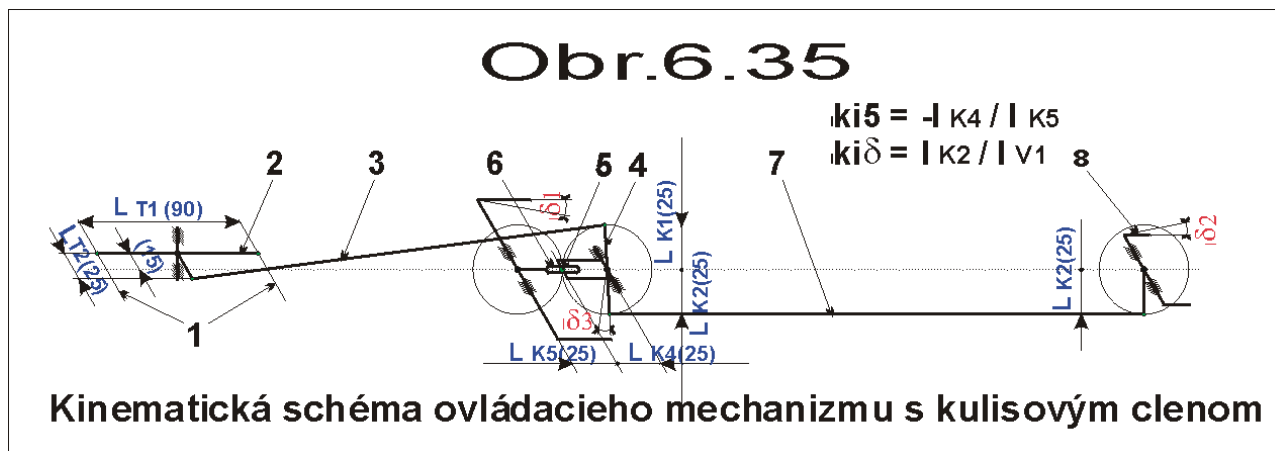
#### 6.5 Zlepšenie ovládateľnosti špičkových súťažných upútaných akrobatických modelov

Z rozborov uvedených v predchádzajúcich častiach vyplýva, že pri klasickej kinematickej schéme (obr.2.14a) nie je možné zabezpečiť ideálny priebeh regulačnej čiary a všetky zásahy sú iba kompromisným riešením, založeným na zväčšovaní citlivosti regulácie v oblasti malých výchyliek kormidiel. Autor tejto publikácie sa s týmto kompromisným riešením neuspokojil a dal si úlohu navrhnúť a odskúšať ovládací mechanizmus s nasledovnými vlastnosťami:

- dobrá letová stabilita modelu pri lietaní priamych úsekoch a gultých obrátov (malá hodnota  $CR$ ),
- dostatočná obratnosť pri lietaní hrán hranatých obrátov (veľká hodnota  $CR$ ),
- zníženie ovládacích síl a momentov pri lietaní hrán hranatých obrátov.

Na prvý pohľad sú požiadavky na charakteristiku ovládacieho mechanizmu protichodné a v amatérskych podmienkach neriešiteľné. Požiadavky v podstate znamenajú zachovanie linearity prevodu  $k_i \delta$  v oblasti malých výchyliek kormidiel potrebných pre lietanie gultých obrátov (cca  $\pm 10^\circ$ ) a pri ďalšom zväčšovaní výchyliek zabezpečenie vhodnej progresívnej zmeny prevodu.

Uvedeným požiadavkám vyhovuje nový typ ovládacieho mechanizmu s kulisovým členom. Jeho kinematická schéma je uvedená na obr.6.35



#### Popis funkcie

Lankami č.1, vedúcimi od ovládacej rukoväte, sa ovláda pohyb hlavnej ovládacej páky č.2 (tlačka), tiahla č.3 a páky č.4, ktorá nesie na ramene kameň č.5, zapadajúci do drážky kulisového člena č.6, ovládajúcej

pohyb vztlačkových klapiek. Zväčšovaním výchylky páky č.4 v malom rozsahu (+ -10°) sa výchylka kulisy zväčšuje približne lineárne a zároveň pomocou tiaha č.7 sa lineárne zväčšuje výchylka páky č.8, ovládajúcej pohyb výškového kormidla. Ďalším zväčšovaním výchyliek páky č.4 sa mení linearita výchyliek páky č.8 (v prípade rovnakých ramien). Výchylky kulisy č.6 však začnú zaostávať. Pri výchylke páky č.4 cca + - 45°, dosiahnu vztlačkové klapky max.výchylku cca + - 30° a výškové kormidlo výchylku cca + - 45°. Vreálnom vyhotovení je pre možnosť doladenia refulačnej charakteristiky kameň č.5 plynule posuvný v drážkach páky č.4 a stupňovite prestaviteľná veľkosť ramena pre ovládanie výškového kormidla.

Pre výchylky ovládacej rukoväte a páky č.4 platí vzťah:

$$\sin \delta_3 = k_{i1} * k_{i3} * \sin \delta_R$$

Pre výchylky vztlačkových klapiek a páky č.4 platí vzťah:

$$\operatorname{tg} \delta_I = \sin \delta_3 * (k_{i5} - (1 / (1 - \cos \delta_3)))$$

Kulisový mechanizmus bude meniť zmysel výchyliek.

Pre výchylky výškového kormidla a páky č.4 platí vzťah:

$$\sin \delta_2 = k_i \delta * \sin \delta_3 \quad \text{kde: } k_i \delta = l_{K2} / l_{V1}$$

Zmysel výchyliek výškového kormidla a páky č.4 bude zhodný.

Pre výchylky výškového kormidla a vztlačkových klapiek bude platiť vzťah:

$$\operatorname{tg} \delta_I = \sin \delta_2 / k_i \delta / (1 - (1 - (\sin \delta_2 / k_i \delta)^2)^{0.5} - 1 / k_{i5})$$

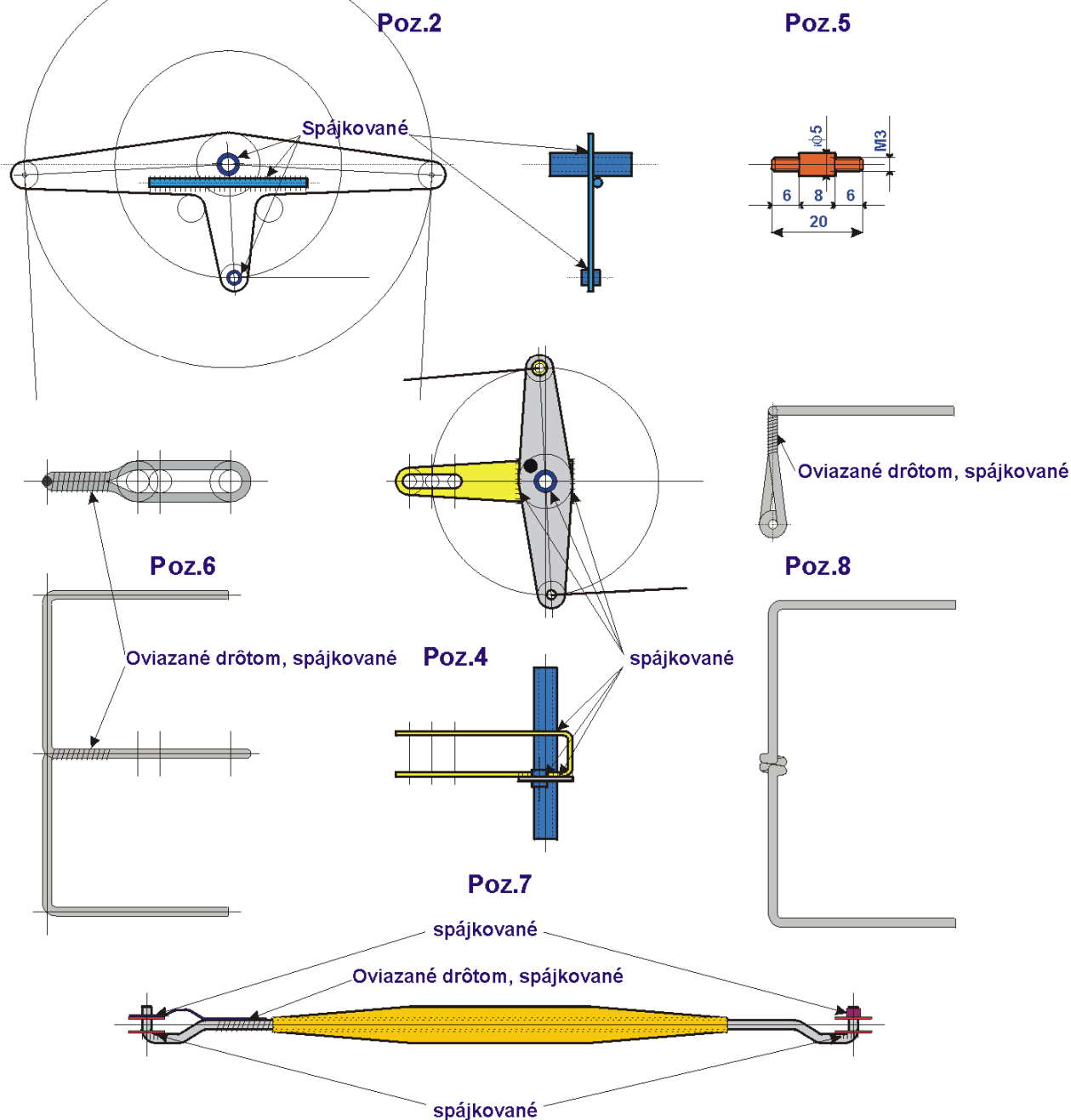
Priebeh závislosti výchyliek  $\delta_I$  a  $\delta_2$  pre rôzne hodnoty  $k_{i5}$  je uvedený na **obr.6.14a**

