

Ing. Vlastimil VYKOUK

**AERODYNAMIKA
A
MECHANIKA
LETU
PRO
PILOTY
ZÁVĚSNÝCH
KLUZÁKŮ**

ÚV SVAZU PRO SPOLUPRÁCI S ARMÁDOU

OBSAH

1. Potřeba znalostí teoretických podmínek letu pro pilota závěsného kluzáku.....	7
1.1 O čem pojednává aerodynamika a mechanika letu.....	10
2. Vzdušné prostředí a vznik aerodynamických sil.....	12
2.1 Ovzduší Země a mezinárodní standardní atmosféra.....	12
2.2 Stav vzdušného prostředí, statický a dynamický tlak.....	12
2.3 Aerodynamická síla, vztlak a odpor.....	20
2.4 Vznik aerodynamické síly a vznik odporu.....	25
3. Aerodynamické vlastnosti profilu křídla.....	31
3.1 Profil křídla.....	31
3.2 Profil křídla u závěsných kluzáků typu Rogallo.....	34
3.3 Vznik vztlaku a odporu při obtékání profilu.....	35
3.4 Stanovení součinitelů vztlaku a odporu u různých profilů v aerodynamickém tunelu.....	37
3.5 Polára profilu.....	39
3.6 Klopivý moment a momentová křivka profilu.....	42
4. Aerodynamické vlastnosti křídla a kluzáku.....	45
4.1 Základní vlastnosti křídla.....	45
4.2 Geometrické zkroucení křídla.....	46
4.3 Vztlak křídla a indukovaný odpor.....	48
4.4 Aerodynamické síly působící na kluzák.....	50
4.5 Letová polára kluzáku.....	52
5. Mechanika letu kluzáku.....	54
5.1 Klouzavý let závěsného kluzáku.....	54
5.2 Klouzavý poměr - klouzavost.....	56
6. Pohyb kluzáku v prostoru.....	60
6.1 Rychlost klouzání.....	60
6.2 Rychlostní polára kluzáku.....	62

6.3 Pohyb kluzáku vůči Zemi za větru.....	64
7. Stabilita kluzáku.....	68
7.1 Co ovlivňuje stabilitu závěsného kluzáku.....	69
7.2 Vliv zkroucení křídla typu Rogallo na stabilitu kolem příčné osy.....	72
8. Řízení a ovládání kluzáku za letu.....	78
8.1 Řízení letu kluzáku působením aerodynamických sil, vznikajících výchylkou kormidla.....	78
8.2 Řízení kluzáku typu Rogallo přesouváním působíště tíhy pilota.....	78
8.3 Rozbor podmínek při ovládání kluzáku kolem příčné osy.....	80
8.4 Rozbor letu při zatáčení kluzáku.....	82
9. Strmý let s třepotáním potahu křídla.....	86
9.1 letový režim a jeho vznik.....	86
9.2 Možnosti zabránění vzniku a možnosti vyrovnání strmého třepotavého letu.....	87
9.3 Riziko přechodu kluzáku do obráceného přemetu.....	88
Přehled použitých označení.....	90
Použitá a doporučená literatura.....	92

1. POTŘEBA ZNALOSTÍ TEORETICKÝCH PODMÍNEK LETU PRO PILOTA ZÁVĚSNÉHO KLUZÁKU

Létání na závěsných kluzácích bylo úzce spjato s počátkem vývoje letadel. Kluzáky stavěné kolem r. 1895 0. Lilien-thalem umožňovaly při dobrých povětrnostních podmínkách pěkné lety. Měly však vážnou slabinu - nedostatečnou stabilitu, která stála Lilienthala život. Z podobných důvodů skončily neúspěšně i snahy dalších konstruktérů, i když ne vždy tak tragicky.

Je však pravděpodobné, že pokud by se snaha pozdějších kvalifikovaných konstruktérů obracela k sestrojení dobrého ultralehkého závěsného kluzáku, jistě by již tento typ dávno existoval.

Snahy konstruktérů byly však orientovány zcela opačně. Jejich cílem bylo dosažení co nejvyšší rychlosti umožňující praktické využití letadla.

Závěsný kluzák tedy musel počkat až na dobu, kdy rychlosti letadel několikanásobně překračují rychlost zvuku a paradoxní je, že teprve při hledání prostředků k návratu meziplanetárních těles na zem byl znovu vyhledán. I když nebyl pro tento záměr využit, je důležité, že byl znovu objeven. Nový závěsný kluzák, opatřený hrazdičkou a závěsem, získal větší stabilitu, a přihlédneme-li k jednoduché, levné a praktické skládací konstrukci, není divu, že získal oblibu mnoha lidí na celém světě.

Létání na závěsných kluzácích se v posledních letech velmi rozšířilo. Pořizovací cena kluzáku je přístupná každému a

vlastní létání není obtížné. Mnohému začátečníkovi se na druhý Si třetí pokus podaří pěkný let, který udivuje přihlížející a posiluje sebedůveru pilota. A zde právě začínají nebezpečná úskalí, která bohužel již v mnoha případech způsobila tragické následky.

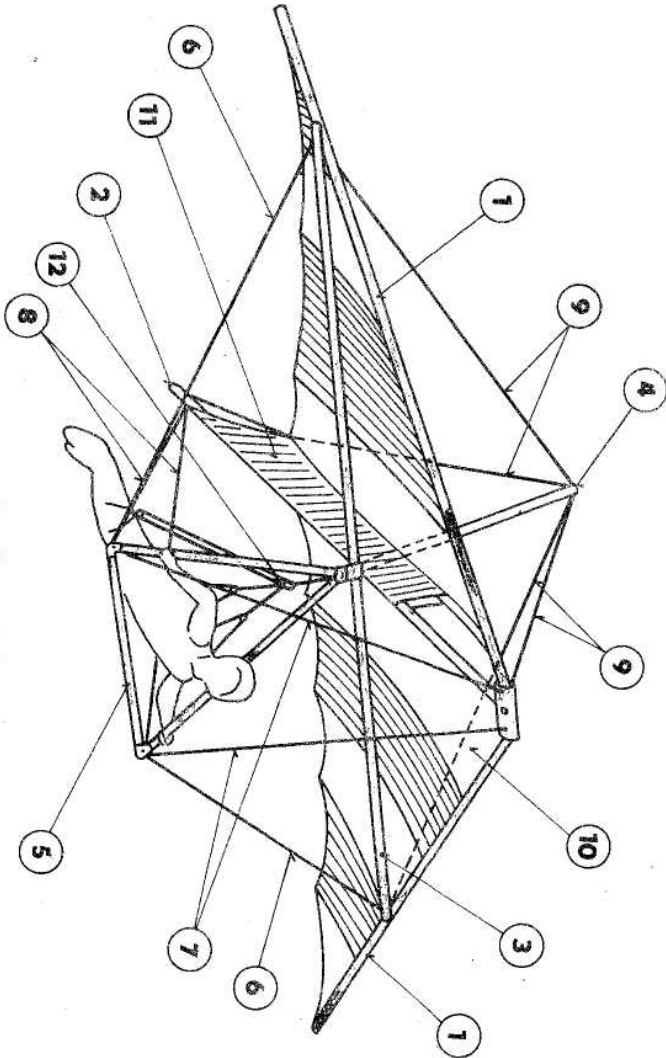
Je proto nutné si uvědomit, že i současné závěsné kluzáky nejsou ještě zdaleka dokonalé.

U naprosté většiny dosud létajících kluzáků mohou na-atať nebezpečné režimy letů, které lze jen velmi nesnadno vyrovnat. Závěsné kluzáky jsou dobře říditelné jen za velmi dobrých povětrnostních podmínek. Za ostatních okolností vyžadují, aby pilot dobře znal jejich letové možnosti, a tak předem čelil úskalím, které mu stroj vzdušné proudy, a byl schopen uvědoměle správným řízením na situaci reagovat.

Pro pilota závěsného kluzáku je proto důležitá znalost působení vzdušných sil na kluzák, a to nejen proto, aby správně reagoval při řízení, ale i proto, aby si byl schopen zvolit správný letový režim pro nejlepší využití vzdušného proudění. Tyto znalosti mu také dopomohou k lepšímu výkonu.

K tomuto účelu má sloužit tento stručný přehled zaměřený především na kluzáky s měkkým křídlem. Přehled není určen pro konstruktéry kluzáků, ale pro ty, kteří na nich chtějí dobře a bezpečně létat.

Na obr. 1 je znázorněn závěsný kluzák typu Rogallo současné konstrukce.



Obr. 1

Závěsný kluzák typu Rogallo současně konstrukce;

- 1 - náběžné nosníky, 2 - křílový nosník, 3 - příčník, 4 - stožár, 5 - křídlo,
6 - spodní boční zalanování, 7 - spodní přední zalanování, 8 - spodní zadní
zalanování, 9 - horní zalanování, 10 - potah křídla, 11 - kapsa potahu,
12 - závěsná karabína

1.1 0 Čem pojednává aerodynamika a mechanika letu

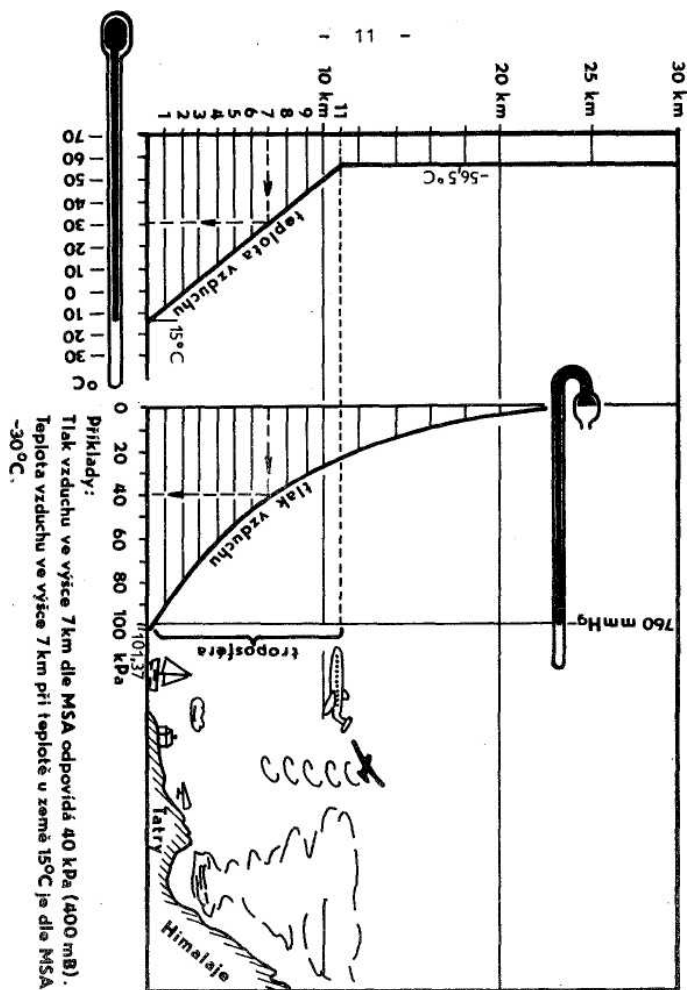
Aerodynamika je nauka zkoumající působení ovzduší na pohybující se tělesa. Umožňuje letci pochopit vznik sil působících na letadlo a osvětlit princip letu. Její znalost je základním předpokladem pro uvědomělé ovládání a řízení letadla.

Aerodynamika je dnes rozsáhlý vědní obor, který umožňuje definovat podmínky letu u jednotlivých modelů, skutečných motorových i bezmotorových letadel, i letadel létajících za zvláštních podmínek nadzvukovými rychlostmi.

Pokud však zůstaneme u letadel pohybujících se hluboko pod rychlostí zvuku, zjistíme, že všechny základní aerodynamické poučky platí stejně a neexistují žádné zvláštní aerodynamické zákony.

Využijeme-li zákonů aerodynamiky jako nástroje pro definování sil, které za letu na letadlo působí, můžeme se zabývat mechanikou letu.

Mechanika letu definuje výsledky vlivu aerodynamických sil, které vznikají na různých částech letadla. Jejím prostřednictvím lze posuzovat výkony letadla, jeho letové vlastnosti a chování za různých podmínek. Tyto výkony jsou odlišné u každého typu dnešních motorových letadel i kluzáků a jsou rozdílné i u závěsných kluzáků řízených změnou polohy pilota a vyznačujících se navíc ještě měkkým potahem křídla.



Obr. 2 Schématické znázornění průběhu statického tlaku a teploty v závislosti na výšce podle mezinárodní standardní atmosféry MSA

2. VZDUŠNÉ PROSTŘEDÍ A VZNIK AERODYNAMICKÝCH SIL

2. 1 Ovzduší Země a mezinárodní standardní atmosféra

Závěsné létání je vázáno na ovzduší zeměkoule, využívá jen nejspodnější vrstvy atmosféry zvané troposféra, která sahá v naší zeměpisné šířce do výše 11 000 m.

Aerodynamické síly vznikají pohybem letadla ve vzduchu. Vzduch však má vlastnosti, které se s teplotou, výškou a dalšími vlivy mění. Aby bylo možné údaje, výkony a výpočty letadel vzájemně srovnávat, byla zavedena pomyslná atmosféra, v níž je pro každou výšku stanovena určitá teplota, tlak i hustota vzduchu. Tato atmosféra se nazývá mezinárodní standardní atmosféra - MSA (obr. 2).

2. 2 Stav vzdušného prostředí, statický a dynamický tlak

Je-li vzdušné prostředí v klidu, má v každém místě podle MSA určitý statický tlak p a určitou hustotu ρ . Statický tlak, vznikající tíhou vzduchu nacházejícího se nad uvažovaným místem, představuje určitou míru statické energie, obdobně jako statický tlak vody v hloubce přehrady. Statická energie vzduchu umožňuje vznášení letadel, která jsou lehčí než vzduch (balóny a vzducholodě).

Je-li vzduch v pohybu, např. za větru, obsahuje ještě další formu energie, energii pohybovou - dynamickou. Mírou této dynamické energie je tzv. dynamický tlak q . Tento tlak si můžeme představit jako tlak, který vyvodí setrvačné síly.

pohybujících se částic vzduchu při jejich náhlém zastavení. Velikost dynamického tlaku q je dána vztahem

$$q = 1/2 \sigma v^2,$$

kde σ je hustota vzduchu [$\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$], v je rychlost proudění vzduchu [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$].

Vzdušné prostředí proudící plynule, bez překážek, bude tedy vykazovat určitou hodnotu statického tlaku p a určitou hodnotu dynamického tlaku q . Součet obou těchto tlaků dává množství mechanické energie prostředí, a zůstává v daném místě stálý (zákon o zachování energie) -

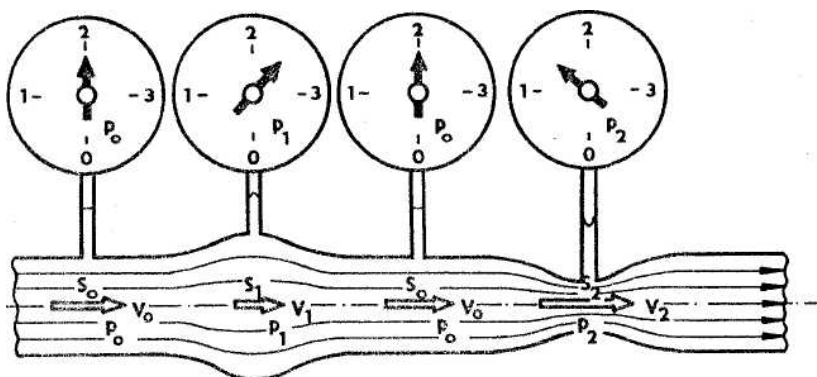
$$p + q = \text{stálý} - \text{konstantní}.$$

Dojde-li vlivem překážky ke změně rychlosti proudění, změní se v daném místě i hodnota dynamického tlaku. Má-li být zachována stálá hodnota součtu obou tlaků, dojde i ke změně hodnoty statického tlaku

$$p + q = p_1 + q_1 = \text{konstantní}.$$

Změny statického a dynamického tlaku lze prakticky znázornit na spojitém proudění tekutiny potrubím o měnícím se průřezu. Objem tekutiny protékající trubicí za jednotku času je dán součinem rychlosti tekutiny V a příslušného průřezu trubice o ploše S . Má-li být proudění spojité, musí být objem tekutiny protékající kterýmkoli místem trubice stejný a bude platit vztah

$$S \cdot V = \text{konstantní}.$$



Obr. 3 Proudění tekutiny trubicí s měnícím se průřezem;

S_0, S_1, S_2 - plocha průřezu trubice,

V_0, V_1, V_2 - rychlosti proudění tekutiny,

P_0, P_1, P_2 - hodnoty statického tlaku

Z obr. 3 vyplývá, že při zachování podmínky spojitého proudění tekutiny trubicí bude

$$S_0 \cdot V_0 = S_1 \cdot V_1 = S_2 \cdot V_2 = \text{konstantní},$$

kde S_0, S_1, S_2 jsou plochy průřezů trubic $[\text{m}^2]$,

V_0, V_1, V_2 jsou rychlosti proudění tekutiny v odpovídajících průřezích $[\text{ms}^{-1}]$

Z obr. 4 dále vyplývá, že v místě rozšíření trubice z průřezu S_0 na průřez S_1 nastane zpomalení proudění v poměru velikosti ploch a proudnice se zde rozšíří. Tímto zpomalením pohybu tekutiny stoupne v průřezu S_1 hodnota statického tlaku z p_0 na p_1 . V místě zúžení trubice na průřez S_2 musí naopak dojít ke zvýšení rychlosti tekutiny a proudnice se zde

zhustí. Potřebná energie na urychlení proudění tekutiny jde na úkor statického tlaku, který poklesne na hodnotu p_2 . Při velkém zúžení průřezu S_2 se přemění taková část statického tlaku na dynamický tlak, že zde může nastat i podtlak vůči atmosférickému tlaku (vodní vývěva).