Z priebehu výchyliek vidieť progresívny účinok kulisového mechanizmu.

### Konštrukčné vyhotovenie

Na **obr. 6.36** sú uvedené náčrty jednotlivých prvkov mechanizmu.

# Obr.6.36



## Konštrukčné vyhotovenie jednotlivých dielov ovládacieho mechanizmu

**poz.č.2** – hlavná ovládacia páka je bežnej konštrukcie, z ocelového, resp. antikorového plechu hr.1,0 – 1,5, so zapájaným mosadzným púzdrom pre hlavný čap a púzdrom s teflónovou vložkou pre ťažlo č.3

**poz.č.3** – ťažlo z ocelového drôtu  $\phi 2 - 2,5$ , vystuženého v strede prekrytím drôtov, oviazaných viazacím drôtom  $\phi 0,2$  a spájkovaním

**poz.č.4** – pomocná páka spájkovaná a znitovaná z ocelových pák, mosadzného púzdra pre čap upevnený v bočniciach trupu a púzdra s teflónovou vložkou pre ťažlo č.3. V drážkach páky sa presúva kameň č.5. Skríženie pák  $\beta$  je také, aby ťažlo č.3 zvieralo v nulovej polohe kormidiel s osou páky  $90^\circ$

**poz.č.5** – kameň vysústružený z ocelovej tyče  $\phi 5$

**poz.č.6** – kulisa ohnutá z ocelového drôtu  $\phi 2,4$  tak, aby sa kameň č.5 posúval s minimálnou vôľou

**poz.č.7** – tiahlo výškového kormidla vyhotovené z duralovej rúrky  $\phi 3/0,5$ , obalenej tvrdou balzou a olaminovanej uhlíkovými vláknami, opatrenej koncovkami z ocelového drôtu  $\phi 2$  so závitmi s možnosťou nastavenia celkovej dĺžky.

**poz.č.8** – páka výškovky z ocelového drôtu  $\phi 2 - 2,5$ .

### Inštalácia do modelu, zalietavanie

Pri inštalácii ovládacieho mechanizmu do modelu dbáme na zabezpečenie max. presnosti a symetrie vychýľovania vztlakových klapiek a výškového kormidla. Každá nepresnosť sa na letových vlastnostiach modelu prejaví intenzívnejšie, ako pri klasickom ovládacom mechanizme. Hlavnú prevodovú páku montujeme krátkym ramenom do stredu letového kruhu (smerom k pilotovi) preto, aby bol „ťažný“ drôt v smere letu modelu za „tlačným“ drôtom. Pri opačnom zabudovaní vývodov drôtov z krídla by reakcie v riedení, spôsobené gyroskopickou reakciou vrtule, pôsobili destabilizačne na letovú stabilitu modelu.

Pri zalietavaní nastavíme kameň č.5 presne do stredu medzi osami čapu páky č.4 a páky č.6 tak, aby bol  $k_{i5} = -1,0$ . Prevod  $k_{i8}$  nastavíme na hodnotu 1,0. Max. výchylky výškového kormidla by mali dosahovať  $\pm 40^\circ$ .

Pri zalietavaní dbáme na dosiahnutie symetrického, ale veľmi malého náklonu krídla modelu z kruhu (okolo osi x). Vyskúšaná vyhovujúca tolerancia hmotnosti závažia v krídle je cca 0,5 gramu. Pozdĺžne model vyvážíme tak, aby bol let modelu v rovine a v gulatých obratoch stabilný a symetrický. Pri tomto vyvážení by stred vývodu drôtov z krídla mal byť cca 35 – 45 mm za hmotným ťažiskom modelu v smere letu (pozri kapitolu 2.1.5.6).

**Posun ťažiska modelu i vývodov drôtov v krídle bude mať vždy za následok zmenu letovej polohy modelu, čo vyvolá nadväznú potrebu korigovať veľkosť závažia v krídle!!!**

Veľkým prekvapením pre Vás bude extrémna obratnosť modelu pri lietaní hrán a dobré „usadenie“ pri vylietavaní s ním.

### Použitie tohto mechanizmu má však aj svoje nepríjemné súvislosti.

**Prvá** súvisí so skutočnosťou, že ovládacia sila v príslušnom púťacom drôte začne po dosiahnutí kritickej výchylky kormidiel prudko klesať až na zlomkovú hodnotu, nakoľko pri plnej výchylke ovládacia sila vztlakových klapiek klesne na nulu. Vtedy je kulisa voči aerodynamickým silám vztlakových klapiek samosvorná. Prudké klesnutie potrebnej ovládacej sily však bude mať ešte jeden dôsledok. Zníženie napätia v príslušnom púťacom drôte spôsobí zmenšenie naprúženia tohto drôtu a následné „vystrelenie“ riadiacich kormidiel do maximálnej polohy.

**Druhá** súvisí so skutočnosťou, že pri použití tohto mechanizmu model dosahuje krátkodobe extrémnych aerodynamických výkonov, s čím súvisia pulzne veľké zaťažujúce sily na konštrukciu modelu a pohonnú jednotku. Vplyvom tejto skutočnosti sa zvýrazní každá nepresnosť v geometrii nosných plôch, vyvážení modelu „na krídlo“ i nesymetrii chodu pohonnej jednotky.

### UPOZORNENIE

**Použitie riadenia zásadne nedoporučuje modelárom, ktorí nemajú zvládnutú stavbu modelu a lietanie na kvalitatívne dostatočne vysokej úrovni!!!**