Objasněné podmínky proudění platí jak v případě, že tekutinou bude voda, tak v případě, že tekutinou bude vzduch, pokud rychlosti proudění jsou hluboko pod rychlostí šíření zvuku, jak je tomu u závěsných kluzáků a sportovních motorových letadel.

Příklad:

2 Potrubí o průřezu $S_0 = 0,2 \text{ m}^2$ se zužuje na průřez

$S_1 = 0,1 \text{ m}^2$. Potrubím o širším průřezu proudí vzduch o statickém tlaku

$p_0 = 500 \text{ Pa}$ a o rychlosti $V_0 = 10 \text{ m.s}^{-1}$ (obr. 4).

a) Jaký je dynamický tlak q_0 v širším průřezu S_0 ?

$$Q_0 = 1/2 \cdot \rho \cdot V_0^2 = 0,6 \cdot 10^3 \cdot 100 = 60 \text{ [Pa]}$$

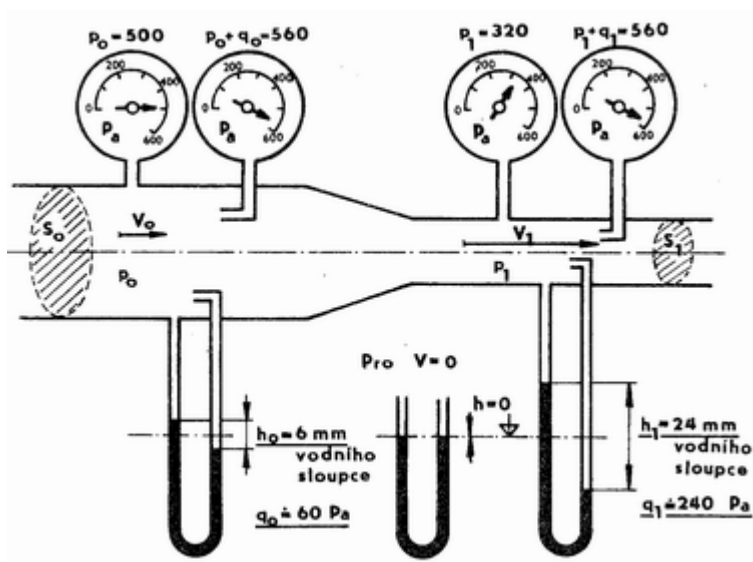
b) Jaká bude rychlost vzduchu a tlakové poměry v zúženém potrubí ?

Podmínka spojitého proudění vzduchu potrubím:

$$S_0 \cdot V_0 = S_1 \cdot V_1 = \text{konstantní} = 0,2 \cdot 10 = 2 \text{ [m}^3 \cdot \text{s}^{-1}\text{]}$$

Rychlost $V_1 = V_0 \cdot S_0/S_1 = 10 \cdot 0,2 / 0,1 = 20 \text{ [m.s}^{-1}\text{]}$

Dynamický tlak v zúženém místě $q_1 = 1/2 \cdot \rho \cdot v_1^2 = 0,6 \cdot 400 = 240 \text{ [Pa]}$



Obr. 4 Schématické znázornění změny rychlosti proudění
vzduchu a tlakových poměrů v zužujícím se potrubí;
 S_0, S_1 - plocha průřezu trubice, V_0, V_1 - rychlosti proudění
vzduchu, p_0, p_1 - statické tlaky v potrubí, q_0, q_1 - dynamické tlaky,
 h, h_0, h_1 - rozdíl výšky sloupce vody v tlakoměrné trubici
Z podmínky o zachování energie

$$p_0 + q_0 = p_1 + q_1 = \text{konstantní}$$

$$500 + 60 = p_1 + 240 = 560 \text{ [Pa]}$$

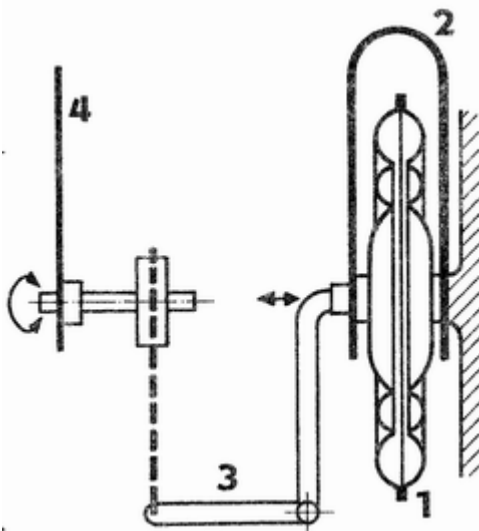
$$p_1 = 560 - 240 = 320 \quad \text{[Pa]}$$

Změny statického a dynamického tlaku s výškou a prouděním se využívá při konstrukci základních leteckých přístrojů.

Změny statického tlaku vzduchu s výškou se využívá pro měření výšek u výškoměru a barografů.

Vyškoměry

Jsou to přístroje, které na základě statického tlaku vzduchu určují výšku letadla. Jednoduché schéma výškoměru je na obr. 5. Ha tlakoměrnou krabici, ze které je odčerpán vzduch, působí tlak okolního vzduchu a opačně síla pružiny přístroje.



Obr. 5 Schéma -výškoměru:

1 - -tlakoměrná krabice, 2 - pružina, 3 - převod, 4 - ukazatel přístroje

V případě změny výšky se vnější statický tlak vzduchu změní, tlaková krabice se deformuje a deformace je převodem přenášena na ukazatel přístroje, jehož stupnice je ocejchována přímo v kilometrech výšky. Protože statický tlak vzduchu se nemění pouze s výškou, ale i s meteorologickou situací, bývají výškoměry opatřeny barometrickou korekcí, která umožňuje podle okamžitého atmosférického tlaku vzduchu přístroj přesně seřídit.

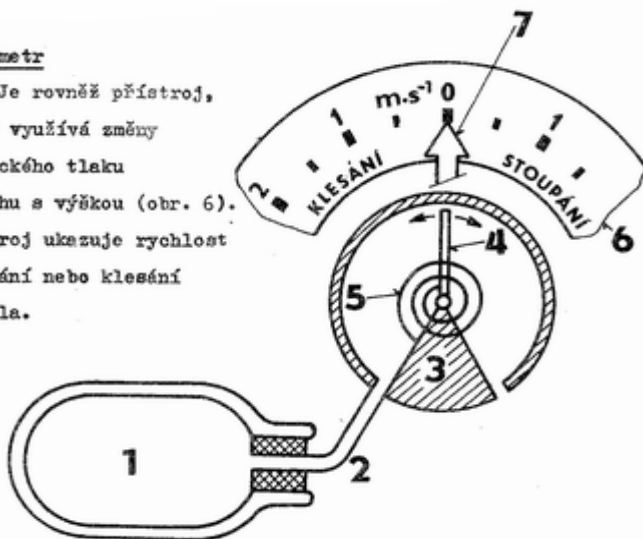
Barograf

Je v podstatě výškoměr, který dosaženou výšku zapisuje. Základem barografu je opět tlakoměrná krabice, jejíž deformace se mechanicky přenáší na zapisující pero. Toto se pohybuje

po válci, na němž je navinut pruh papíru. Při spuštění barografu se uvede do chodu hodinový stroj, který válcem otáčí. Ze zápisu barografu lze odečíst dosažené výšky nebo výšky v průběhu celého letu.

Variometr

Je rovněž přístroj, který využívá změny statického tlaku vzduchu s výškou (obr. 6). Přístroj ukazuje rychlost stoupání nebo klesání letadla.



Obr. 6 – Schéma klapkového variometru; 1 - termoláhev,
2 - trubice, 3 - těleso přístroje, 4 - klapka přístroje,
5 - vlasová pružina, 6 - stupnice, 7 – ukazatel

Při vodorovném letu, kdy tlak vzduchu v termoláhvi je vyrovnán s okolním tlakem, je otočně uložená klapka v přístroji držena ve střední poloze spirálovou pružinou. S klapkou spojený ukazatel je na stupnici v poloze nulového stoupání. V případě, že letadlo začne stoupat, okolní tlak vzduchu klesá a vzduch proudí z termoláhve trubicí do tělesa přístroje,

vychýlí klapku doprava a ukazatel přístroje se vychýlí a ukazuje stoupání letadla. Čím větší je stoupání, tím větší vzniká přetlak v termoláhvi a klapka i ukazatel přístroje se více vychyluje. Naopak při klesání letadla se okolní tlak vzduchu zvětšuje, vzduch proudí do prostoru přístroje a kolem klapky do termoláhve a vychyluje klapku a ukazatel přístroje doleva do směru klesání.

Citlivější než variometry klapkové jsou variometry elektronické, kde směr a rychlost proudění vzduchu mezi vnějším prostorem a termoláhvi se vyhodnocuje elektronicky.

Rychloměry

Pro měření rychlosti používáme změny tlaku vyvozené

Pitotovou nebo Venturiho trubicí.

Pitotova trubice (obr. 7)

Pracuje na principu měření dyna-

mického tlaku, který je závislý

na rychlosti letadla. V přední části

trubice, v místech, kde je proud

vzduchu zbrzděn na nulovou

rychlost, se snímá dynamický a statický tlak

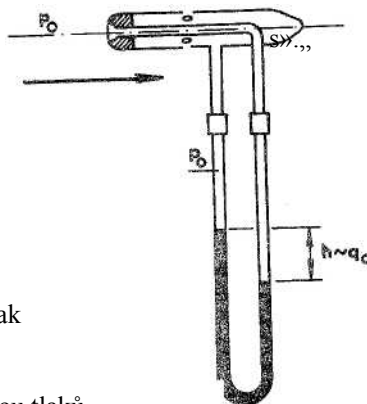
a v otvorech na boku trubice je

snímán tlak statický. Odečtením těchto dvou tlaků

(které je na obr. 7 provedeno pomocí kapalinového tlakoměru)

Obr. 7

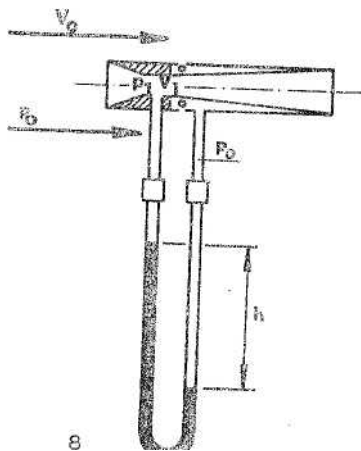
Pitotova trubice V_0 - rychlost proudění vzduchu, p_0 - statický tlak, h - rozdíl výšky sloupce vody v tlakoměrné trubici, q_0 - dynamický tlak



dostáváme dynamický tlak, s něhož můžeme určit rychlost letadla, případně oceňovat stupnici přímo v kilometrech za hodinu. Pitotova trubice je vzhledem k malému tlakovému rozdílu vhodná pro měření větších rychlostí.

b) Venturiho trubice (obr. 8)

Pracuje na principu poklesu statického tlaku se zvyšující se rychlostí. V místě zmenšeného průřezu se zvýší rychlost a poklesne statický tlak. Rozdíl tlaku v zuženém místě a tlaku okolního vzduchu, který je opět snímán na povrchu trubice, je úměrný rychlosti. U praktického provedení rychloměrů se místo kapalinových tlakoměrů používají tlakoměry s kovovou tlakoměrnou krabicí (podobně jako u výškoměrů).

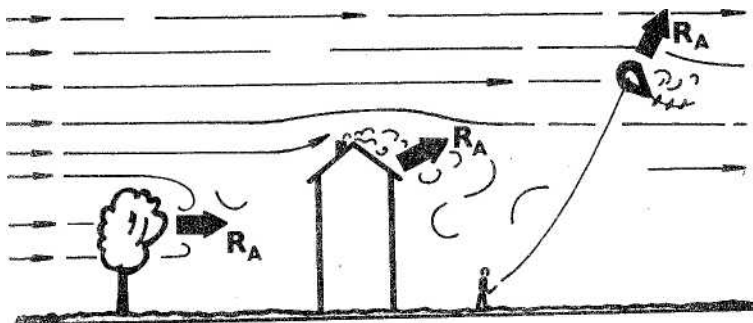


Obr. 8 Venturiho trubice; V_0 - rychlost proudění vzduchu, V_1 - rychlost proudění vzduchu v zúženém místě trubice, P_0 P_1 - statické tlaky, h - rozdíl výšky sloupce vody v tlakoměrné trubici (rozdíl statických tlaků).

3. 3 Aerodynamická síla, vztlak a odpor

Pohybuje-li se těleso prostředím, v našem případě vzduchem, je jeho pohyb brzděn částicemi vzduchu, které jsou na dráze jeho pohybu. Těleso na částice vzduchu působí a přemísťuje je tak, aby mu umožnily průchod. Má-li být pohyb tělesa v tomto prostředí zachován, je třeba na těleso působit silou,

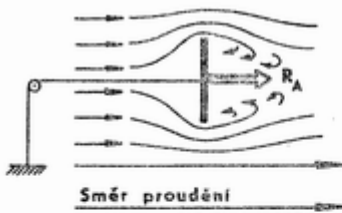
kteřá překoná brzdící účinek prostředí a těleso prostředím protlačí. Nezáleží na tom, zda se pohybuje těleso v klidném prostředí, nebo je-li těleso v klidu a pohybuje se okolní vzduch. Výsledná síla, kterou je třeba v klidném prostředí na těleso působit, abychom zachovali jeho pohyb, je nazývána výsledná aerodynamická síla R , (obr. 9). Jak je znázorněno na obrázku, brání proudění vzduchu v pohybu strom. Vzniká aerodynamická síla, která působí ve směru proudění vzduchu a strom ohýbá. Podobně potom, ovšem jiným směrem působí, aerodynamická síla na dům nebo na zakotveného draka.



Obr. 9 Vznik aerodynamických sil působením větru na překážky; R - výsledná aerodynamická síla.

Aerodynamické síly tedy vznikají při obtékání vzduchu kolem těles. Při obtékání těles symetrického tvaru, jejichž osa symetrie je shodná se směrem proudění vzduchu, vzniká výsledná aerodynamická síla rovnoběžná se směrem proudění vzduchu (obr. 10).