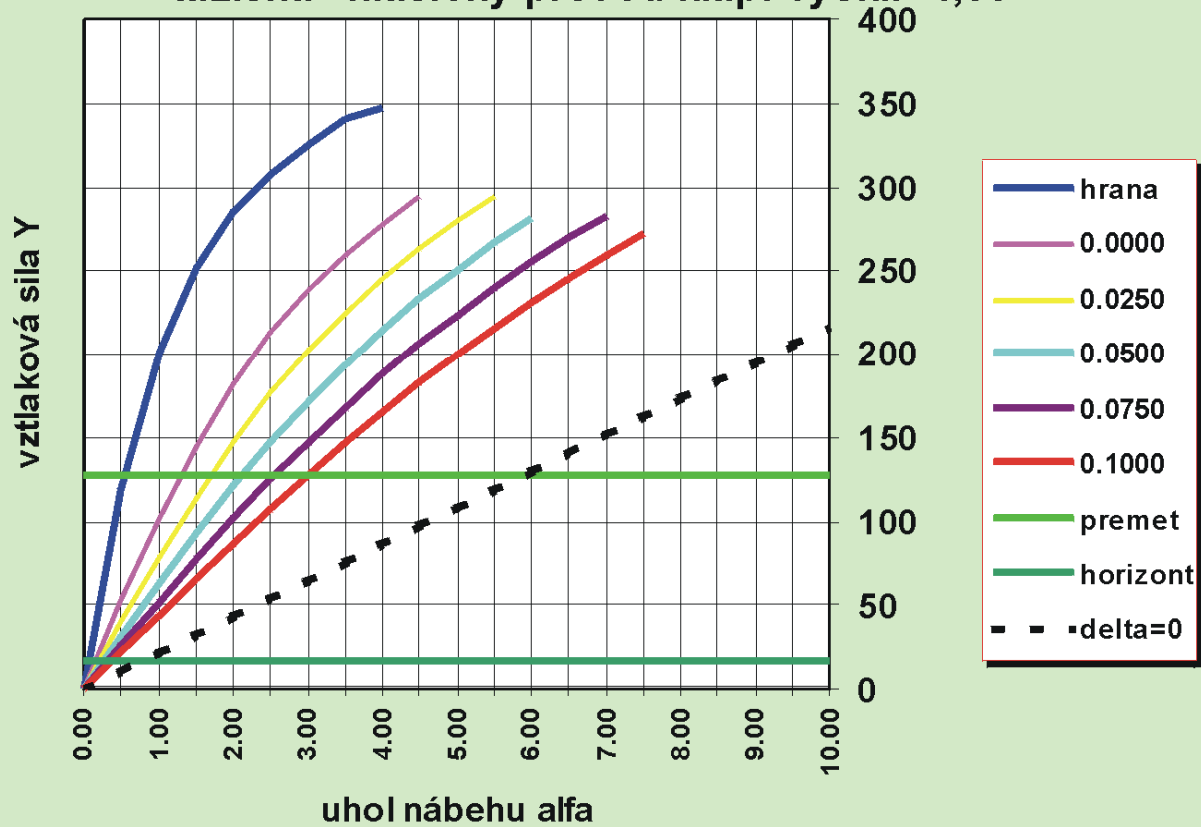
### Regulačná charakteristika

Na **obr.6.38, 6.39 a 6.40** sú uvedené regulačné diagramy rovnakého modelu:

- s klasickým riadením,
  - so základným prevodom klapky-výškovka 1:1,
  - so základným prevodom klapky-výškovka 1:1,2
- riadením s kulisovým mechanizmom so základným prevodom klapky-výškovka 1:1.

Obr.6.38

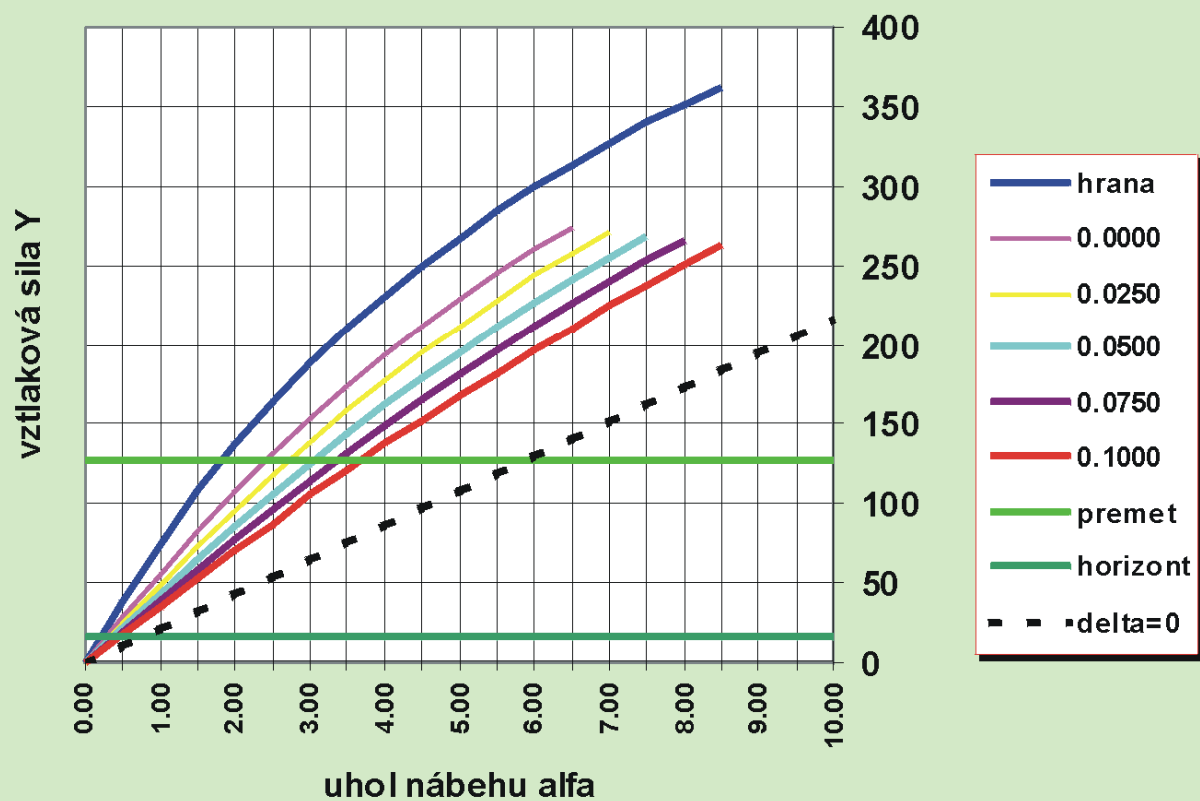
Závislost vztlakovej sily na uhle nábehu a polohe  
ťažiska - klasický prevod klap.-výšk.: -1,00





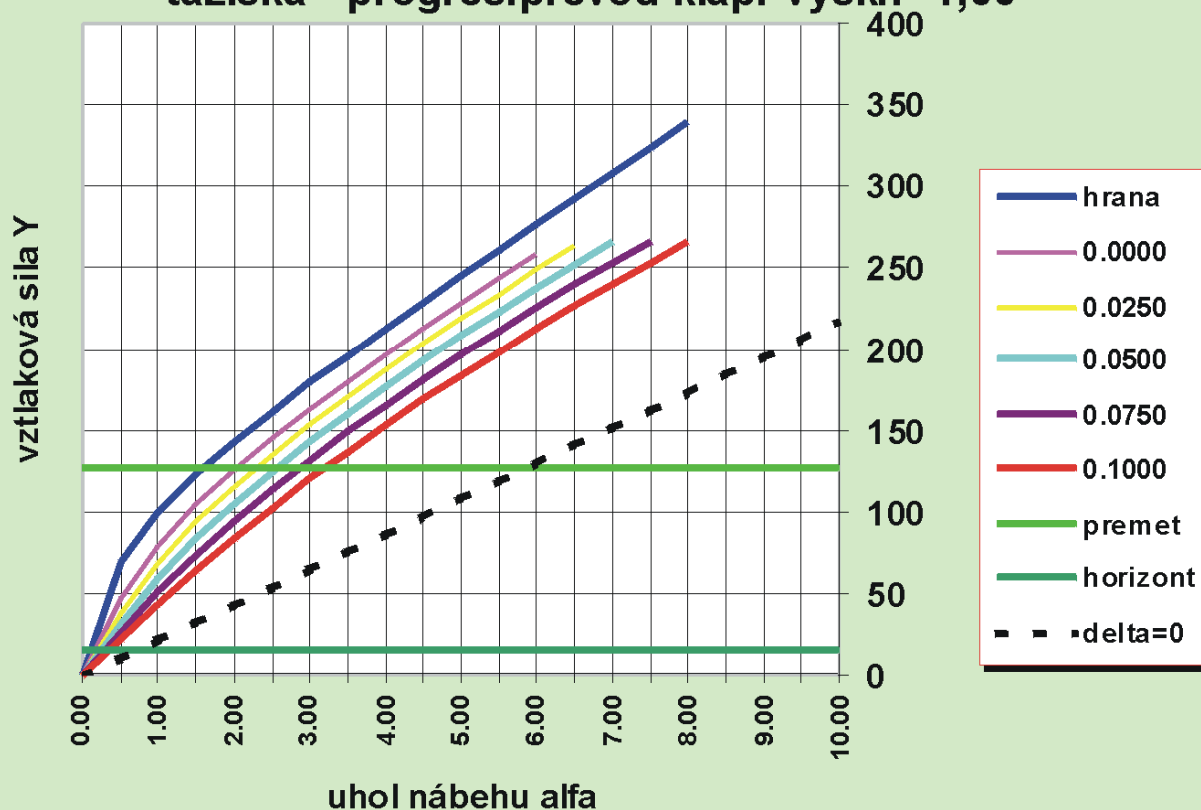
Obr.6.39

Závislost vztlakové síly na uhle nábehu a poloze  
tažiska - klasický převod klap.-výšk.: -1,20



Obr.6.40

Závislosť vztlakovej sily na uhle nábehu a polohe ťažiska - progres.prevod klap.-výšk.: -1,00



Pri výpočotach bol zohľadnený vplyv kruhového pohybu modelu (vyšší vztlak = väčšie zakrivenie dráhy) a s tým súvisiacimi zmenami uhlu nábehu VOP a nárastu koeficientu vztlaku krídla ( 1% zakrivenia profilu značí nárast + 0.1cy).

Pre každý regulačný diagram boli zvolené zhodné hodnoty polohy hmotného ťažiska (centráže) od nábežného bodu koreňového profilu: 0.000; 0.025; 0.050; 0.075 a 0.100. Každý z týchto hodnôt zodpovedá jedna regulačná čiara – závislosť vztlakovej sily na uhle vychýlenia kormidiel a príslušnom uhle nábehu, pričom musí byť zachovaná podmienka zhodnej polohy ťažiska vztlakovej sily a hmoty modelu. Sú to statické letové režimy.

Pre každý regulačný diagram boli ďalej zvolené zhodné hodnoty ťažiska vztlakovej sily -0.025, pričom poloha centráže zostala na hodnote 0.000. Takáto regulačná čiara reprezentuje dynamický letový režim, kedy vzniknutý moment dynamicky zvyšuje uhol nábehu i zakrivenie letovej dráhy. Treba pripomenúť, že dynamické regulačné čiary je možné vytvoriť pre každú polohu centráže a pre rôzne diferencie hmotného ťažiska a ťažiska vztlakovej sily.

Dynamický letový režim je používaný prakticky nepretržite, jak pri drobných korekciách letovej dráhy, tak pri „gulatých“ i „hrnatých“ figúrach. V hranách „hrnatých“ figúr má dynamika najväčšiu hodnotu, nakoľko z prakticky minimálnej vztlakovej sily je potrebné v zlomku sekundy dosiahnuť jej maximálnu hodnotu a následne zas minimálnu.

Z regulačných diagramov uvedených na **obr.6.38**, **obr.6.39** sa u modelu s klasickým riadením dá konštatovať, že pri narastaní základného prevodu sa:

- zhodná vztlaková sila dosiahne pri väčšom uhle nábehu a väčšom vychýlení výškovky a rukoväte,
- znižuje citlivosť modelu na polohu centráže – znižuje sa „rozvetvenosť“ regulačných čiar,

- znižuje počiaročná aerodynamická výkonnosť ( $N / \alpha$ ), čo súvisí so skutočnosťou, že hlavnou zložkou vztlakovej sily je sila vyvolaná kormidlami, nie uhlom nábehu,
- optimálna poloha centráže znižuje – nutnosť posúvať ťažisko dopredu (0,0721 na 0,0069)
- pri optimálnej polohe centráže zvyšuje ovládacia sila na rukoväti (na prvý pohľad nelogické).

Lietanie na väčší uhol nábehu má tiež nepriaznivý vplyv na chod motora, nakoľko sa sací bod motora dostáva nad regulačný bod nádrže, čím sa motor ochudobňuje (pozri obr.6.22). To je známy problém modelov ruskej koncepcie (prevody väčšie ako 1.0) a zvlášť francúzskej koncepcie s malou plochou vztlakových klapiek.

Porovnaním regulačného diagramu uvedeného na **obr.6.40** - modelu s kulisovým mechanizmom, s predchádzajúcimi diagramami, sa dá konštatovať že:

- zhodná vztlaková sila dosiahne pri väčšom uhle nábehu a väčšom vychýlení výškovky,
- je menšia citlivosť modelu na polohu centráže – znižuje sa „rozvetvenosť“ regulačných čiar,
- počiaročná aerodynamická výkonnosť je medzi klasickými prevodmi 1.0 a 1.2,
- optimálna poloha centráže je medzi klasickými prevodmi 1.0 a 1.2 (0,0721 - **0.0446** - 0,0069),
- pri optimálnej polohe centráže sa už pri „gulatých“ figúrach čiastočne znižuje ovládacia sila na rukoväti, pri lietaní hrán ešte citelne klesá.

### **Záver**

Z porovnania „plusov“ a „mínusov“ uvedených riešení sa zjavne črtá istá prevaha klasického riadenia so základným prevodom klapky-výškovka 1:1. Moje negatívne praktické skúsenosti s použitím kulisového mechanizmu som vlastne teraz aj teoreticky analyzoval a musím konštatovať, že sa diametrálne líšia od mojich predpokladov z roku 1979, kedy vznikli moje prvé úvahy o použití kulisového mechanizmu – tzv.progresívneho riadenia, ktoré som po viacerých skúškach na starších modeloch realizoval v modeli PROGRES 10/81.

## **6.6 Vplyv gyroskopického momentu pohonnej jednotky na letovú stabilitu a ovládateľnosť upútaného modelu**

Článok zaoberajúci sa touto problematikou bol uverejnený r.1986 v časopise MODELÁŘ č.4. Vzhľadom na jeho minimálnu dostupnosť uvádzam kópie článku na **obr.6.41**.

## Obr.6.41a

*Obrazka 6.41a*

spodní podložíme pomocnou lištou tl. 3,5. Zasadíme náběžnou lištu P5 a lištu pomocného nosníku P7 a vše zalepíme Kanagomem. Do konců křídla vlepíme výkřidky P8. Po zaschnutí přelapíme spoje i zospodu a odřízneme a zabrousíme přečnivající konce lišt. Zakončení P10 jsou z lehké balsy tl. 7. Výztuhy P11 pro spojovací dráty z tvrdé balsy tl. 7 zabrousíme podle mezer mezi žebry a zalepíme. Lišty hlavního nosníku spojíme mezi žebry stojinami P12 z balsy tl. 2. Prostor mezi prvními třemi žebry od náběžné lišty hlavního nosníku a od lišty pomocného nosníku k odtokové liště vyglajeme balsou tl. 2 P13. Nakonec vyglajeme haisou tl. 2 P14 i náběžnou část středu křídla až k devátému žebru.

Obě poloviny křídla obrusíme a vrtákem o průměru 2,6 prodlíšíme otvory pro spojo-

vací dráty. Kostru nalakujeme čirým nitrolakem (ne napínacím) a lehce přebrousíme. Křídlo potáhne Mikalentou, kterou vypneme napínacím lakem C 1106. Celý model lakujeme nejméně čtyřikrát čirým nitrolakem.

**Létání.** Před zalétáním zkontrolujeme na sestaveném modelu vzepětí křídla, které by mělo být na koncích 90 až 100 mm, úhel seřízení křídla a polohu těžiště. Případné chyby odstraníme. Odchylku v poloze těžiště zatím řadíme přimáčknutím kusu piasteliny, který po zalétání zvážíme a zaměníme za ořivo stejné hmotnosti. Na koncích křídla v délce asi 200 mm nakrutíme negativy 4 až 5 mm na pravé polovině o 1 až 2 mm více, pokud chceme, aby model kroužil dolů.

Zaklouzáváme za křídla, bezvětrného počast so směrrovou ploškou přihnuto mir-

ně vlevo. Pokud model spofádáné klouže ve velkých loých kružích, je vše v pořádku. Do hlavice provrtáme aspoň tři otvory pro uchycení bočního vlečného háčku. První otvor o průměru 2 vrtáme o průměr vrtáku dopředu před těžiště. Další otvory pak vždy o 5 mm dopředu. Do prosředního otvoru nasuneme z lové strany háček a zajistíme matkou M2. Vlečný boční háček musí být vždy na té straně, kam model zatáčí. Pokud při vleku model uhýbá na opačnou stranu, než je háček, zvětšíme vychýlení směrrové plošky. Nepomůže-li to a model už přitom létá v malých kružích, nebo i přechází do sestupné spirály, vrátíme směrrovou plošku zpět a háček posuneme blíže k těžišti. Při správném seřízení lze model v konečné fázi vleku značně urychlit a „vystřelit“ do stoupavé zatáčky, čímž získáme 5 až 10 m výšky

## Trocha teórie U-modelov

**Vplyv gyroskopického momentu pohonnej jednotky na letovú stabilitu a ovladatelnosť upútaného modelu**



Z mechaniky je známe, že rotujúci zotrvačník si bez vonkajšieho pôsobenia sil zachováva stály smer osi rotácie. V prípade, že budeme meniť smer tejto osi určitou uhlovou rýchlosťou  $\omega$ , bude zotrvačník s energiou rotácie  $E_r$  odpovedať reakčným gyroskopickým momentom  $M_g$ , ktorého vektor je kolmý na rovinu tvorenú osou rotácie (vektorom  $E_r$ ) a vektorom uhlovej zmeny  $\omega$ . Situácia je znázornená na obr. 1.