Při obtékání nesymetrických těles nebo symetrických těles, jejichž osa symetrie není shodná se směrem proudění,



Obr. 10 Směr a smysl působení výsledné aerodynamické síly na kruhovou desku orientovanou kolmo na směr proudění; R_A - výsledná aerodynamická síla



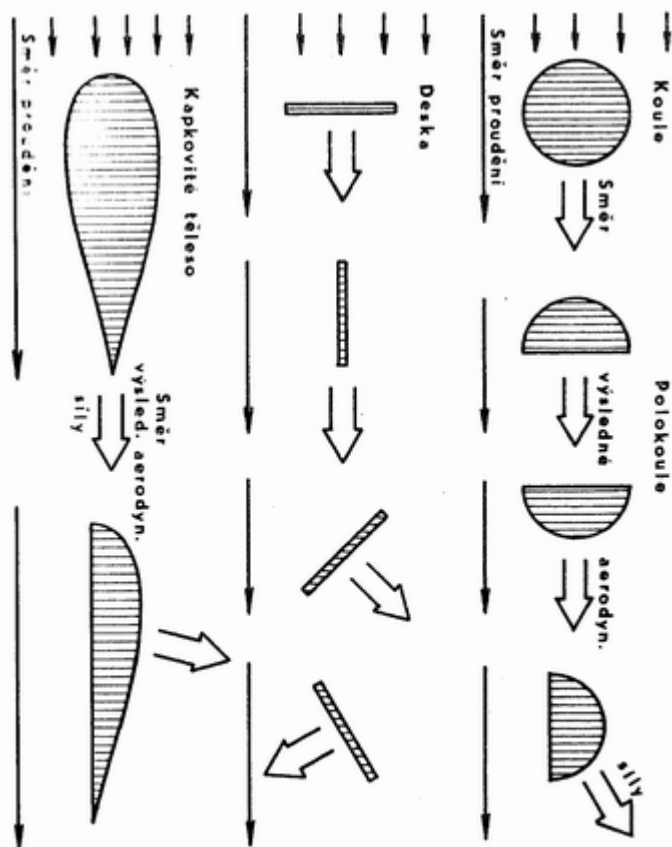
Obr. 11 Směr a smysl působení výsledné aerodynamické síly na kruhovou desku postavenou šikmo ke směru proudění; R_A - výsledná aerodynamická síla

vzniká výsledná aerodynamická síla, které Je odkloněna od směru proudění. Jak Je vidět, mohou vzniknout výsledné aerodynamické síly působící nejrůznějšími, směry (obr. 11 a 12).

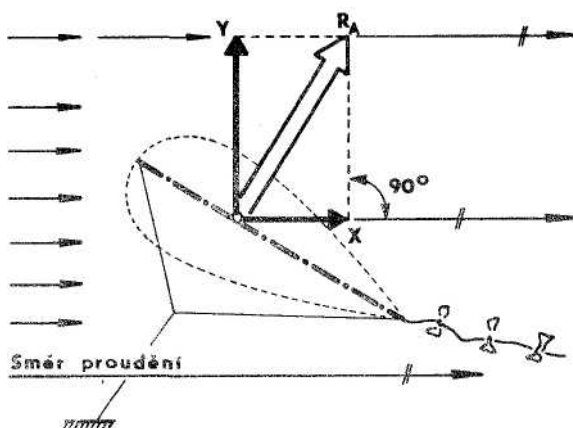
Aby bylo možné aerodynamické síly porovnávat nebo slučovat s dalšími silami, byly zvoleny dva směry, do nichž jsou aerodynamické síly rozkládány. Jsou to:

- směr rovnoběžný se směrem proudění; síly působící v tomto směru představují tu složku výsledné aerodynamické síly, která obvykle působí proti pohybu tělesa a představuje odpor tělesa

- směr kolmý na směr proudění; síly působící v tomto směru představují tu složku aerodynamické síly, která působí vzhůru nebo dolů a představuje vztlak tělesa (obr. 13).



Obr. 12 Schematické znázornění směru působení výsledné aerodynamické síly; a - na kouli, b - na kruhovou desku, c - na kapkovité těleso

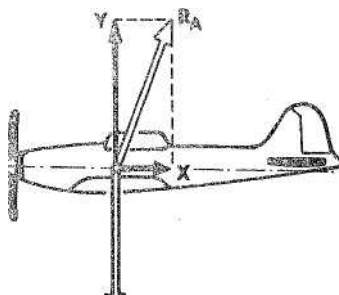


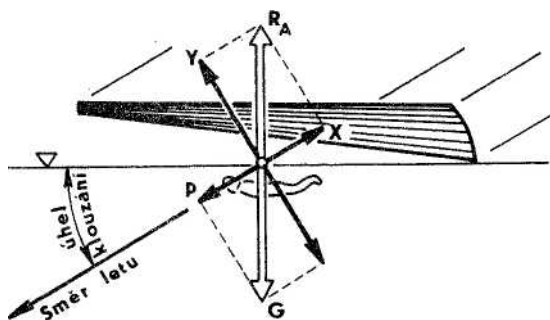
Obr.13 Rozklad výsledné aerodynamické síly R; X – odpor, Y – vztlak

Vztlak vznikající při obtekání křídla letadla, prokonává tíhu letadla a umožňuje let letadla těžšího vzduchu. Současně se vztlakem vzniká odpor, který působí proti směru pohybu, a je nutné jej za letu překonávat. U motorového letadla za vodorovného letu je odpor překonáván tahem vrtule (obr. 14). U kluzáku je odpor překonáván složkou tíhové síly působící ve směru nakloněné dráhy letu (obr. 15).

Obr. 14

Síly působící na motorové letadlo při vodorovném letu; R, - výsledná aerodynamická síla, Y - vztlak, X – odpor letadla, G - tíže letadla, P - tah vrtule





Obr. 15 .

Síly působící na
závěsný kluzák včetně
pilota při přímém
rovnoměrném
klouzavém letu; R_A -
výsledná
aerodynamická síla, G

- tíže závěsného kluzáku a pilota, X - odpor kluzáku, P - složka tíže kluzáku
a pilota ve směru letu, Y - vztlak

To znamená, že kluzák musí při volném letu stálou rychlostí
plynule klesat a výšku může získat jen tehdy, jestliže ostatní vzduch
vystupuje vzhůru větší rychlostí, než je vlastní rychlost klesání kluzáku.

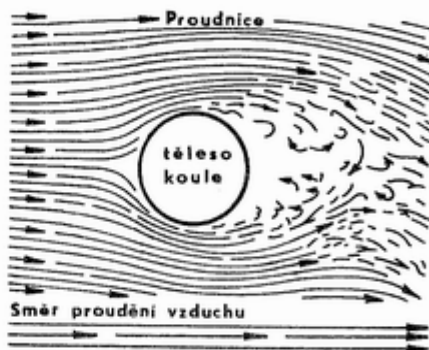
2. 4 Vznik aerodynamické síly a vznik odporu.

Při proudění vzduchu kolem tělesa lze sledovat dráhy jednotlivých
vzduchových částic, které vytvářejí proudnice. Prakticky je možné
proudnice pozorovat zavedením pramének kouře do vzduchu před tělesem.
Uspořádání drah proudnic při obtékání koule je schematicky znázorněno na
obr. 16.

Na přední straně tělesa dochází ke vzrůstu statického tlaku a na
zadní straně, kde vzduch víří, naopak k poklesu statického tlaku. Působením
těchto tlakových rozdílů vzniklých v důsledku dynamického pohybu kolem
tělesa vznikne síla neboli odpor, který působí ve směru proudění. Vedle
tohoto tzv. tvaro-

vého odporu vzniká ještě síla vlivem přímého tření vzduchových částic o povrch tělesa. Obě tyto síly tvoří výsledný odpor tělesa.

Obr. 16
Znázornění proudnic
při obtékání koule



Velikost odporu závisí na:

- průřezu tělesa S (průmět tělesa ve směru proudění),
- vhodnosti aerodynamického tvaru tělesa vyjadřovaného součinitelem odporu C_x ,
- dynamickém tlaku q , který zahrnuje vliv rychlosti proudění a hustoty vzduchu.

Hodnota odporu X bude:

$$X = C_x \cdot q \cdot S \quad [\text{m}]$$

kde C_x je součinitel odporu (z tabulek),

$$q = 1/2 \sigma v^2,$$

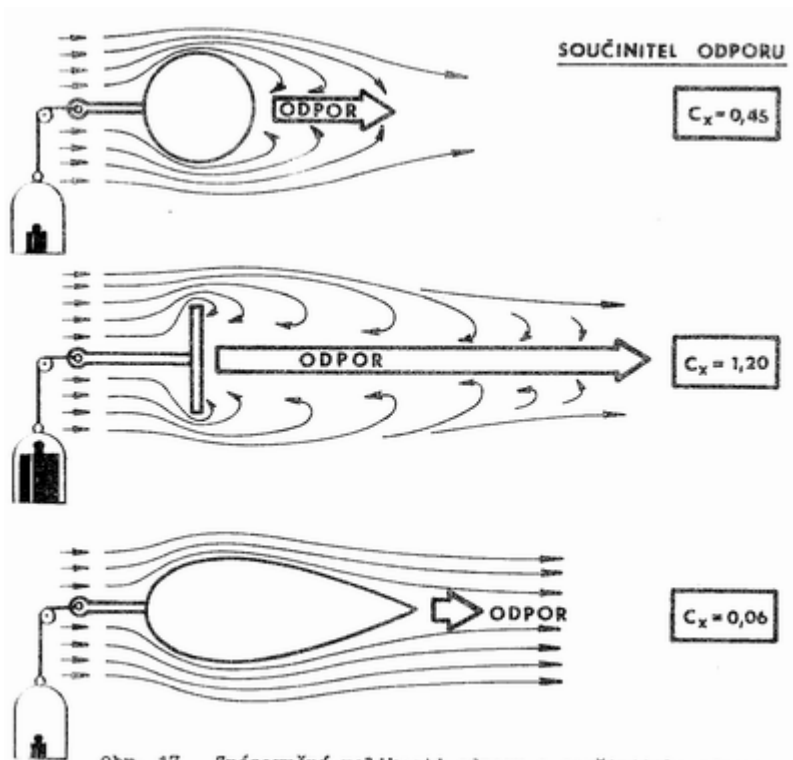
ρ je hustota vzduchu $[\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}]$, pro vzduch u země, podle

MSA je $\rho = 1,225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$,

V je rychlost proudění $[\text{m} \cdot \text{s}^{-1}]$,

S je plocha průmětu tělesa $[\text{m}^2]$.

Součinitel odporu C_x se stanoví pomocí modelů určitých tvarů (např. koule, deska, vřeteno) vystavených působení proudícího vzduchu. Modely jsou ofukovány proudem vzduchu určité rychlosti. Jak je znázorněno na obr. 17, bude na model za těchto podmínek působit aerodynamická síla - odpor, jehož velikost lze určit zjištěním hmotnosti. Vydělíme-li získanou



Obr. 17 Znázornění velikosti odporu a součinitele odporu různých těles

hodnotu odporu plochou průmětu tělesa S a dynamickým tlakem q obdržíme součinitel odporu

$$C_x = X / (S \cdot q)$$

Takto získaný součinitel odporu C odpovídá určitému tvaru a velikosti modelu a určité rychlosti proudícího vzduchu. Při změnách podmínek bude mít i součinitel odporu jinou hodnotu. Součinitele odporu lze tedy použít jen při podmínkách, při kterých byl měřen. Pro vyjádření podmínek podobnosti je využíváno tzv. Reynoldsovo číslo Re .

$$Re = 1/\nu \cdot v \cdot l$$

kde V je rychlost pohybu [$m \cdot s^{-1}$]

l je charakteristický rozměr (hloubka) [m],

ν je kinematická viskozita vzduchu. Pro vzduch u Země je její převrácená hodnota $1/\nu = 69\,000$.

Součinitele odporu C_x jsou pro různé tvary uváděny v tabulkách současně a hodnotami odpovídajícího Reynoldsova čísla (obr. 18).

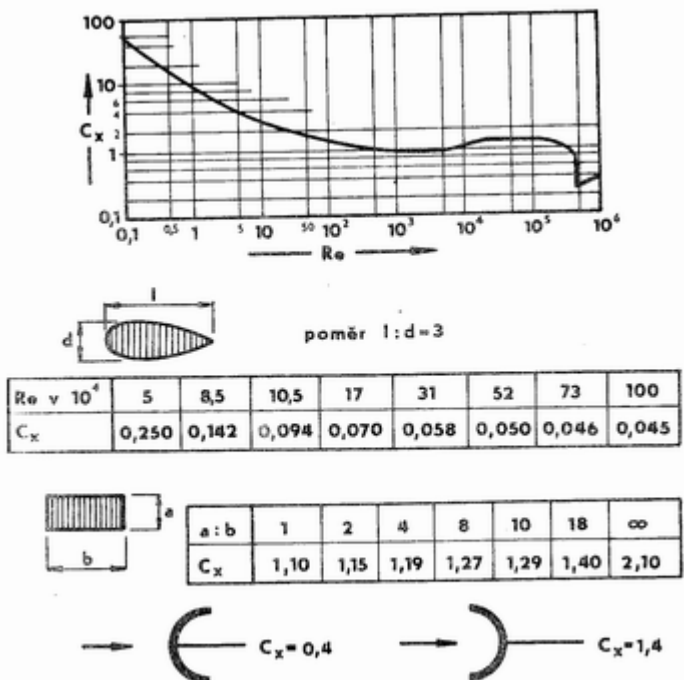
Použití součinitelů odporu C_x odečtených z diagramů a tabulek pro stanovení odporu uvádí následující příklady výpočtu odporu příčnicku závěsného kluzáku.

Příklady:

Jaký odpor působí příčník závěsného kluzáku o délce 5 m, kolmý ke kýlové trubce, zhotovený z duralové trubky $\varnothing 45$ mm, při rychlosti letu $36 \text{ km} \cdot \text{hod}^{-1} = 10 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$.

-1

Re pro kruhovou trubku $\varnothing 0,045$ m a rychlost $V = 10 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ $Re = 69\,000 \cdot V \cdot l = 69\,000 \cdot 10 \cdot 0,045 = 31\,000$ C_x pro válec (odečteno z diagramu) je cca 1,2;



Obr. 18 Tabulky hodnot součinitelů odporu některých těles

Obr. 18 Tabulky hodnot součinitelů odporu některých těles

plocha průřezu je $0,225 \text{ m}^2$

$$\text{Odpor } X = C_x \cdot q \cdot S = C_x \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot s =$$

$$= 1,2 \cdot \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 100 \cdot 0,225 = 16,5 \text{ [N]}$$

Jak se sníží odpor zakapotováním průřezu kapkovým profilem o poměru $1 : d = 3$ (průměr d zůstává prakticky $0,045 \text{ m}$). Re pro kapkovitý profil o délce $l = 0,135 \text{ m}$ a rychlosti

$$V = 10 \text{ m.s}^{-1}$$

- 30 -

$$Re = 69\,000 \cdot 10 \cdot 0,135 = 93\,000$$

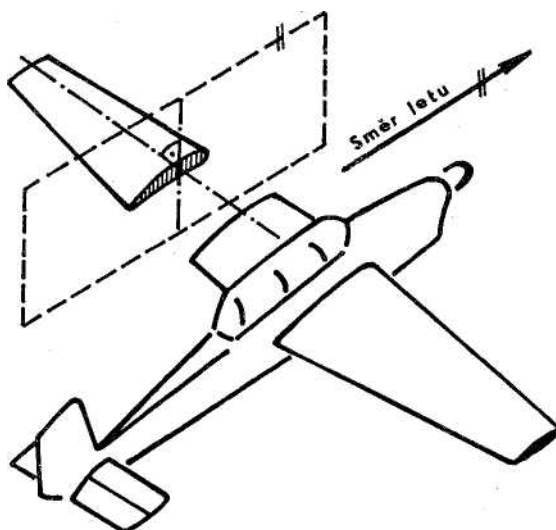
C_x pro kapkový profil při $Re = 93\,000$ (odečtený z tabulky) je cca 0,12,

Odpor $X = 0,12 \cdot 1/2 \cdot 1,225 \cdot 100 \cdot 0,225 = 1,65$ [N] Zakapotováním příčniku klesne jeho odpor přibližně na jednu desetinu.

3. AERODYNAMICKÉ LASTNOSTI PROFILU KŘÍDLA

3. 1 Profil křídla

Pod pojmem profil křídla rozumíme plochu řezu křídla rovnou s proudnicemi a kolmou na plochu - základní rovinu křídla (obr- 19).