Ak reakčný moment  $M_g$  nezachytíme v uložení osi zotrvačníka, bude sa táto osa vychýľovať uhlovou rýchlosťou  $\omega_g$ , ktorej smer vektora je totožný s  $M_g$ .

Reakčného vychýlenia alebo momentu sa v praxi využíva v gyroskopických prístrojoch.

Obdobná situácia vzniká aj u motorového lietadla, kde zotrvačník tvorí rotujúca časť pohonnej jednotky s vrtulou. Uhlová rýchlosť zmeny smeru osi rotácie pohonnej jednotky bude totožná s priemerom uhlovej rýchlosti zmeny smeru letu lietadla do roviny kolmej na os rotácie. Pre zjednodušenie budeme predpokladať, že oba súradnicové systémy sú otočné.

Na obr. 2 je znázornený model so stotožnenými súradnicovými systémami a vyznačením zmyslov výchýľiek kormidiel a uhlových zmien nasledovne:

- |                                     |                       |
|-------------------------------------|-----------------------|
| +BK $\rightarrow$ x klonenie vpravo | } rotácia okolo osi x |
| -BK $\rightarrow$ x klonenie vľavo  |                       |
| +VK $\rightarrow$ z klonenie hore   | } rotácia okolo osi z |
| -VK $\rightarrow$ z klonenie doľu   |                       |
| -SK $\rightarrow$ y bočenie vľavo   | } rotácia okolo osi y |
| +SK $\rightarrow$ y bočenie vpravo  |                       |

Uvedené uhlové zmeny môžu byť vyvolané príslušnými výchýľkami kormidiel alebo porivmi turbulentného ovzdušia. Gyroskopická reakcia vyvolaná príslušnými prvotnými uhlovými zmenami osi rotácie a príslušný zmysel reakčných momentov a navádzných uhlových zmien sú uvedené v tabuľke 1.

V prípade voľne lietajúcich modelov musíme tieto reakcie eliminovať opačným pohybom príslušného kormidla.

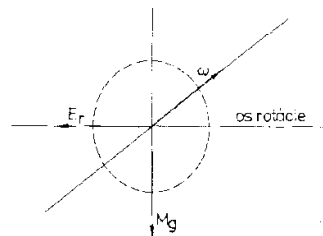
U upútaného modelu je situácia obdobná. Pri lete v rovine proti zmyslu hodinových ručičiek konštantnou uhlovou rýchlosťou  $\omega$  bude reakčný moment pravotočivého motora  $M_g$  z klopit model hore. Pri lete na chrbáte bude reakcia zhodná, ale vzhľadom na opačnú polohu bude model pritláčaný k zemi. Účinky tohoto reakčného momentu budú pre malú uhlovú rýchlosť zanedbateľné. V plnej sile sa prejaví až pri rýchlych zmenách smeru letu modelu, tj. pri veľkých uhlových zmenách  $\omega$  a  $\omega_z$ , vznikajúcich pri letaní hran hranatých obrátok a pri silnej turbulencii ovzdušia.

Vychýľovanie modelu voči spojnici vývodu drôtov z křídla a ovládacej rukoväti bude navyše vyvolávať prídavné pohyby drôtov a kormidiel, ktoré môžu zväčšovať alebo znižovať prvotnú výchýľku a tým pôsobiť destabilizačne alebo stabilizačne na let modelu.

Na obr. 3 je znázornený upútaný model s dŕotmi vyvedenými tandemovo (za sebou) tak, že prvý drôt +VK je ťažný (natahuje výškovku) a druhý -VK je tlačný (potlačuje výškovku).

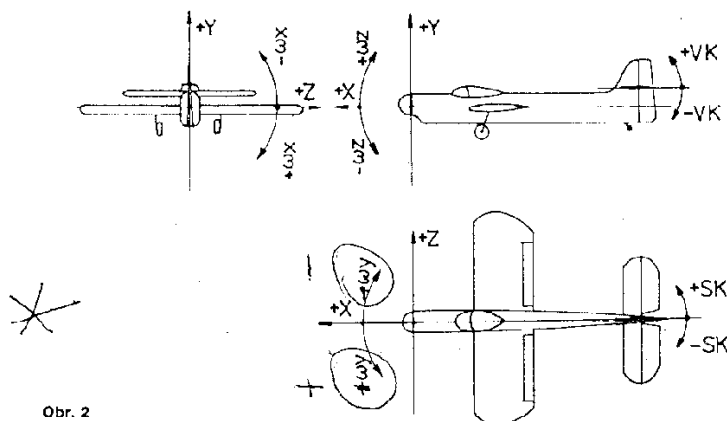
Pri potiahnutí drôtu +VK zväčšíme uhlovú rýchlosť  $\omega_z$ . Vyvolany

Obr. 1

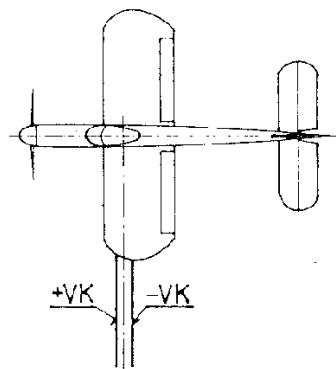


# Obr.6.41b

~~X 0 5 x 0 8 1 6~~



Obr. 2



Obr. 3

Obr. 4

reakčný moment  $-M_{ay}$  spôsobí vybočenie modelu vpravo  $-\omega_y$  (z kruhu). Toto vybočenie spôsobí prídavné potiahnutie ľavého drôtu a návážná prídavná reakcia zhodného zmyslu ako boli prvotné. Pri potiahnutí ľavého drôtu  $-VK$  budú reakcie opačné, ale zhodného zmyslu ako prvotné. Model s takto pravečeným vývodom drôtov bude na výchylky kormidiel reagovať „ostro“ — reakcie riadenia budú mať destabilizačný charakter. Na závislé porovy ovzdušia  $\pm Y$  a na rotačné porovy  $\pm \omega_z$  bude reagovať zhodne ako na vychyľovanie kormidiel drôtmi. Prídavné výchylky kormidiel budú spôsobovať zmeny zhodného zmyslu ako boli prvotné zmeny. Pri bočných porovoch  $\pm Z$  a rotačných  $\pm \omega_y$  budú prídavné výchylky kormidiel pôsobiť proti zväčšovaniu reakčných uhlových zmien.

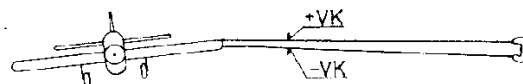
Príklad: Porovy  $+\omega_y$  spôsobí vybočenie osi vľavo (do kruhu). Vyvolané reakčné moment  $-M_{az}$  spôsobí klopenie hore  $+\omega_z$ . Zároveň však vybočenie  $+\omega_y$  spôsobí prídavné potiahnutie ľavého drôtu a príslušnú výchylku  $-VK$ , pôsobiacu proti reakčnému klopeniu hore. Reakcie riadenia budú mať pri bočných výchylkách stabilizačný charakter.

Situácia sa zmení, ak vyvedieme drôty opačne, ako je znázornené na obr. 3. Vzadu bude  $+VK$  a vpredu  $-VK$ . Prídavné reakcie, spôsobené vychyľovaním  $VK$  a turbulentnými porovmi  $\pm Y$  a  $\pm \omega_z$ , budú pôsobiť proti zväčšovaniu prvotných výchyliek a reakcie riadenia budú mať stabilizačný charakter. Model bude reagovať „mäkko“ na výchylky kormidiel a v turbulentnej bude lietať stabilne.

Naproti tomu prídavné reakcie, spôsobené porovmi  $\pm Z$  a  $\pm \omega_y$ , budú spôsobovať zväčšovanie prvotných výchyliek a reakcie riadenia budú mať destabilizačný charakter.

Tabuľka 1

Výchylka kormidiel			prvotné uhlové zmeny	vyvolané reakčné momenty	vyvolané reakčné uhlové zmeny
výškového	smerevého	balančného			
$-VK$ $-VK$	$+SK$ $-SK$	$+BK$ $-BK$	$+\omega_z$ $-\omega_z$ $-\omega_y$ $+\omega_y$ $+\omega_x$ $-\omega_x$	$M_{ay}$ $-M_{ay}$ $M_{az}$ $-M_{az}$ — —	$-\omega_{ay}$ $+\omega_{ay}$ $-\omega_{az}$ $+\omega_{az}$ — —
Porovy ovzdušia priame (horizontálne)					
$+Y$ $-Y$	$+Z$ $-Z$	$+X$ $-X$	$-\omega_z$ $+\omega_z$ $-\omega_y$ $+\omega_y$ — —	$-M_{ay}$ $M_{ay}$ $-M_{az}$ $M_{az}$ — —	$+\omega_{ay}$ $-\omega_{ay}$ $+\omega_{az}$ $-\omega_{az}$ — —
Porovy ovzdušia rotačné					
$+\omega_y$ $-\omega_y$	$-\omega_y$ $+\omega_y$	$+\omega_x$ $-\omega_x$	$+\omega_z$ $-\omega_z$ $+\omega_y$ $-\omega_y$ $+\omega_x$ $-\omega_x$	$M_{ay}$ $-M_{ay}$ $-M_{az}$ $M_{az}$ — —	$-\omega_{ay}$ $+\omega_{ay}$ $+\omega_{az}$ $-\omega_{az}$ — —



Z týchto protichodných účinkov reakcií riadenia vyplýva, že pre zabezpečenie dobrej letovej stability modelu bude potrebné nájsť kompromisné (optimálne) riešenie. Najmenej prácný spôsob je skúška letových vlastností modelu pri postupnom menení vzájomného rozostupu drôtov v koncovom oblúku krídla. Tým dosiahneme postupnú zmenu podielu stabilizačných a destabilizačných účinkov reakcií riadenia.

V oboch popísaných prípadoch budú reakcie riadenia na porovy  $+X$  a  $+\omega_x$  ako i na náklony spôsobené prevážaním niektorej polovice krídla neutrálne.

V prípade, že vyvedieme drôty nad sebou — paralelne, nebudú porovy  $\pm Y$ ,  $\pm \omega_y$  a  $\pm \omega_z$  spôsobovať prídavné vychyľovanie kormidiel a reakcie riadenia budú mať neutrálny charakter. Pri porovoch  $\pm \omega_x$  a v prípade prevážania vonkajšej polovice krídla i pri porovoch  $\pm Y$  a výchylkách  $\pm VK$ , bude pri paralelnom spôsobe vyvedenia drôtov vznikáť prídavný posun drôtov a návážné prídavné výchylky kormidiel. Situácia je znázornená na obr. 4.

Pri usporiadaní  $+VK$  hore a  $-VK$  dolu bude pri náklone modelu  $+\omega_x$  vznikáť návážná výchylka kormidiel  $+VK$ , vyvolávajúca klopenie hore  $+\omega_z$  a návážny reakčný moment  $-M_{ay}$ , spôsobujúci vybočenie modelu  $-\omega_y$  (z kruhu). Reakcia riadenia bude mať destabilizačný charakter.

Pri usporiadaní  $+VK$  dolu a  $-VK$  hore budú reakcie opačné. Reakcia riadenia bude mať stabilizačný charakter.

Čo z toho uvečeného vyplýva?

Pri usporiadaní  $+VK$  vpredu bude model reagovať na výchylky kormidiel bez opozderia — ostro — a lietanie obraty budú mať čisté tvary a prechody. To však bude platiť iba v ideálnych poveternostných podmienkach. V turbulentnom ovzduší sa jeho letová stabilita výrazne zhorší a lietanie s takýmto modelom bude nepríjemné.

Pri usporiadaní  $+VK$  vzadu bude model reagovať na výchylky kormidiel s určitým opozdením — mäkko — a prechody obrátov nebudú tak čisté ako v prvom prípade. V turbulentnom povetří sa však jeho letová stabilita udrží v prijateľných medziach a lietanie s takýmto modelom bude príjemnejšie ako v prvom prípade.

Pri usporiadaní  $-VK$  hore bude model reagovať na výchylky kormidiel neutrálne — iba v prípade presného vyváženia okolo osi  $x$ . V turbulentnom povetří a pri prevážaní vonkajšej polovice krídla bude jeho letová stabilita i ovládateľnosť citelne zhoršená, avšak o niečo lepšia ako u usporiadania  $+VK$  vpredu.

Pri usporiadaní  $-VK$  dolu bude model reagovať na výchylky kormidiel neutrálne iba v prípade presného vyváženia okolo osi  $x$ . V turbulentnom povetří a pri prevážaní vonkajšej polovice krídla bude jeho letová stabilita i ovládateľnosť citelne zhoršená, avšak o niečo lepšia ako u usporiadania  $+VK$  vpredu.

Z nášho rozboru vyplýva, že pre praktické použitie bude najvýhodnejšie usporiadanie s vývodom drôtu  $-VK$  vzadu alebo dolu.

Maister športu Ing. Ján Škrabálek

## **Dovetok autora**

Od začiatku prác na tejto publikácii uplynulo už bezmála 25 rokov. V r.1987 som sa pokúšal časť tejto publikácie vydať vo vydavateľstve ALFA. Nakoľko to bola obsahovo kapitola č.6 (časť III), dohodli sme sa s vydavateľstvom na rozšírení rozsahu tak, aby bola publikácia vhodná pre širší okruh čitateľov. Prakticky bol obojstranne schválený vpredu uvedený obsah. Na práci som intenzívne pokračoval približne až do r.1989, kedy vydavateľstvo od zmluvy odstúpilo s odôvodnením neefektívneho projektu, vzhľadom na predpokladaný malý okruh čitateľov a „skriptový“ spôsob spracovania publikácie. Vzhľadom na vysoký stupeň rozpracovanosti som v tento prístup vydavateľstva ALFA vnímal ako podraz i v súvislosti s vyjadrením redaktora, že odteraz si budú autorov „vyberať“. Táto skutočnosť mi spôsobila traumu, ktorá mi dlhú dobu (niekoľko rokov) bránila na publikácii pokračovať. Preto so rád, že som nakoniec predsa len „chytí priaznivý vietor“ a publikáciu dokončil.

Keďže platí, že všetko zlé je na niečo dobré, mal so čas sa niekoľko krát k už spracovaným častiam vrátiť a dopracovať ich tak, aby boli zrozumiteľné a obsahovali vždy „polopatistické“ závery a odporúčania pre prax. Ako sa mi to podarilo, musí posúdiť každý čitateľ sám.

**Každému z čitateľov budem vďačný za pripomienky a námety.**

## **Podakovanie - venovanie**

Aj keď som túto publikáciu napísal prakticky sám, iste by neuzrela svetlo sveta bez podpory mojej dnes už nežijúcej manželky. Dobre chápala, že modelárstvo nieje pre mňa iba koníček ale celoživotná vášeň. Preto jej chcem aspoň touto formou poďakovať a publikáciu venovať in memoriam.

**Bratislava 16.05.2007**

**Autor**

## **POUŽITÉ SKRATKY**

### **Kinematika**

<b>i</b>	[ - ]	- výsledný počet stupňov volnosti mechanizmu
<b>n</b>	[ - ]	- počet členov mechanizmu (bez základného telesa)
<b>v</b>	[ - ]	- počet spojení votknutím
<b>o</b>	[ - ]	- počet otočných spojení
<b>p</b>	[ - ]	- počet posuvných spojení
<b>k</b>	[ - ]	- počet posuvno-otočných spojení (kulisových)
<b>ki1'</b>	[ - ]	- koeficient prevodu medzi pákou I a tiahlom 1
<b>ki2'</b>	[ - ]	- koeficient prevodu medzi pákou II a pákou I
<b>ki3'</b>	[ - ]	- koeficient prevodu medzi pákou II a tiahlom 1
<b>ki3''</b>	[ - ]	
<b>ki4'</b>	[ - ]	- koeficient prevodu medzi pákou III a pákou II'
<b>ki5'</b>	[ - ]	- koeficient prevodu medzi pákou III a pákou I

$ki5''$	[ - ]	
$ki6'$	[ - ]	- koeficient prevodu medzi pákou III a tiahľom 1
$ki6''$	[ - ]	
$ki7'$	[ - ]	- koeficient prevodu medzi posúvačom 4 a pákou III
$ki8'$	[ - ]	- koeficient prevodu medzi posúvačom 4 a tiahľom 1
$ki8''$	[ - ]	
$ki_{RK}$	[ - ]	- výsledný koeficient prevodu rúkovať-kormidlá
$\delta_{I_{max}}$	[ ° ]	- max.výchylka vztlačových klapiek pri dosiahnutí $Y_{PK\ MAX}$ ( $\delta_{I_{max}} = cca + - 30^\circ$ )
$\delta_{R_{max}}$	[ ° ]	- max.výchylka rúkovaťe, daná fyziolog.možnosťami zápästia ruky ( $\delta_{R_{max}} = cca + - 25^\circ$ )