Obr. 19 Řez křídlem
letadla - profil křídla

Profily křídel mohou mít různý tvar. Sledujeme-li profily křídel ptáků pohybujících se převážně po zemi, zjišťujeme, že mají profil křídel tenký a zakřivený (např. koroptev). Naproti tomu ptáci, kteří jsou dobrými plachtaři, mají křídla delší a užší a tlustým profilem (např. racek nebo albatros, obr. 20).

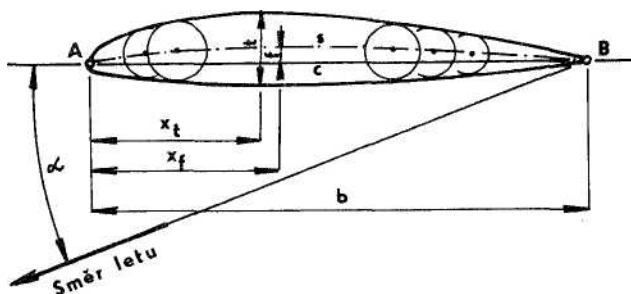


Obr. 20 Profily křídel některých ptáků; a - koroptev, b - racek, c – albatros

Základními znaky tvaru profilu křídla jsou horní a spodní obrys, náběžný a odtokový bod. Spojnice náběžného a odtokového bodu se nazývá tětiva profilu a vzdálenost náběžného a odtokového bodu udává hloubku profilu. Střední křivka profilu vznikne spojením středů kružnic vepsaných do obrysu profilu. U střední křivky profilu je důležité velikost a poloha jejího největšího prohnutí od tětivy profilu.

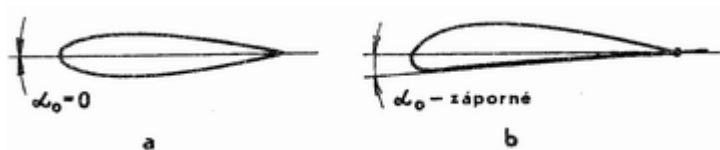
Tloušťka profilu se mění a hloubkou profilu. Její hodnota se obvykle udává v procentech hloubky profilu.

Úhel náběhu profilu je dán úhlem, který svírá směr proudu vzduchu s tětivou profilu (obr. 21).



Obr. 21 Základní znaky profilu křídla; A - náběžný bod, B - odtokový bod, c - tětiva profilu, s - střední křivka profilu, t - maximální tloušťka profilu, f - maximální prohnutí, x_t - vzdálenost maximální tloušťky, x_f - vzdálenost maximálního prohnutí, b - hloubka profilu, α - úhel náběhu

U profilu křídla je třeba se ještě zmínit o úhlu náběhu, při němž nevzniká na křídle vztlak. Nazývá se úhel nulového vztlaku α_0 (obr. 22). Z obrázku je patrné, že úhel nulového

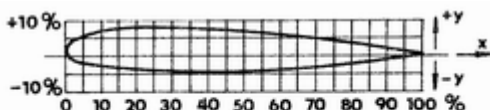


Obr. 22 Úhel nulového vztlaku profilu a - profil symetrický, b - profil zakřivený

vztlaku je u symetrických profilů roven 0 a u profilu zakřivených má zápornou hodnotu.

Tvar profilu

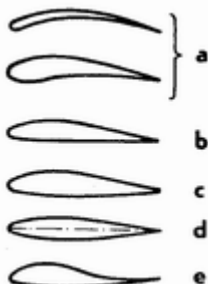
Charakteristickými znaky tvaru profilu jsou především jeho maximální tloušťka, tvar a prohnutí střední křivky. Vlastní geometrický tvar profilu bývá určen souřadnicemi (obr. 23).



x	0	1,25	2,50	5,00	10	15	20	25	30
y ₁	-	2,07	3,61	4,91	5,80	7,19	7,50	7,60	7,55
y ₂	-1	-1,23	-1,71	-2,26	-2,61	-3,50	-3,97	-4,28	-4,46

x	40	50	60	70	80	90	95	100
y ₁	7,14	6,41	5,57	4,36	3,08	1,68	0,92	-
y ₂	-4,48	-4,17	-3,67	-3,00	-2,16	-1,23	-0,70	0

Obr. 23 Tabulka souřadnic a tvar profilu NACA 23012

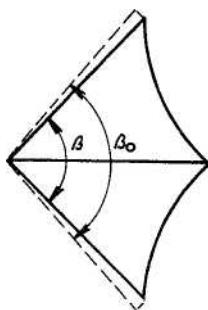


Obr. 24

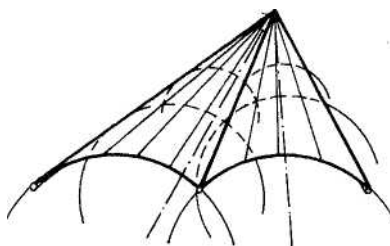
Hlavní tvary profilů křídel používaných u letadel; a - profil se spodní vydutou plochou, b - profil se spodní rovinnou plochou, c - profil se spodní vypuklou plochou, d - profil souměrný, e - profil tvaru S

3. 2 Profil křídla u závěsných kluzáků typu Rogallo

Křídla závěsných kluzáků se skládají obvykle ze tří paprskovitě uspořádaných nosníků opatřených měkkým potahem. Potah přesahuje konstrukci kluzáku tak, že jeho vrcholový úhel je o několik stupňů větší než úhel, který svírají krajní nosníky (obr. 25). Při ofukování takto provedeného křídla proudem vzduchu se potah vytvaruje do dvou kuželů (obr. 26). Řezem potahu křídla rovinou rovnoběžnou se středním nosníkem a kol-

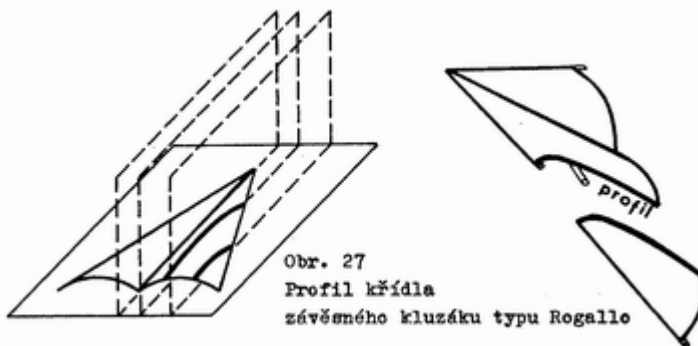


Obr. 25 Přesah potahu u závěsných kluzáků typu Rogallo



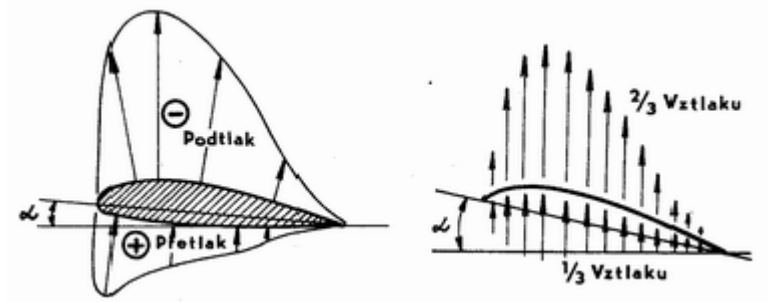
Obr. 26 Vytvarovaný potah křídla závěsného kluzáku typu Rogallo

mou na přížnou spojnici nosníků obdržíme profil křídla závěsného kluzáku (obr. 27).



3.3 Vznik vztlaku a odporu při obtékání profilu

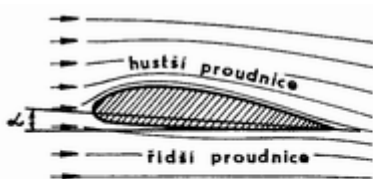
Při proudění vzduchu kolem profilu vzniká nad horním povrchem vlivem zrychleného proudění podtlak, který přisává křídlo směrem vzhůru. Pod spodním povrchem křídla dochází ke zpoma-



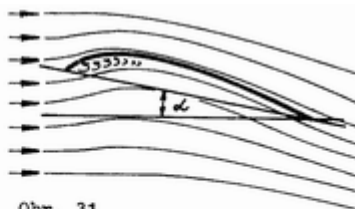
Obr. 28 Rozložení přetlaku a podtlaku kolem profilu křídla; α – úhel náběhu

Obr. 29 Znáznornění podílu vztlaku na spodním a vrchním povrchu křídla; α – úhel náběhu

lení proudění a vzniká zde přetlak, který zespodu křídlo nadnáší. Oba tyto vlivy společně vytvářejí vztlak profilu. Přisávání horního povrchu profilu představuje při větších úhlech náběhu zhruba dvě třetiny celkového vztlaku.(obr. 28 a 29).

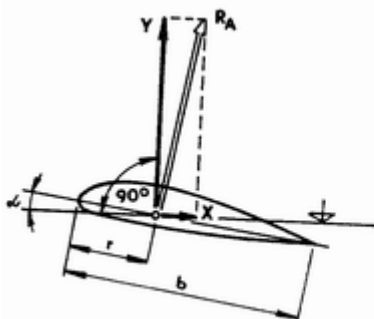


Obr. 30
Obtékání profilu křídla při
malých úhlech náběhu;
 α - úhel náběhu



Obr. 31
Obtékání tenkého zakřiveného
profilu křídla;
 α - úhel náběhu

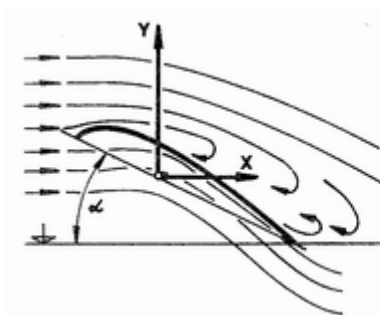
S měnícím se úhlem náběhu profilu křídla se mění i hodnoty vztlaku Y a odporu X . Méně zakřivené profily jsou při malých hodnotách úhlu náběhu plynule obtékány, a proto vykazují i velmi malé hodnoty odporu (obr. 30). Tenké a značně zakřivené profily, jako např. profily kluzáků typu Rogallo, jsou plynule obtékány při středních a vyšších úhlech náběhu.



Obr. 32
Znáznornění poměru vztlaku
a odporu při plynulém obtékání
profilu a při malých úhlech
náběhu; Y - vztlak, R_A - vý-
sledná aerodynamická síla,
 X - odpor křídla, α - úhel
náběhu, r - vzdálenost půso-
biště výsledné aerodynamické
síly, b - hloubka křídla

Při malých úhlech náběhu se za náběžnou hranou na spodní straně křídla vytváří víření, které zvyšuje odpor profilu (obr. 31).

Při velkých hodnotách vztlaku a úhlu náběhu dochází u obou druhů profilů k poruše plynulého obtékání horního povrchu křídla. Nastane odtržení proudnic od povrchu a vzniká víření. Podstatně poklesne vztlak, narůstá odpor křídla (obr. 32 a 33) a mění se jeho klopivý moment.



Obr. 33
Znázornění poměru vztlaku a odporu při velkém úhlu náběhu, kdy dochází k odtrhávání proudnic nad horním povrchem křídla; Y - vztlak, X - odpor křídla, α - úhel náběhu

3.4 Stanovení součinitelů vztlaku a odporu u různých profilů v aerodynamickém tunelu

Křídlo se zkoušeným profilem se v aerodynamickém tunelu upevní na táhla váhy a vystaví se proudu vzduchu. Z hodnot vztlaku Y a odporu X získaných ofukováním při různých úhlech

náběhu se určí součinitele C_y a C_x pro daný profil (obr. 34).

$$\text{Vztlak } Y = C_y \cdot q \cdot S \text{ [N]}$$

kde Y je vztlak [N]

$$\text{Součinitel } C_z = Y/(q \cdot S)$$

C_y je součinitel vztlaku

$$\text{Odpor } X = C_x \cdot q \cdot S$$

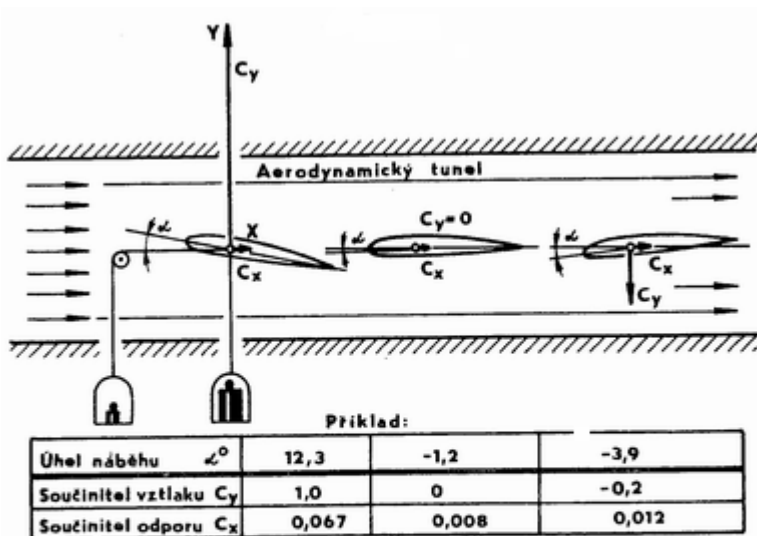
q je dynamický tlak [Pa]

$$\text{Součinitel } C_x = X/(q \cdot S)$$

kde X je odpor [N]

C_x je součinitel odporu

S je plocha [m²]



Obr. 34 Schematické znázornění principu měření hodnot vztlaku a odporu v aerodynamickém tunelu; α - úhel náběhu, Y - vztlak křídla, X - odpor křídla, C_x - součinitel odporu, C_y - součinitel vztlaku

Získané hodnoty však platí jen pro podobné podmínky, při kterých bylo měření provedeno. To znamená při určité hodnotě proudění a určité velikosti (hloubce) modelu křídla.

Tyto podmínky, jak již bylo uvedeno, jsou vyjadřovány Reynoldsovým číslem, jehož hodnota je u výsledků měření a definovaných součinitelů C_y a C_x vždy uváděna.

Navrhováním a měřením profilů se zabývají specializované ústavy, vybavené aerodynamickými tunely. Jednotlivé profily jsou pak obvykle označovány zkratkou názvu ústavu a číslem. Např. NACA, Go (Göttingen) a podobně.

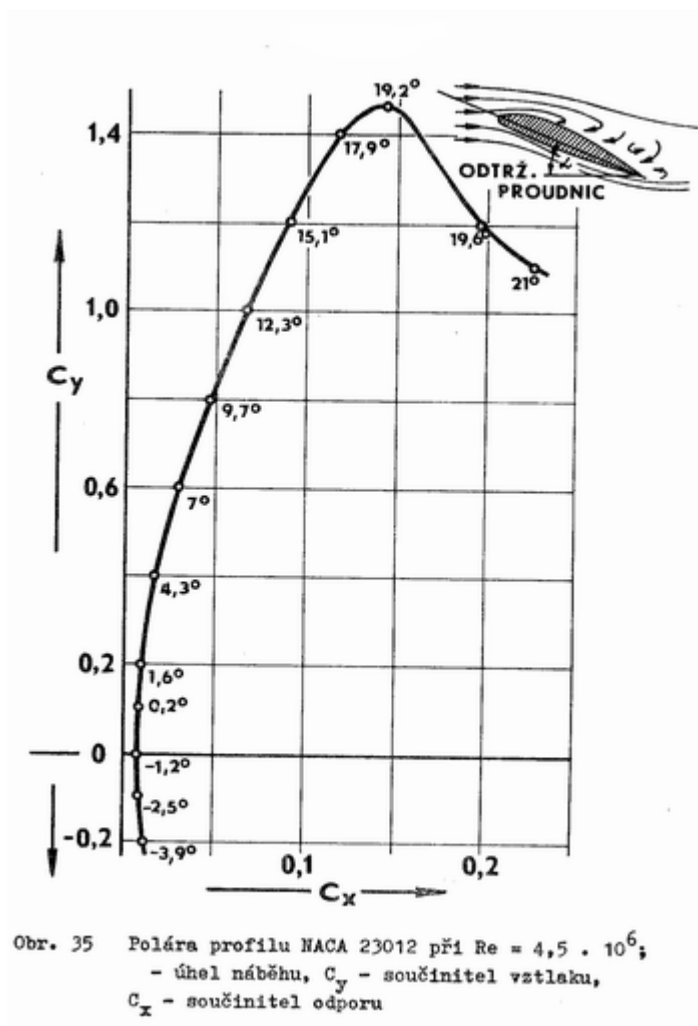
3. 5 Polára profilu

Vynesením hodnot součinitelů vztlaku C_x a odporu C_y pro jednotlivé úhly náběhu do grafů tak, že na svislou osu vynášíme součinitele vztlaku a na vodorovnou osu pak hodnoty součinitele odporu, dostáváme body, jejichž, spojením vznikne křivka zvané polára profilu.

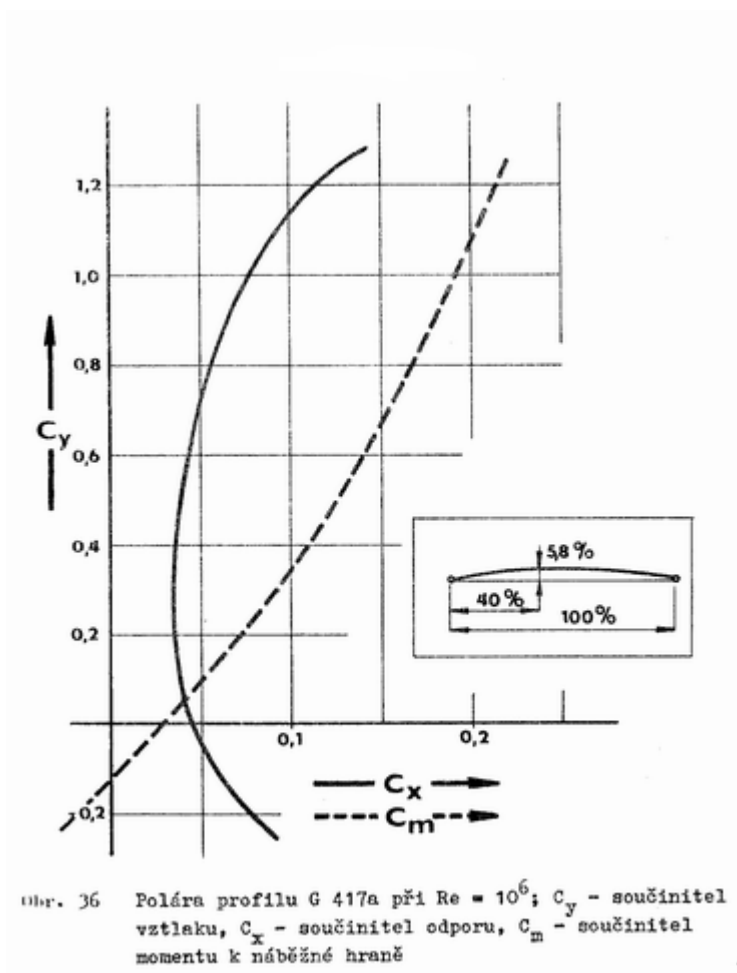
Každý bod na této křivce odpovídá určitému úhlu náběhu a je přesně určen dvojicí svých součinitelů C_y a C_x . Tak například pro sestrojení poláry profilu NACA 23012 měřeného při Reynoldsově čísle 4 300 000 (obr. 35) bylo použito naměřených hodnot z následující tabulky:

α	-3,9	-2,5	-1,2	+0,2	1,6	4,3	7,0
C_y	-0,2	-0,1	0,0	+0,1	0,2	0,4	0,6
C_x	0,012	0,009	0,008	0,008	0,009	0,017	0,030
α	9,7	12,3	15,1	17,9	19,2	19,6	21,0
C_y	0,8	1,0	1,2	1,4	1,46	1,20	1,10
C_x	0,047	0,067	0,093	0,126	0,144	0,197	0,229

U průběhu poláry je patrné, že i při menších záporných úhlech náběhu má profil ještě kladný vztlak, to znamená, že nulový vztlak neodpovídá nulovému úhlu náběhu. Poněvadž má profil při každém úhlu náběhu určitý odpor, nemůže polára nikdy procházet pólem - průsečíkem os. Horní část poláry ukazuje, že vztlak se zvětšováním úhlu náběhu narůstá jen do určitého úhlu (např. 19,2°). Při dalším zvyšování úhlu náběhu dochází k odtržení proudnic od horního povrchu křídla. Hodnota vztlaku klesá a silně narůstá hodnota odporu.



Na obr. 36 je znázorněna polára profilu Go 417 a při Reynoldsově čísle 1 000 000. Tento profil je podobný profilu

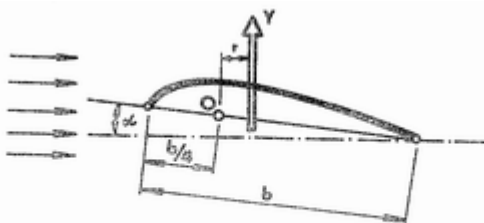


vytvořenému potahem kluzáků typu Rogallo. V diagramu je znázorněn též průběh klopivého momentu profilu k náběžné hraně.

3. 6 Klopivý moment a momentová křivka profilu

Kromě vztlaku a odporu bude na každý profil působit ještě moment těchto aerodynamických sil, kterým je profil sklápěn. Vzhledem k zanedbatelnému momentu, který může vyvolávat odpor profilu, můžeme si vznik klopivého momentu představit podle obrázku 37. Moment uvažujeme k libovolně zvolenému bodu O na těživě profilu. Klopivý moment je tvořen výsledným vztlakem Y působícím na rameni r.

$M = Y \cdot r$, kde M je klopivý moment.



Obr. 37 Znáznornění výsledného vztlaku a ramene vytvářejících klopivý moment ke zvolenému bodu O; Y - vztlak, r - rameno, b - hloubka křídla, α - úhel náběhu

Velikost momentu se bude měnit s úhlem náběhu, neboť se mění jak velikost výsledného vztlaku, tak i jeho působíště. Hodnoty momentu pro určitý profil jsou zjišťovány společně se součinitelem vztlaku a odporu v aerodynamickém tunelu. Stanovené hodnoty součinitele momentu C_m jsou promítány do polárního diagramu profilu v závislosti na součiniteli vztlaku C_y . Dostáváme tak momentovou křivku profilu.

Hlavní význam momentové křivky profilu spočívá v tom, že její pomocí lze určit místo působíště vztlaku pro různé úhly náběhu profilu.

Pokud budeme vztahovat moment k místu na těživě profilu v jedné čtvrtině hloubky, zjistíme, že právě pro toto místo vychází téměř stálá hodnota součinitele momentu profilu C_m pro různé úhly náběhu. Takové místo na profilu, k němuž je součinitel klopivého momentu C_m nezávislý na velikosti úhlu náběhu, označujeme za aerodynamický střed profilu. Údaje hodnot součinitele momentu C_m jsou vesměs udávány k bodu v hloubce $b/4$.

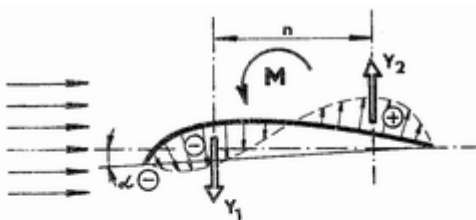
Zvláštní případ nastane při ofukování profilu pod úhlem náběhu odpovídajícímu nulovému vztlaku $C_y = 0$. Z obr. 38 vyplývá, že na přední část klenutého profilu působí vztlaková síla směrem dolů

a v zadní části

profilu působí naopak síla stejné velikosti, ale orientovaná nahoru. Výsledný vztlak je tedy nulový, ale vzniklá dvojice sil vyvozuje klopivý moment

$$M = Y \cdot n, \text{ kde } n \text{ je rameno dvojice sil.}$$

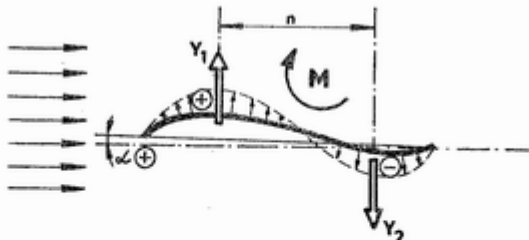
Každý klenutý profil je tedy působením momentu vzdušných sil sklápěn přední částí dolů.



Obr. 38a

Dvojice sil vytvářející klopivý moment na klenutém profilu křídla při nulovém součiniteli vztlaku; n - rameno silové dvojice, M - klopivý moment, α - úhel náběhu, Y_1 - záporný vztlak k přední části profilu, Y_2 - vztlak zadní části profilu křídla

Na obr. 38b je profil tvaru S, který se na rozdíl od klenutého profilu působením vzdušných sil sklápí přední částí vzhůru, což má zvláštní význam pro stabilitu křídla (profil autostabilní).



Obr. 38b Dvojice sil vytvářející klopivý moment ve smyslu "na ocas" na profilu křídla ve tvaru S při nulovém součiniteli vztlaku; Y_1 - kladný vztlak v přední části profilu, Y_2 - záporný vztlak v zadní části profilu

4. AERODYNAMICKÉ VLASTNOSTI KŘÍDLA A KLUZÁKU

4.1 základní vlastnosti křídla

Půdorys křídla je dán jeho geometrickými hodnotami (obr. 39). Z obrázku je patrné, že důležité jsou především rozpětí a hloubka křídla. Mění-li se hloubka křídla podél rozpětí, jedná se o křídlo zúžené. Zúžení křídla je dáno poměrem hloubky konce křídla k hloubce střední části křídla. Půdorysné tvary křídel jsou různé, např. obdélníkové, eliptické apod. Křídla závěsných kluzáků mají nejčastěji tvar šípovitý (obr. 40).

Obr. 39

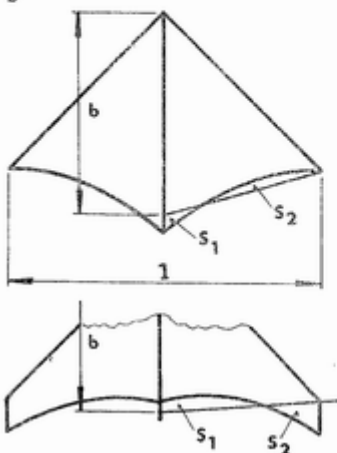
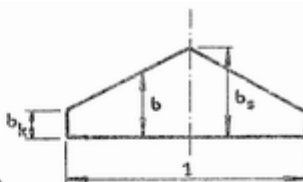
Geometrické charakteristiky

křídla; l - rozpětí křídla,

b_k - hloubka na konci křídla,

b - střední hloubka křídla,

b_s - hloubka střední části křídla



Obr. 40

Geometrické hodnoty křídla

závěsného kluzáku; l - roz-

pětí křídla, b - přepočtená

hloubka křídla, S_1 , S_2 - plo-

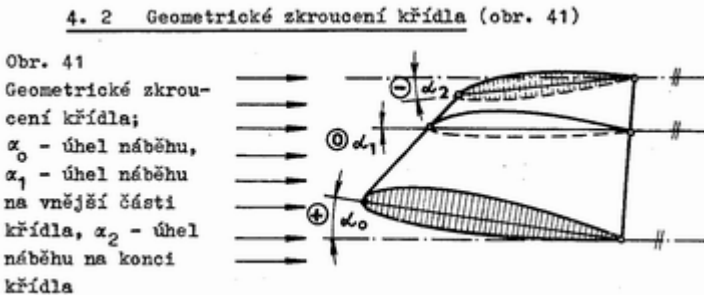
chy o stejné velikosti

Základním údajem křídla je velikost jeho plochy, která je průmětem křídla do vodorovné roviny. Neméně důležitá je i štíhlost křídla, která je dána poměrem rozpětí ku střední hloubce křídla. U křídel libovolného půdorysného tvaru stanovíme štíhlost křídla tak, že čtverec rozpětí dělíme plochou křídla.

$$\lambda = l^2/S \quad \text{kde } l \text{ je rozpětí křídla.}$$

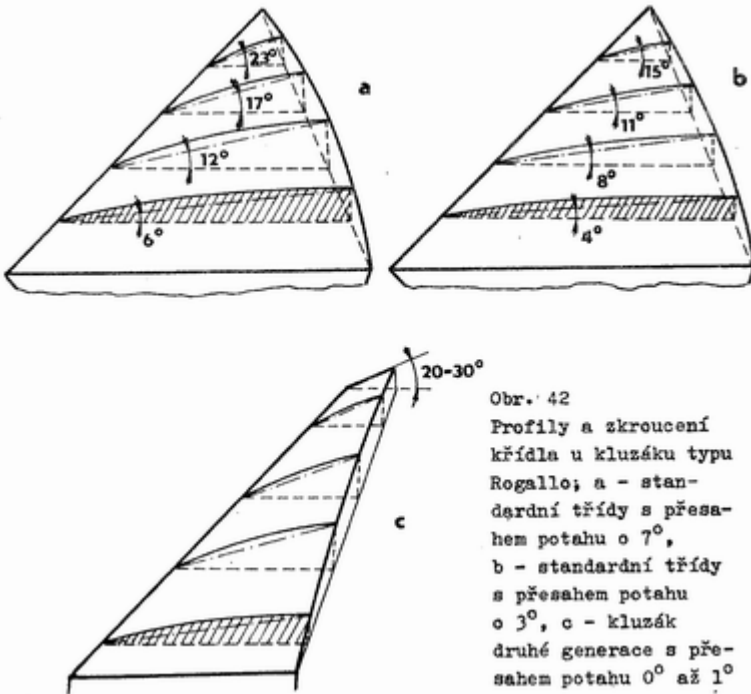
Hodnoty štihlosti křídla u kluzáků jsou důležitým údajem, neboť podstatně ovlivňují jeho výkony.

4. 2 Geometrické zkroucení křídla (obr. 41)



Profily v jednotlivých místech křídla nemají obvykle záměrně stejný úhel náběhu. Aby se dosáhlo výhodného rozdělení aerodynamických sil po rozpětí, mění se záměrně se vzdáleností od středu křídla úhel náběhu (zmenšuje se). Profily na koncích křídla mají proti profilům střední partie křídla obvykle negativní úhel náběhu. Obdobný efekt (zkroucení křídla) můžeme dosáhnout také volbou různých profilů pro střední a vnější partie křídla. U závěsných kluzáků typu Rogallo se zkroucení křídla dosáhne již vlastním vytvarováním kužele potahu. Čím větší pře-

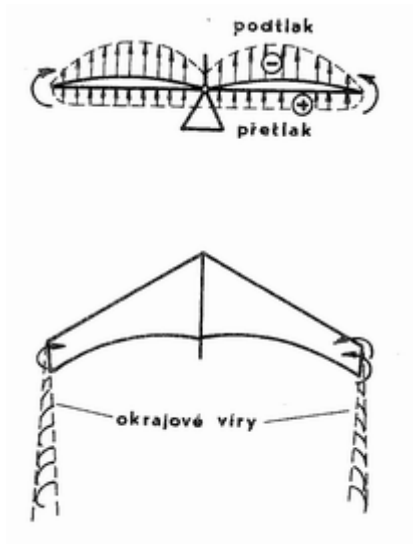
sah potahu, tím větší zkroucení. U výkonnějších kluzáků, které mají malý přesah potahu, je geometrické zkroucení konce křídla vytvářeno zalomením konce neběžného nosníku a jeho nastavením do negativního úhlu náběhu (obr. 42). Výhodné je též zvětšení hloubky konce křídla aa současného vytvarování potahu, umožňujícího jeho vydutí a vznik negativního úhlu náběhu. Negativního zkroucení konců křídel se dobře uplatňuje při letu při příliš velkém úhlu náběhu. Zde dochází k odtržení proudy vzduchu nad horním povrchem křídla, nejprve v jeho



střední části, zatímco konce křídla jsou ještě plynule obtékána. Nemůže proto dojít k náhlé strátě vztlaku na celém křídle.