#### Parametre modelu - statické

$m$	[ kg ]	- hmotnosť modelu
$g$	[ m.s <sup>-2</sup> ]	- zemské zrýchlenie
$G$	[ N ]	- sila zemskej tiaže
$T$	[ - ]	- hmotné ťažisko
$S$	[ m <sup>2</sup> ]	- nosná plocha modelu - celková
$S_P$	[ m <sup>2</sup> ]	- veľkosť pevných - nepohyblivých nosných plôch
$x_{P2}$	[ - ]	- pomer veľkostí nosných plôch
$p_m$	[ kg.m <sup>-2</sup> ]	- špecifické plošné zaťaženie nosnej plochy
$b_{ae}$	[ m ]	- efektívna aerodynamická tetiva nosnej plochy
$\alpha_s$	[ ° ]	- statický uhol nábehu krídla – uhol odklonu tetivy profilu krídla od vodorovnej roviny (v bokoryse) $\alpha_s = \alpha_0 + (0^\circ - 2^\circ)$ , kde $\alpha_0$ je tetivy profilu krídla od vodorovnej roviny pri nulovom vztlaču, uhol odklonu $\alpha_0 = 0^\circ$ pre symetrické profily; $\alpha_0 < 0^\circ$ pre nosné profily
$\beta_s$	[ ° ]	- statický uhol bočenia trupu – uhol odklonu osi trupu od kolmice na spojnicu hmotného ťažiska a stred koncových vedení ovládacích drôtov (v pôdoryse), $\beta_s < 0^\circ$ - je daný polohou stred koncových vedení voči osi $z'$
$\gamma_s$	[ ° ]	- statický uhol náklonu krídla – uhol odklonu roviny krídla od vodorovnej roviny (zozadu); $\gamma_s = 0^\circ$
$h_{Ts}$	[ m ]	- statická výška hmotného ťažiska nad zemou, treba voliť minimálnu, hodnotu s ohľadom na priemer vrtule a odpruženie podvozku (v bokoryse)
$\zeta_{Hs}$	[ ° ]	- statický uhol rázvoru hlavného podvozku – uhol odklonu spojnice hmotného ťažiska a osi otáčania kolies hlavného podvozku od zvislice; $\zeta_{Hs} = 5^\circ - 10^\circ$
$\zeta_{Ps}$	[ ° ]	- statický uhol rázvoru pomocného podvozku – uhol odklonu spojnice hmotného ťažiska a osi otáčania kolesa pomocného podvozku od zvislice; $\zeta_{Ps} = 60^\circ - 80^\circ$
$\xi_{Hs}$	[ ° ]	- statický uhol rozchodu hlavného podvozku – uhol odklonu spojnice hmotného ťažiska a dotykového bodu kolesa hlavného podvozku od zvislice; $\xi_{Hs} = 45^\circ - 60^\circ$
$\phi_{Hs}$	[ ° ]	- statický uhol bočenia kolies hlavného podvozku – uhol odklonu osi otáčania kolies od spojnice ich dotykových bodov a stred letového kruhu

#### Parametre modelu – letové

$\alpha$	[ ° ]	- uhol nábehu
$\alpha_r$	[ ° ]	- reálny uhol nábehu
$\delta_1$	[ ° ]	- uhol vychýlenia vztlačových klapiek
$\delta_2$	[ ° ]	- uhol vychýlenia výškového kormidla
$\Delta \delta$	[ ° ]	- prírastok výchylky kormidla
$\rho$	[ kg.m <sup>3</sup> ]	- špecifická hmotnosť ovzdušia
$q$	[ N.m <sup>-2</sup> ]	- dynamický tlak ovzdušia
$V$	[ m.s <sup>-1</sup> ]	- letová rýchlosť modelu
$g_y$	[ m.s <sup>-2</sup> ]	- zemské zrýchlenie v smere osi y
$a_y$	[ m.s <sup>-2</sup> ]	- zrýchlenie v smere osi y
$a_d$	[ m.s <sup>-2</sup> ]	- odstredivé zrýchlenie hmoty modelu pri pohybe po dráhe so zakrivením $r_d$
$c_x$	[ - ]	- koeficient aerodynamického odporu modelu a pútačích drôtov
$c_y$	[ - ]	- koeficient aerodynamického vztlačku modelu
$C_y$	[ - ]	- výsledný koeficient vztlačku
$C_{YPKr}$	[ - ]	- výsledný reálny koeficient vztlačku viacdielnej nosnej plochy
$C_{Kind}$	[ - ]	- koeficient indukcie - pomer medzi indukovanou a základnou zložkou, vyjadruje efektívnosť kormidla
$C_{mP}$	[ - ]	- koeficient klopného momentu, resp. rameno, na ktorom bude pôsobiť vztlačková sila pri jednotkovej hĺbke profilu ( $b_{ae} = 1$ )
$C_{mK}$	[ - ]	- koeficient klopného momentu, resp. rameno, na ktorom bude pôsobiť vztlačková sila



$k_P$	[ 1.deg <sup>-1</sup> ]	- sklon vztlakovej čiary pre $\alpha = 0^\circ$
$K_P$	[ N.deg <sup>-1</sup> ]	- sklon vztlakovej čiary pre $\alpha = 0^\circ$
$K_P = q \cdot V^2 \cdot S_P / 2 \cdot \Delta C_{Yp} / \Delta \alpha$	[ N / deg ]	
$k_K$	[ 1 / ° ]	- sklon vztlakovej čiary pre $\delta = 0^\circ$
$K_K$	[ N.deg <sup>-1</sup> ]	- sklon vztlakovej čiary pre $\delta = 0^\circ$
$x_K$	[ - ]	- pomer sklonov vztlakových čiar $k_K / k_P$
$x_{P2}$	[ - ]	- koeficient pomeru veľkostí nosných plôch
$X$	[ N ]	- aerodynamický odpor - odpor modelu a pútacích drôtov
$Y$	[ N ]	- aerodynamický vztlak
$Z$	[ N ]	- aerodynamická sila bočnej plochy modelu (v smere osi $z$ )
$T_z$	[ N ]	- celková bočná sila (ťah modelu do drôtov)
$Y_P$	[ N ]	- vztlaková sila na pevných - nepohyblivých nosných plochách
$Y_K$	[ N ]	- výsledná vztlaková sila na pohyblivých nosných plochách – kormidlách
$Y_K$		- vztlaková sila vyvolaná pohyblivými časťami nosných plôch – kormidlami [ N ] ????
$Y_{PK}$	[ N ]	- výsledná vztlaková sila celej nosnej plochy
$\Delta Y_{PK}$	[ N ]	- prírastok vztlakovej sily
$Y_{Kz\acute{d}kl}$	[ N ]	- zložka aerodynamickej sily pôsobiaca priamo na kormidlá
$Y_{Kind}$	[ N ]	- indukovaná zložka aerodynamickej sily pôsobiaca na nepohyblivú časť nosnej plochy, vyvolaná kormidlami
$Y_{PKr}$	[ N ]	- reálna výsledná vztlaková sila na pevných i pohyblivých nosných plochách
$F_y$	[ N ]	- reakcia v hmotnom ťažisku modelu v smere osi $y$
$F_{ymech}$	[ N ]	- mechanická reakcia v ukotvení modelu v smere osi $y$
$F_{rd}$	[ N ]	- reakcia hmoty modelu pri pohybe po dráhe so zakrivením $r_d$
$r_Y$	[ m ]	- rameno ťažiska vztlakovej sily $Y$
$r_{Yp}$	[ m ]	- rameno ťažiska vztlakovej sily $Y_P$
$r_{Yk}$	[ m ]	- rameno vztlakovej sily $Y_K$
$r_{Yk}$		- rameno ťažiska vztlakovej sily vyvolanej pohyblivými časťami nosných plôch – kormidlami [ m ] ????
$r_{Ypk}$	[ m ]	- rameno ťažiska výslednej vztlakovej sily celej nosnej plochy
		<b>Ťažisko vztlakovej sily <math>Y_P</math> nazývame tiež neutrálny bod NB</b>
$r_{Ypk}$		- rameno ťažiska výslednej vztlakovej sily nosných plôch [ m ]
$r_{YPKr}$	[ m ]	- rameno ťažiska reálnej výslednej vztlakovej sily $Y_{PKr}$
$M_y$	[ N.m ]	- moment vztlakovej sily $Y$ , pôsobiacej vo vzdialenosti $r$ od hmotného ťažiska
$M_{Yp}$	[ N.m ]	- klopny moment vztlakovej sily pevnej nosnej plochy $Y_P$
$M_{YPr}$	[ N.m ]	- klopny moment reálnej výslednej vztlakovej sily pevných plôch
$M_{Yk}$	[ N.m ]	- klopny moment vztlakovej sily vyvolanej pohyblivou časťou nosnej plochy - kormidlom
$M_{YKr}$	[ N.m ]	- klopny moment reálnej výslednej vztlakovej sily kormidiel
$M_{Ypk}$	[ N.m ]	- klopny moment výslednej vztlakovej sily nosnej plochy
$M_{YPK}$		- klopny moment výslednej vztlakovej sily nosných plôch [ N.m ]
$M_{YPKr}$	[ N.m ]	- klopny moment reálnej výslednej vztlakovej sily
$\Sigma M = 0$		<b>- REÁLNY REGULAČNÝ ROZSAH</b>