4. 3 Vztlak křídla a indukovaný odpor

Při letu vzniká na vrchní straně křídla kluzáku podtlak a na spodní straně přetlak. Křídlo je přibližně z jedné třetiny nadlehčováno přetlakem a ze dvou třetin přisáváno vzhůru podtlakem nad vrchní stranou. Tímto způsobem vzniká vztlak křídla. Přetlak a podtlak se na koncích křídla vyrovnávají a vzniká proudění kolem konce křídla. Vytvářejí se okrajové víry, vzniká indukované proudění a vzrůstá odpor křídla (obr. 43). Tento odpor se nazývá odpor indukovaný a je závislý hlavně na



Obr. 43 Vznik indukovaného odporu

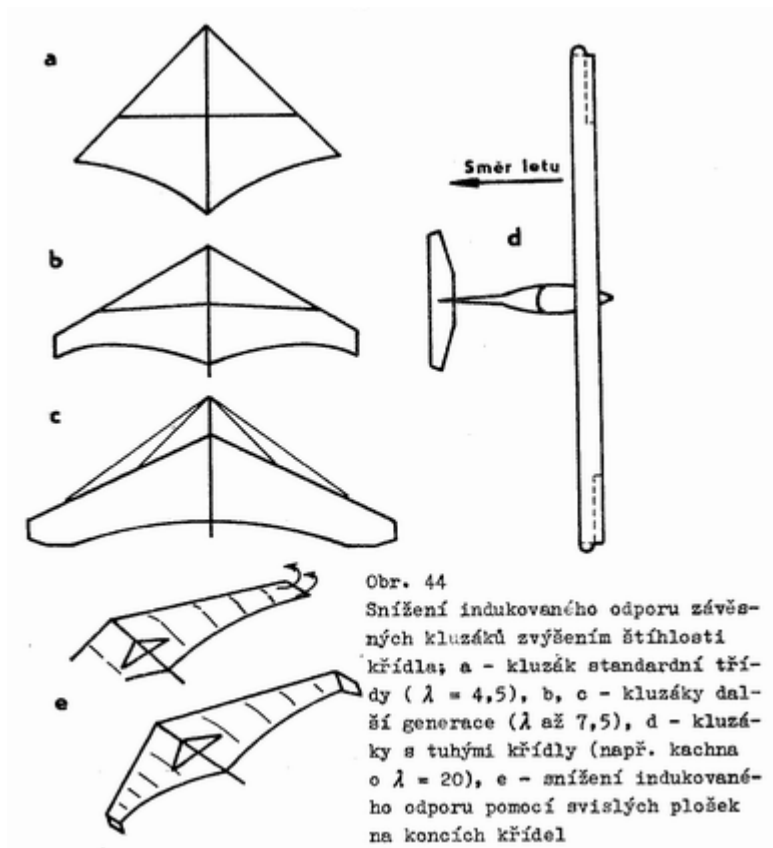
vztah platí

štíhlosti křídla. Štíhlá podtlak křídla snižují indukovaný odpor (obr. 44).

Velikost indukovaného odporu je přímo úměrná čtverci součinitele vztlaku a nepřímo úměrná štíhlosti křídla podle vztahu

$$C_{xi} = C_y^2 / (\pi \cdot \lambda)$$

Indukovaný odpor se projevuje hlavně při pomalém létání s vyšším úhlem náběhu a vyšším součinitelem vztlaku. Uvedený

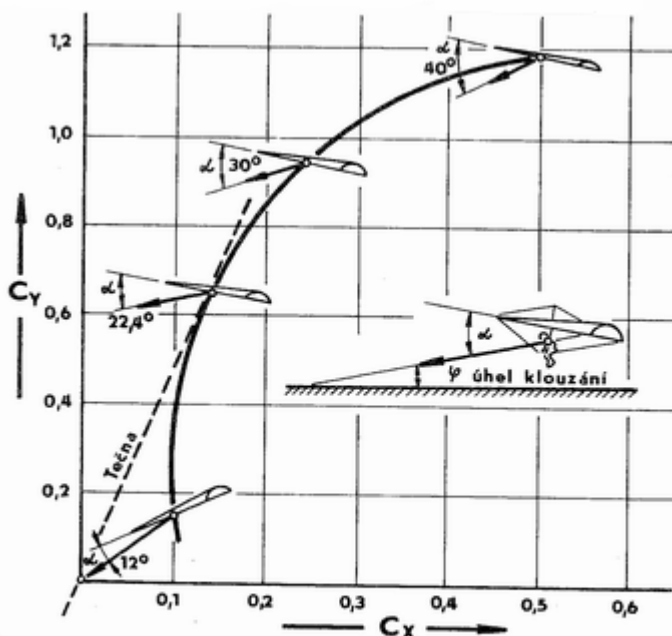


pro nezkroucené křídlo eliptického tvaru. Pro jiné tvary křídel a křídla zkroutená součinitel odporu dále vzroste. Pro závěsné kluzáky druhé generace je uváděn vzrůst součinitele až o násobek $k = 1,35$.

4.4 Aerodynamické síly působící na kluzáku

Dosud uvažované síly, vztlak a odpor se týkaly pouze samotného křídla s určitou štíhlostí a dokonalou hladkostí povrchu.

Závěsný kluzák se však skládá z řady dalších dílů vystavených za letu proudícímu vzduchu. Tyto díly způsobují zvýšený odpor. Také potah křídel není dokonale hladký a významný je i odpor těla pilota. Všechny tyto odpory působí nepříznivě na let závěsného kluzáku a nazývají se odpory škodlivé.



Obr. 45 Letová polára kluzáku Standard-Speciál ($\lambda = 3,27$);
 α - úhel náběhu, φ - úhel klouzání, C_y - součinitel
vztlaku, C_x - součinitel odporu

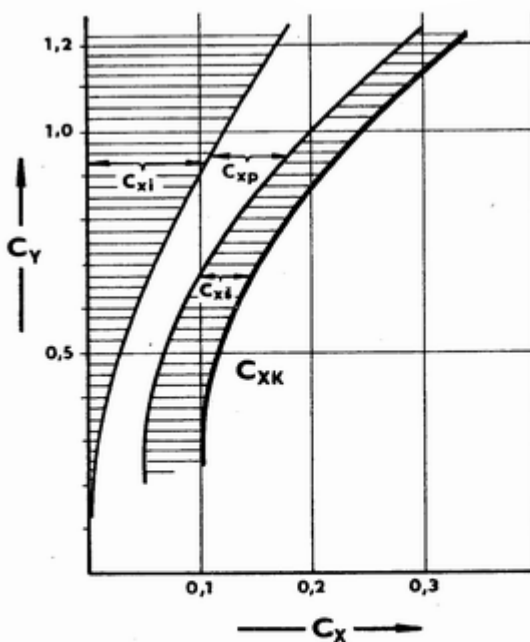
Celkový odpor kluzáku X_k získáme součtem profilového odporu, indukovaného odporu a škodlivého odporu (odpor konstrukce, pilota, potahu, lanek apod.).

$$X_k = X_p + X_i + X_s$$

Kde X_p je odpor profilový,

X_i je odpor indukovaný,

X_s je odpor škodlivý.



Obr. 46 Letová polára závěsného kluzáku C_{Xk} ($\lambda = 3,5$) se schematickým znázorněním podílu jednotlivých odporů; C_{Xi} - indukovaný odpor, C_{Xp} - profilový odpor, C_{Xs} - škodlivý odpor, C_Y - součinitel vztlaku kluzáku, C_X - součinitel odporu kluzáku

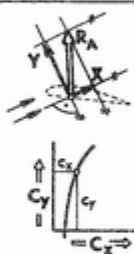
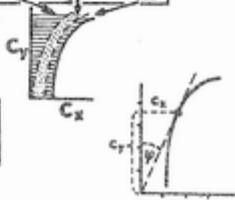
Podobně i celkový součinitel odporu kluzáku bude

$$C_{xk} = C_{xp} + C_{xi} + C_{xs}$$

kde součinitele odporu profilového C_{xp} , indukovaného C_{xi} a škodlivého C_{xs} jsou vztaženy na plochu křídla kluzáku.

4. 5 Letová polára závěsného kluzáku

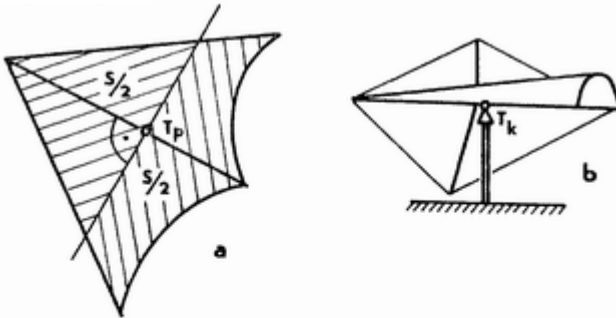
Vynesením výsledných hodnot součinitelů odporu kluzáku v závislosti na součiniteli vzlaku obdržíme letovou poláru kluzáku (obr. 45 a 46). Vedeme-li z počátku diagramu tečnu k poláře, získáme bod, kde poměr součinitele vzlaku k součiniteli odporu má největší hodnotu. Tomu odpovídá letový režim nejpříznivějšího klouzání.

Přehled hlavních veličin a vztahů z aerodynamiky			
Veličiny	Rychlost	V	$m \cdot s^{-1}$
	Měrná hmota		$kg \cdot m^{-3}$
	Plocha	S	m^2
	Stat. tlak	p	Pa
	Dynam. tlak	q	Pa
			pro vzduch u Země $= 1,225$
			$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$
			pro vzduch u Země $\approx 0,6 \cdot V^2$
Podmínka zachování energie: $p_0 + q_0 = p_1 + q_1 = \text{konst.}$			
Podmínka spojitého proudění: $S_0 \cdot V_0 = S_1 \cdot V_1 = \text{konst.}$			
Podmínka podobnosti Re: $Re = \frac{1}{\nu} \cdot l \cdot V$ pro vzduch u Země $Re = 69000 \cdot l \cdot V$			
Profilu	Výsledná aerodynamická		
	síla	R_A	N
	Odpor	X	N
	Vztlak	Y	N
	Součinitel odporu	C_x	-
	Součinitel vztlaku	C_y	-
Polára profilu			
			lze rozložit:
			
			$C_x = \frac{X}{q \cdot S}$
			$C_y = \frac{Y}{q \cdot S}$
Kluzáku	Rozpětí křídla	l	m
	Hloubka křídla	b	m
	Štíhlost křídla	-	-
	Indukovaný odpor-souč.	C_{xi}	
	Součinitel škodlivého odporu	$C_{x\delta}$	
	Součinitel celkového odporu	C_{xk}	
	Polára kluzáku:		
	Klouzavost	ϵ	-
Úhel klouzání φ			°, rad
			$\lambda = \frac{l^2}{S}$
			$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda} \cdot k$
			$C_{xk} = C_{xi} + C_{xpr} + C_{x\delta}$
			
			$\epsilon = \frac{C_y}{C_x}$

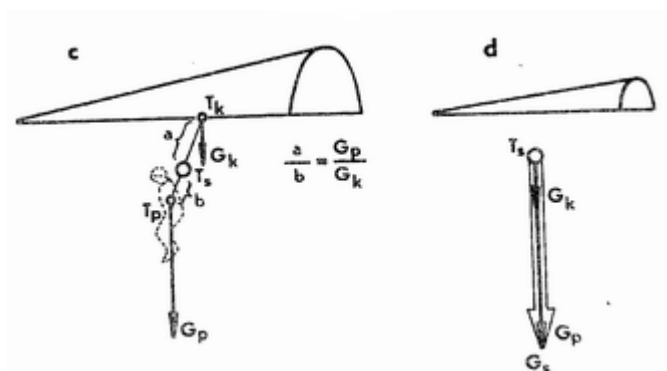
5. MECHANIKA LETU KLUZÁKU

5.1 Klouzavý let závěsného kluzáku

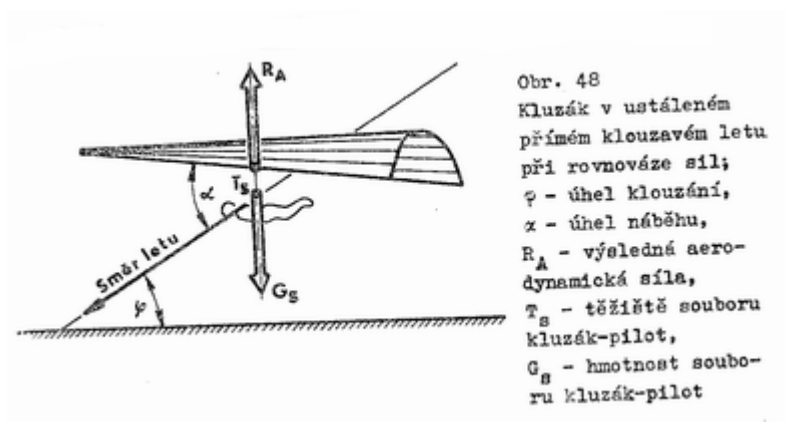
Při nezryhleném přímočarém klouzavém letu pod úhlem klouzání φ , působí v těžišti souboru kluzák a pilot (obr. 47) tíže G_s a v působišti vztlaku výsledná aerodynamická síla. Obě síly mají stejnou velikost, stejný směr, leží na společné přímce, ale jsou opačného smyslu. Jejich součet je tedy roven nule (obr. 48).



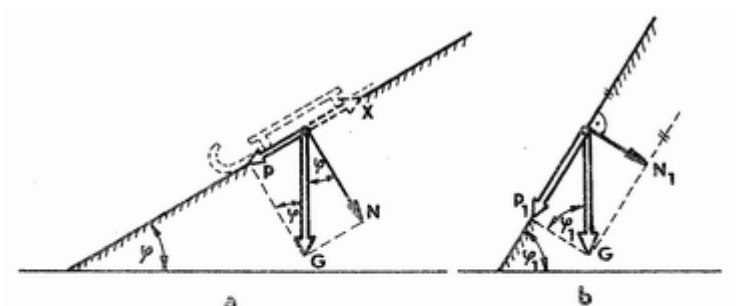
Obr. 47 Stanovení těžiště kluzáku a těžiště souboru kluzák-pilot; a - těžiště plochy křídla; rozdělením křídla na dvě poloviny, S - plocha křídla, T_p - těžiště plochy křídla, b - těžiště hmoty kluzáku; vyvážením na podpoře, T_k - těžiště hmoty kluzáku; c, d - stanovení těžiště souboru kluzák-pilot; T_p - těžiště pilota, T_s - těžiště souboru kluzák-pilot, a - vzdálenost těžiště souboru od těžiště kluzáku, b - vzdálenost těžiště souboru od těžiště pilota, G_k - hmotnost souboru kluzák-pilot



Podmínkou rovnováhy je, aby součet všech sil a jimi vyvolaných momentů působících na kluzák se rovnal nule.



Existuje tedy rovnováha sil nevyvolávající žádné momenty. Let kluzáku je pak nezrychlený, přímočarý a klouzavý. Při tomto letu musí však kluzák překonávat odpor vzduchu. Potřebnou energii pro překonání tohoto odporu získává ztrátou výšky, podobně jako sáně pohybující se po svahu (obr. 49). Aby se



Obr. 49 Rozklad tíhové síly na nakloněné rovině; a - při menším úhlu sklonu φ ; b - při velkém úhlu sklonu φ_1 ; G - tíhová síla, N, N_1 - normální složka tíhové síly, P, P_1 - složka tíhové síly ve směru nakloněné roviny, X - odpor saní

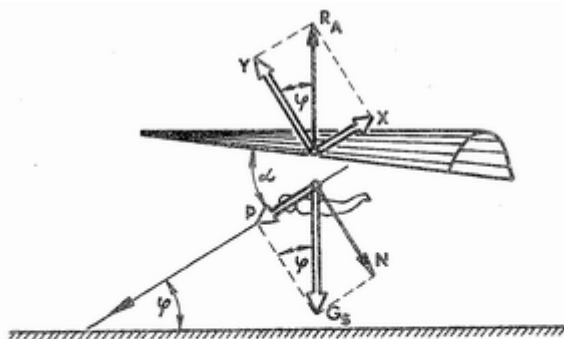
sáne rovnoměrně pohybovaly, musí překonávat odpory kluznic. Tento odpor je překonáván složkou tíhy saní, která působí ve směru nakloněné roviny. Čím budou horší podmínky pro klouzání saní, tím větší bude odpor tření aanic o podklad. Mají-li se saně za těchto podmínek pohybovat, je nutné zvětšit úhel sklonu nakloněné roviny, čímž se zvětší i složky tíhové síly ve směru pohybu.

Stejně je to i u kluzáku. Odpor kluzáku X je rovněž překonáván složkou tíhy promítnuté do směru letu, to je do směru nakloněné roviny (obr. 30). Čím bude mít kluzák větší odpor, tím strmější musí být směr dráhy jeho klouzavého letu.

5.2 Klouzavý poměr - klouzavost

Úhel, který svírá směr letu kluzáku a vodorovnou rovinou země, se nazývá úhel klouzání. V praxi můžeme tento vatah vy-

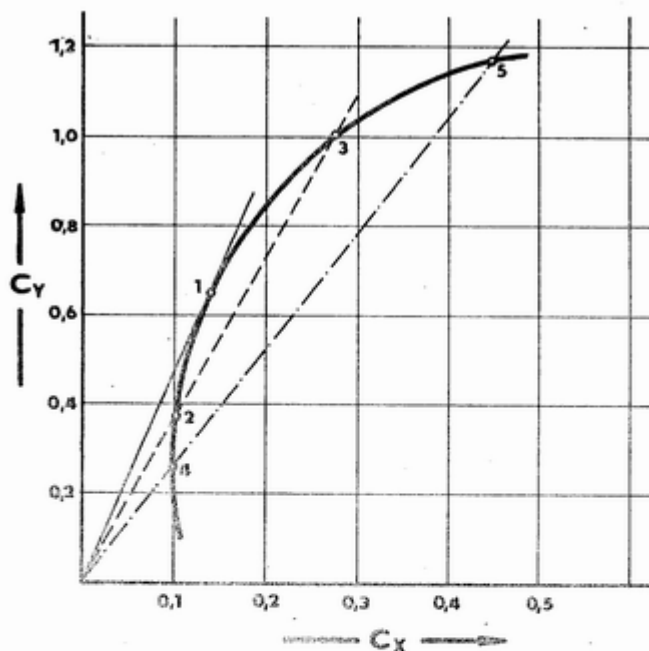
jádrít i poměrem vzdálenosti, kterou kluzák uletí za bezvětří k hodnotě převýšení místa startu. Uletí-li např. kluzák s výšky 100 m vzdálenost 350 m, bude vykazovat klouzavý poměr. 350 : 100, což je 3,5 : 1. Hodnotu klouzavého poměru nazýváme klouzavost s (např. $s = 3,5$)



Obr. 50 Rozklad tíhové síly u kluzáku při ustáleném klouzavém letu; φ - úhel klouzání, α - úhel náběhu, R_A - výsledná aerodynamická síla, Y - vzlak, X - odpor, G_s - tíhová síla souboru, N - normální síla, P - složka tíhové síly ve směru letu

Klouzavost je u kluzáku závislá na režimu letu, to znamená na úhlu náběhu křídla, který je možno u závěsného kluzáku v určitém rozmezí přesunem polohy pilota měnit. Úhel náběhu, při němž z dané výšky doletí kluzák nejdále, se nazývá úhel optimální a odpovídá mu nejvyšší hodnota klouzavosti.

Klouzavost je významný kvalitativní ukazatel kluzáku a je závislý pouze na aerodynamických hodnotách kluzáku tedy na poměru vzlaku k celkovému odporu a nikoliv na zatížení kluzáku.



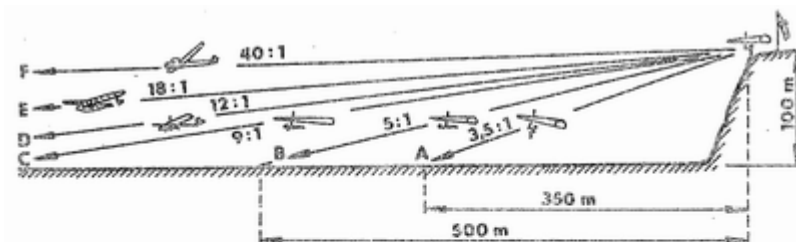
Obr. 51 Klouzavosti odpovídající jednotlivým bodům na poláře klouzku;

1 -	$C_y = 0,65,$	$C_x = 0,14$	$\varepsilon_1 = \frac{0,65}{0,14} = 4,75$	maximální klouzavost
2 -	$C_y = 0,375,$	$C_x = 0,103$	$\varepsilon_2 = 3,6$	
3 -	$C_y = 1,0,$	$C_x = 0,275$	$\varepsilon_3 = 3,6$	
4 -	$C_y = 0,26,$	$C_x = 0,1$	$\varepsilon_4 = 2,6$	
5 -	$C_y = 1,17,$	$C_x = 0,45$	$\varepsilon_5 = 2,6$	

Vyjádříme-li klouzavost kluzáku poměrem $\varepsilon = C_y/C_x$,

můžeme na poláře kluzáku určit klouzavost pro kterýkoliv úhel náběhu. Povedeme-li z počátku souřadnic přímku protínající po-láru ve dvou bodech a stanovíme-li pro tyto body klouzavost, bude klouzavost v obou průsečících stejná. Znamená to, že stejnou klouzavost lze dosáhnout při dvou různých uhlech náběhu. Vedeme-li z počátku souřadnic tečnu k poláře, bude klouzavost odpovídající tomuto jedinému bodu poláry nejvyšší (obr. 51).

Maximální klouzavost udává aerodynamickou dokonalost kluzáku a v praxi vykazuje hodnoty od $\varepsilon = 10$ u závěsných kluzáků standardní třídy pilotovaných ve stoje, až k hodnotám $\varepsilon = 50$ u výkonných kluzáků-větroňů, kde záleží i na nepatrném znečištění dokonale hladkého povrchu křídla (obr. 52).



Obr. 52 Přehled klouzavosti různých typů závěsných kluzáků a větroňů: a - kluzák standardní třídy pilotovaný vsedě, b - kluzák standardní třídy pilotovaný vleže, c - kluzáky dalších generací, d - kluzáky volné třídy, e, f - kluzáky a větroň s pevnými křídly

6. POHYB KLUZÁKU V PROSTORU

6. 1 Rychlost klouzání

Rychlost klouzání je rychlost kluzáku vůči okolnímu vzduchu. Je ovlivňována:

- zvoleným aerodynamickým režimem (zvoleným úhlem náběhu a jemu odpovídajícímu úhlu klouzání),
- zatížením kluzáku.

Zatížení kluzáku je dáno celkovou tíhou kluzáku a pilota vztaženou na plochu křídla:

$$\text{zatížení} = \frac{G}{S} \quad \left[\frac{\text{N} \cdot \text{m}^{-2}}{\text{m}^2} \right]$$

Při větším zatížení téhož kluzáku zůstanou klouzavé poměry zachovány, ale stoupne rychlost klouzání. Rychlost klouzání lze určit ze vztahu pro vztlak.

$$Y = G_g \cdot \cos \varphi = G_g \cdot \frac{c_y}{c} = c_y \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \quad [\text{N}]$$

kde c představuje délku průvodiče vedeného z počátku souřadnic k poláře v polárním diagramu kluzáku $c = \sqrt{c_y^2 + c_x^2}$ (obr. 53).

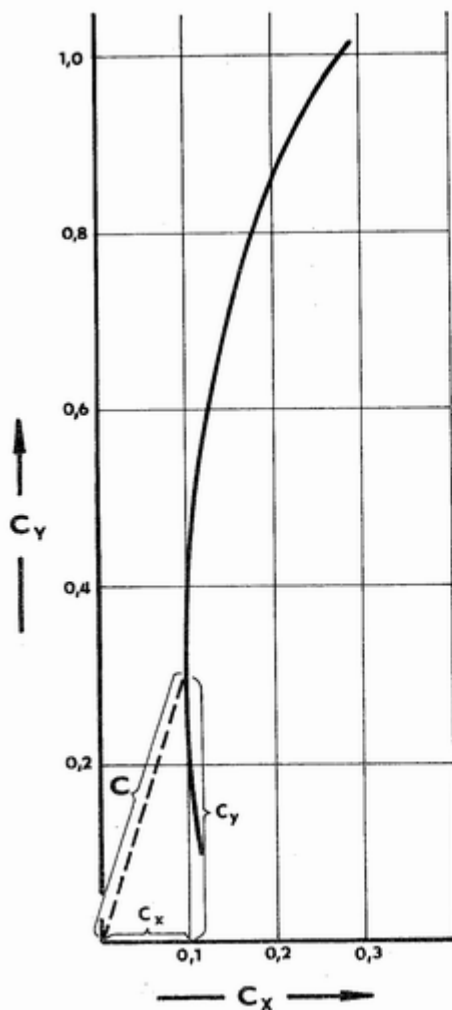
Rychlost klouzání tedy bude:

$$v = \sqrt{\frac{2G_g}{S \cdot \rho \cdot c}} \quad \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$$

Rychlost klouzání V lze rozdělit na dvě složky (obr. 54):

- rychlost vodorovná (horizontální) V_x [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]
- rychlost svislá (vertikální - klesání) V_y [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]

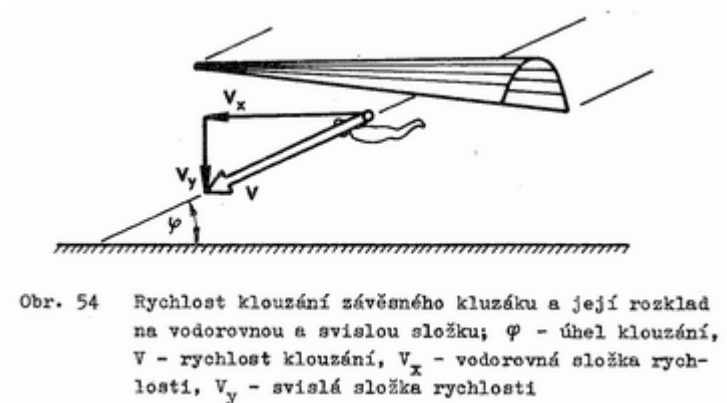
Nejnižší a nejvyšší rychlosti letu a nejnižší rychlost klesání při určité tíži pilota dává významný údaj, který bývá uváděn u jednotlivých typů kluzáků.



Obr. 53

Polára kluzáku
Standard - Speciál
při zachování stejného
měřítka pro součinitel
vztlaku a odporu;

C_y - součinitel vztlaku,
 C_x - součinitel odporu,
 c - délka průvodiče



Obr. 54 Rychlost klouzání závěsného kluzáku a její rozklad na vodorovnou a svislou složku; φ - úhel klouzání, V - rychlost klouzání, V_x - vodorovná složka rychlosti, V_y - svislá složka rychlosti

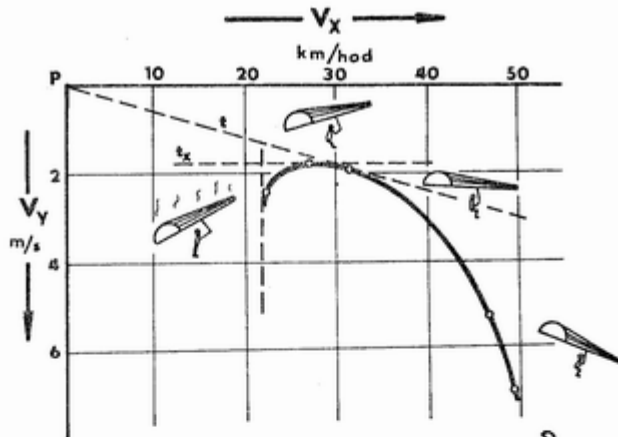
6.2 Rychlostní polára kluzáku

Vynesením složek rychlosti vodorovné V_x a svislé V_y různých režimů letu téhož kluzáku při dané tíži pilota získáme rychlostní poláru kluzáku.

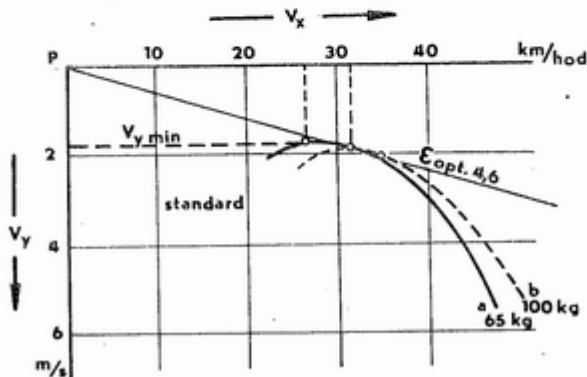
Na rychlostní poláře kluzáku lze určit rychlost odpovídající režimu letu s maximální klouzavostí (tečna vedená z počátku souřadnic k poláře t_c) a současně i rychlost, při které kluzák dosahuje nejnižšího klesání (tečna k poláře vedená vodorovným směrem t_k)(obr. 55).

Na polárních diagramech rychlosti bývají pro závěsné kluzáky udávány poláry pro různé tíže pilota, i pro různé pozice pilota (vsedě, vleže) (obr. 56).

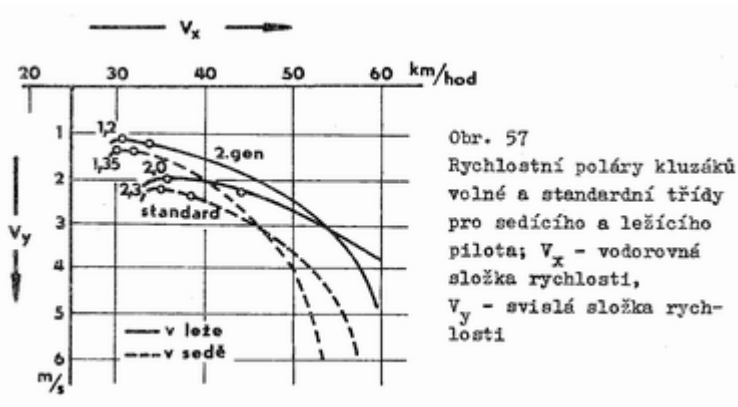
Z obr. 57 vyplývá, že v oblasti vysokých hodnot součinitele vztlaku při nízkých rychlostech leží poláry kluzáků obou tříd daleko od sebe. Při tom je poměrně malý rozdíl mezi stojícím a ležícím pilotem.



Obr. 55 Rychlostní polára závěsného kluzáku standardní třídy; V_x - vodorovná složka rychlosti, V_y - svislá složka rychlosti, t - tečna vyznačující maximální klouzavost, t_x - tečna vyznačující minimální klesavost



Obr. 56 Rychlostní polára závěsného kluzáku standardní třídy pro tíhy pilotů 45 kg a 80 kg; V_x - vodorovná složka rychlosti, V_y - svislá složka rychlosti



V oblasti vyšších rychlostí, kdy jsou hodnoty součinitele vzlaku poměrně nízké, se poláry kluzáků obou tříd vzájemně přibližují. Zato rozdíl mezi polárou pro sedícího a polárou pro ležícího pilota u obou kluzáků je podstatný.

Uvedené poláry odpovídají letu kluzáku v klidném vzduchu bez jakéhokoliv proudění. Pro létání kluzáku za změněných podmínek, to je za větru nebo ve stoupavých proudech, je třeba upravit diagram tak, že se posune počátek souřadnic (pól P) o příslušnou hodnotu rychlosti vzduchu vůči Zemi. Tečna k poláře vedené z nového pólu udává pak letový režim pro optimální klouzavost za daných podmínek vůči Zemi.

6. 3 Pohyb kluzáku vůči Zemi za větru

Působení větru, to znamená vodorovně proudícího vzduchu, na výsledný pohyb letadla vysvětlíme zjednodušeně na pohybu motorového letadla, které je schopné ustáleného vodorovného letu. Kluzák musí při ustáleném klouzavém letu stále klesat.

a museli bychom uvažovat pouze složku rychlosti ve vodorovném směru.

Letí-li letadlo vodorovným směrem za bezvětří, je jeho rychlost vzhledem k Zemi i okolnímu vzduchu stejná.