#### Parametre letovej dráhy

$t$	[ s ]	- čas obletu jedného letového okruhu
$r_{do}$	[ m ]	- polomer letovej dráhy modelu
$r_{dy}$	[ m ]	- polomer zakrivenia dráhy v smere osi $y$
$r_z$	[ m ]	- polomer zakrivenia letovej dráhy modelu v smere osi $z$
$r_d$	[ m ]	- polomer zakrivenia letovej dráhy modelu
$\eta$	[ ° ]	- letová výška modelu nad horizontom

#### Parametre vztlakovej plochy

$Y_P = Y_K = \alpha = \delta = 0$		- stred súradnicového systému (pre symetrický profil)
$\delta = 0$		- rovina $\alpha$ ; $Y$
$\alpha = 0$		- rovina $\delta$ ; $Y$
$Y = 0$		- rovina $\alpha$ ; $\delta$
$f(Y_P)$		- vztlaková čiara pre $\delta = 0$
$Y_{Pmax}$		- maximum vztlakovej čiary $f(Y_P)$ , relatívne maximum vztlakovej sily $Y_{PK}$
$f(Y_{PK\alpha})$		- vztlaková čiara pre konštantné $\delta$
$f(Y_{PK\alpha max})$		- maximum vztlakovej čiary $f(Y_{PK\alpha})$ , relatívne maximum vztlakovej sily $Y_{PK}$

$H_{Y\alpha}$	- hranica dosiahnuteľných relatívne maximálnych síl $f(Y_{PK\alpha})$ , spojnice jednotlivých $Y_{PKmax.}$
$f(Y_K)$	- vztlaková čiara pre $\alpha = 0$
$Y_{Kmax.}$	- maximum vztlakovej čiary $f(Y_K)$ , relatívne maximum vztlakovej sily $Y_{PK}$
$f(Y_{PK\delta})$	- vztlaková čiara pre konštantné $\alpha$
$f(Y_{PK\delta max.})$	- maximum vztlakovej čiary $f(Y_{PK\delta})$ , relatívne maximum vztlakovej sily $Y_{PK}$
$H_{Y\delta}$	- hranica dosiahnuteľných relatívne maximálnych síl $f(Y_{PK\delta})$ , spojnice jednotlivých $Y_{PK\delta max.}$
$Y_{PKMAX.}$	- absolútne maximum vztlakovej sily $Y_{PK}$ , priesečník hraníc $H_{Y\alpha}$ a $H_{Y\delta}$
$f(Y_{PK})$	- vztlaková plocha ohraničená hranicami $H_{Y\alpha}$ a $H_{Y\delta}$

### Parametre pohonnej jednotky

$Pm$	[ kW ]	- využitelný výkon motora
$Mm$	[ N.m ]	- využitelný krútiaci moment
$n$	[ min <sup>-1</sup> ]	- otáčky motora
$kš$	[ - ]	- koeficient škrtenia množstva pohonnej zmesi
$Q$	[ m <sup>3</sup> .s <sup>-1</sup> ]	- množstvo nasávanej zmesi pri danej polohe šupátka
$Q_{max}$	[ m <sup>3</sup> .s <sup>-1</sup> ]	- maximálne množstvo nasávanej zmesi pri plne otvorenom šupátku
$\varphi_{opt}$	[ ° ]	- optimálny uhol nastavenia profilu daného rezu
$\alpha_{opt.}$	[ ° ]	- optimálny uhol nábehu profilu
$Vx$	[ m.s <sup>-1</sup> ]	- rýchlosťou dopredného pohybu modelu
$r$	[ m ]	- vzdialenosť daného rezu od osi otáčania
$n$	[ min <sup>-1</sup> ]	- frekvencia otáčania vrtule (motora)
$Sk$	[ m ]	- konštrukčné stúpanie vrtule
$Vk$	[ m.s <sup>-1</sup> ]	- konštrukčná letová rýchlosť vrtule (pri $\alpha = 0^\circ$ )
$ks$	[ - ]	- koeficient sklzu vrtule = $Vk/V$
$K_{Mv}$	[ - ]	- koeficient krútiaceho momentu vrtule
$\varphi$	[ ° ]	- uhol nastavenia profilu vrtule pre 0,75D
$Pv$	[ kW ]	- výkon (príkon) vrtule
$K_{Mv}$	[ - ]	- koeficient krútiaceho momentu vrtule
$K_{Fv}$	[ - ]	- koeficient ťahu vrtule
$ks$	[ - ]	- koeficient sklzu vrtule
$Fv$	[ N ]	- ťah vrtule
$\varphi$	[ ° ]	- uhol nastavenia profilu vrtule
$f$	[ s <sup>-1</sup> ]	- frekvencia tónu motora
$k_Q$	[ - ]	- koeficient dodávaného množstva paliva
$a$	[ m.s <sup>-2</sup> ]	- výsledné zrýchlenie pôsobiace na palivovú sústavu
$h$	[ m ]	- výška palivového stĺpca v nádrži v smere zrýchlenia
$h_{SBM}$	[ m ]	- výška sacieho bodu motora ( <b>SBM</b> ) v smere zrýchlenia
$p_t$	[ N.m <sup>-2</sup> ]	- relatívny pretlak privádzaný do nádrže zavzdušňovacou trubičkou
$p_s$	[ N.m <sup>-2</sup> ]	- relatívny podtlak v zúženom priereze difúzora – sací podtlak
$\rho$	[ kg.m <sup>3</sup> ]	- špecifická hmotnosť paliva
$k_{RQ}$	[ - ]	- koeficient regulácie dodávky paliva
$\Delta h$	[ m ]	- hodnota poklesu hladiny
$\Delta p_r$	[ N.m <sup>-2</sup> ]	- zmena regulačného tlaku
$\Delta a$	[ m.s <sup>-2</sup> ]	- zmena zrýchlenia
$k_h$	-	- koeficient naplnenia nádrže palivom [ - ]

### Parametre ovládania modelu

$PDX$	[ mm ]	- poloha ťažniaka (stred) vývodov pútačích drôtov
$n$	[ - ]	- počet pútačích drôtov
$d$	[ mm ]	- priemer pútačích drôtov
$l_z$	[ m ]	- priečna vzdialenosť hmotného ťažiska a koncových vedení ( = cca 0,5 rozpätia )
$KCO$	[ - ]	- kinematická citlivosť ovládania
$R_{K1}$	[ N ]	- aerodynamická sila na kormidlo – vztlakové klapky
$R_{K2}$	[ N ]	- aerodynamická sila na kormidlo – výškové kormidlo
$T_1$	[ N ]	- ťahová sila v ovládacom drôte č.1

$T_2$	[ N ]	- ťahová sila v ovládacom drôte č.2
$T_o$	[ N ]	- výsledná ovládacia sila
$T_z$	[ N ]	- výsledná odstredivá sila modelu
$SCO$	[ - ]	- silová citlivosť ovládania
$Mo$	[ N.m ]	- ovládací moment na ovládacej rukoväti
$Mo_{YK}$	[ N.m ]	- zložka $Mo$ závislá na vztlakových silách kormidiel
$Mo_{TZ}$	[ N.m ]	- zložka $Mo$ závislá na bočnom ťahu modelu
$MCO$	[ m <sup>-1</sup> ]	- momentová citlivosť ovládania ????