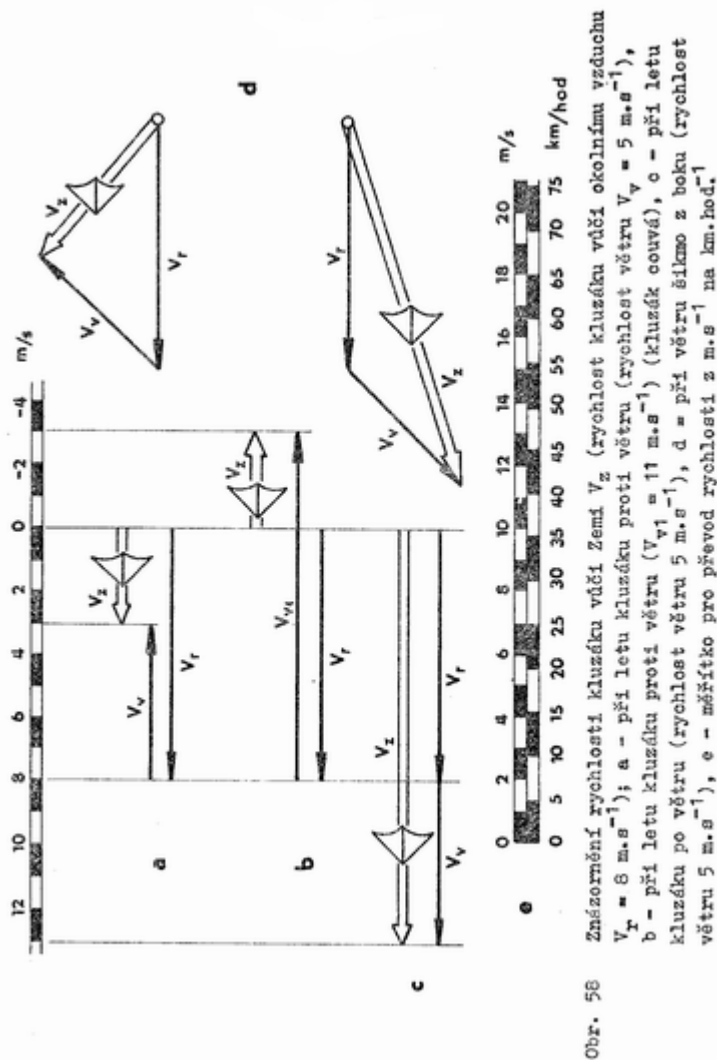
Letí-li letadlo vodorovně za větru, bude se jeho rychlost vzhledem k okolnímu vzduchu lišit od rychlosti vzhledem k Zemi.

Rychlost letadla vzhledem k okolnímu vzduchu zůstává při daném ustáleném režimu stále stejná a lze ji odečíst na rychloměru. Jak patrně z obr. 58a, bude rychlost letadla vzhledem k Zemi při pohybu letadla proti větru o rychlost větru snížena. U zvlášť lehkých a pomalých letadel a všech závěsných kluzáků může snadno nastat případ, že rychlost letadla vzhledem k okolnímu prostředí je menší než rychlost větru a letadlo se potom pohybuje vzhledem k Zemi směrem dozadu. Naopak tomu bude, poletí-li letadlo ve směru větru. Rychlost vzhledem k Zemi vzroste a bude zde dána součtem obou rychlostí, jak patrně z obr. 58b.

Při pohybu letadla s bočním větrem bude letadlo snášeno stranou. Změní se nejen rychlost letadla vzhledem k Zemi, ale i směr letu. Výslednou rychlost i směr vzhledem k Zemi lze snadno určit graficky, jak vyplývá z obr. 58d.

Znalosti pohybu letadla vzhledem k Zemi za větru jsou zvlášť významné pro piloty závěsných kluzáků.

Výhodný je pohyb kluzáku proti větru při startu a přistání, kdy rychlost kluzáku vzhledem k Zemi je o rychlost větru snížena a oba úkony usnadňuje.

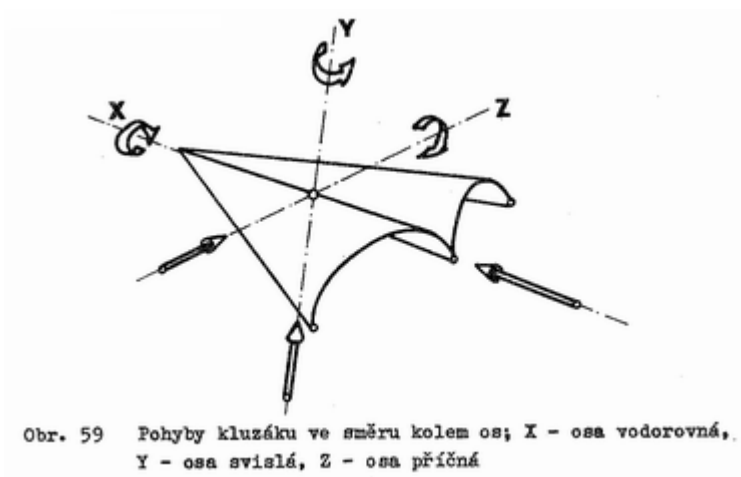


Nevýhodné jsou starty i přistání kluzáku po větru, kdy rychlost kluzáku vzhledem k Zemi je zvýšena o rychlost větru a oba úkony jsou pro pilota velmi nesnadné a nebezpečné.

Rychlosti letu kluzáku jsou udávány obvykle v [km.hod⁻¹]
Rychlost větru obvykle je udávána v [m.s⁻¹]. Pro usnadnění přepočtu je na obr. 58e převodové měřítko.

7. STABILITA KLUZÁKU

Stabilita kluzáku představuje souhrn vlastností, které umožňují vrátit kluzák bez zásahu pilota do stabilní letové polohy, ze které byl nějakou poruchou, např. nárazem větru, vyrušen.



Stabilitu kluzáku uvažujeme k jednotlivým vhodně voleným osám kluzáku (obr. 59). Jednotlivé pohyby kluzáku kolem těchto os nazýváme:

- pohyb kolem příčné osy Z představuje klopení kluzáku nahoru nebo dolů,
- pohyb kolem podélné osy X představuje klonění konců křídel nahoru nebo dolů,
- pohyb kolem svislé osy Y představuje zatáčení kluzáku vpravo nebo vlevo.

Stabilita je u závěsných kluzáků významná především proto, že kluzák je v mimořádných situacích jen omezeně řiditelný a je třeba, aby jej nečekané poryvy větru nebezpečně nevychýlily. Toto platí zejména u kluzáků určených pro školení, kdy dobrá stabilita kluzáku vyrovná nesprávné zásahy pilota -žáka.

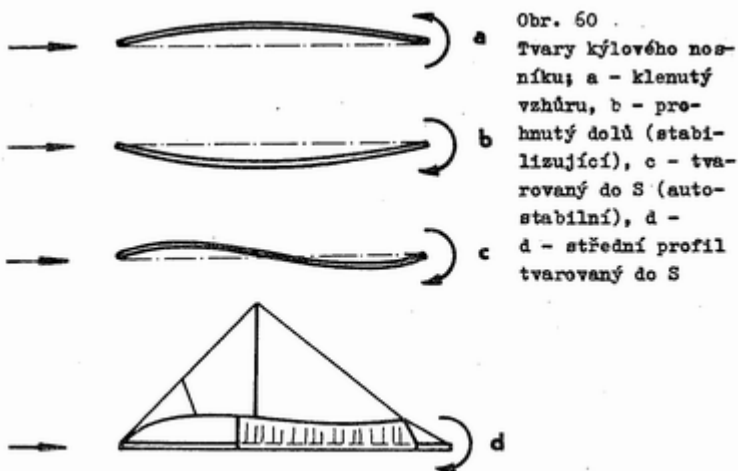
7.1 Co ovlivňuje stabilitu závěsného kluzáku

Stabilita kolem příčné osy - klopení kluzáku Prodloužením délky kýlu roste stabilizující moment vzduš-ných sil. Kluzák je vrácen z vychýlené polohy do polohy původní. Zvýšením tunelu (zvětšením přesahu vrcholového úhlu potahu) dosahujeme větší geometrické zkroucení křídla, které dává stabilizující součinitel momentu při nulovém vztlaku ve smyslu "na ocas". Tím však ubíráme křídlu aerodynamickou jemnost. Závěsný kluzák má při větším tunelu snahu automaticky vyrovnávat ze zrychleného režimu ještě před tím, než dojde k deformaci profilu potahu.

Tvar kýlu - tvar středního profilu

U každého klenutého profilu působí součinitel momentu vzdušných sil po jeho hloubce při nulovém vztlaku ve smyslu "na hlavu". Obrátíme-li tento profil a vytvarujeme-li podle něho kýlový nosník, bude působit moment vzdušných sil při nulovém vztlaku "na ocas", to je stabilizačně. Tato podmínka platí pro původní konstrukční provedení kluzáků, kde kýlový nosník určoval tvar středního profilu křídla (obr. 60).

U všech novějších typů závěsných kluzáků není střední profil určován tvarem kýlového nosníku. Nosník je obvykle



přímý a vlastní profil je nad ním zvlášť vytvarován pomocí dutiny v potahu (kapsy). Potah je obvykle tvarován do profilu tvaru S (autostabilní), který při nulovém vztlaku vyvozuje stabilizující moment ve smyslu "na ocas".

Větším zatížením nosné plochy tíhou pilota se zlepšuje stabilita závěsného kluzáku. Důležitý je i poměr tíhy pilota k tíži kluzáku, který by měl být nejméně 3,5 : 1. Všeobecně platí, že kluzák s větším zatížením nosné plochy má lepší stabilitu.

Poloha těžiště souboru kluzák-pilot

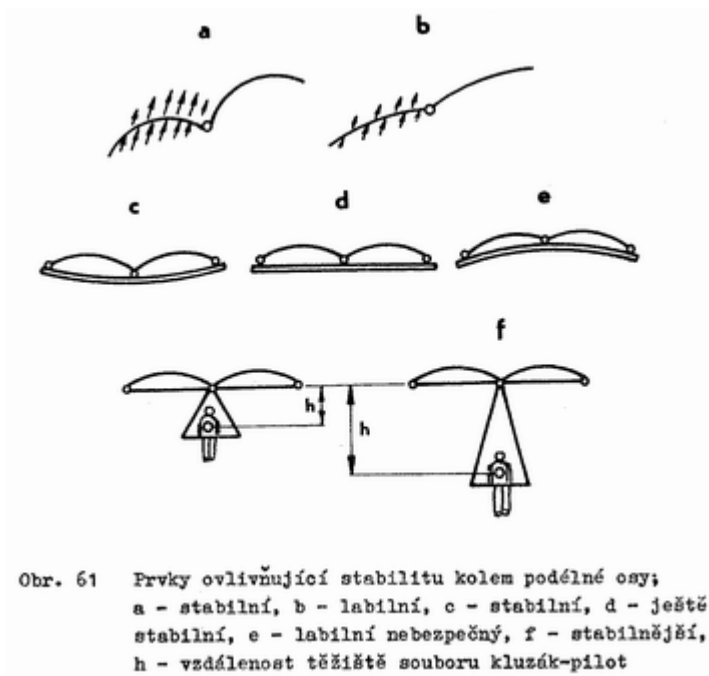
Základní význam pro stabilitu kluzáku kolem příčné osy má poloha těžiště souboru kluzák-pilot vůči působistům výsledné aerodynamické síly. Poloha těžiště je zásadně ovliv-

ňována umístěním závěsu pilota a je třeba u každého kluzáku určit správnou polohu praktickým zalétáváním.

Stabilita kolem podélné a svislé osy

Stabilitu kolem podélné osy lze zvýšit:

- vyšším tunelem,
 - úpravou křídel do V,
 - dostatečnou vzdáleností těžiště systému kluzák-pilot,
- hlubším zavěšením (obr. 61).



Stabilitu kolem svislé osy lze zvýšit:

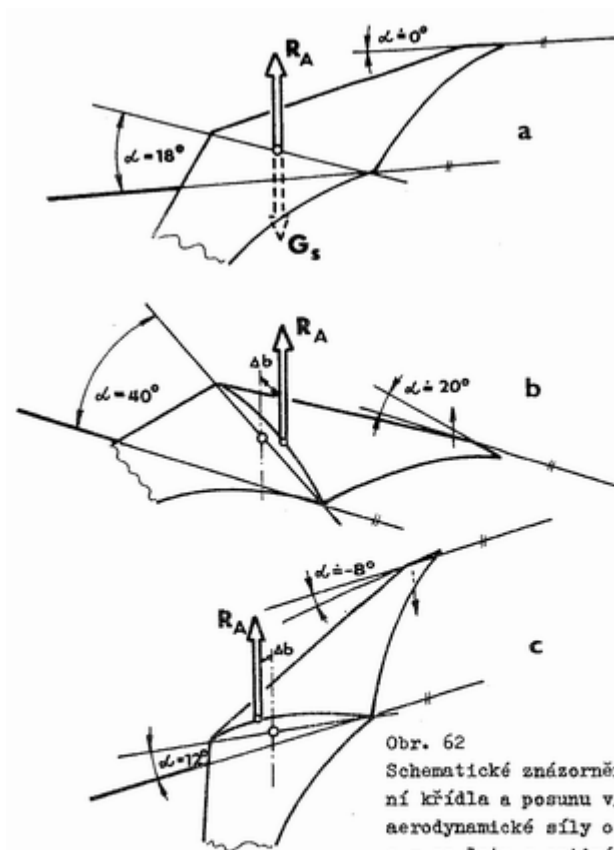
- dlouhým kýlem,
- vysokým tunelem,
- ostrým vrcholovým úhlem kluzáku - šípovým tvarem křídla.

Stabilitu kolem podélné osy a kolem svislá oay nelze uvažovat odděleně, neboť obě jsou vzájemně závislé a ovlivňují se. Nelze tedy jednotlivé stabilizující prvky uplatňovat samostatně. Především je třeba upozornit na vzájemnou vazbu uspořádání křídla kluzáku do příčného V a šípovosti křídla kluzáku, která může vést i ke zhoršení stability.

7. 2 Vliv zkroucení křídla kluzáku typu Rogallo na stabilitu kolem příčné osy

Zde se jedná o posun výsledné aerodynamické síly při změně úhlu náběhu. V oblasti optimálního režimu letu s úhlem např. 18° jsou profily na koncích křídel ofukovány pod malým, téměř nulovým úhlem náběhu a nevykazují podstatnější hodnoty vztlaku. Výsledná aerodynamická síla vzniká ve střední ploše kluzáku a působí v přední polovině hloubky křídla v místě závěsu pilota (obr. 62a).

Při letu s velkým úhlem náběhu, např. 35° až 40° (při přetažení), vykazují profily na koncích křídla příznivé úhly náběhu kolem 20° a vzniká zde vztlak. Naproti tomu střední partie křídla nejsou příznivě obtékány, proudnice se odtrhávají, což má za následek pokles vztlaku. Vztlaky vznikající na vnějších částech křídla, které jsou díky šípovitosti nosné plochy umístěny vzadu za pilotem, vytvoří spolu a odporem výslednou aerodynamickou sílu s působištem posunutým dozadu za závěs pilota (obr. 62b).



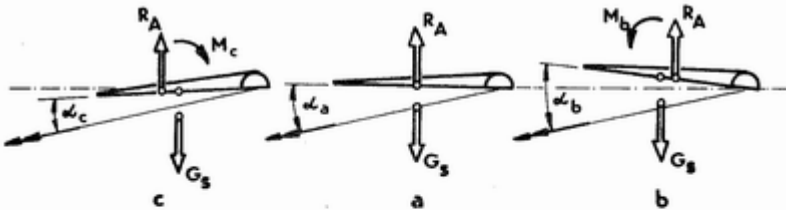
Obr. 62

Schematické znázornění zkroucení křídla a posunu výsledné aerodynamické síly o Δb ;
 a - za letu s optimálním úhlem náběhu; R_A - výsledná aerodynamická síla, G_S - tíže souboru kluzák-pilot, α - úhel náběhu;
 b - za letu s velkým úhlem náběhu; Δb - posuv aerodynamické síly;
 c - za letu se zmenšeným úhlem náběhu

Při letu se zmenšeným úhlem náběhu, např. kolem 12° , mají profily na koncích křídla negativní úhel náběhu. Pokud zůstává potah napnutý, vzniká zde záporný vztlak, tedy síla působící směrem dolů. Výsledný vztlak vzniká na střední a přední části plochy křídla a působí výsledné aerodynamické síly se posouvá dopředu, před závěs pilota (obr. 62c).

Vliv poaunu působí výsledné aerodynamické síly na stabilitu kluzáku

Zkroucení a kladná šípovitost křídla kluzáku typu Rogallo ovlivňují příznivě jeho stabilitu kolem příčné osy. Jak je znázorněno na obr. 63, dochází při náhlém vychýlení kluzáku



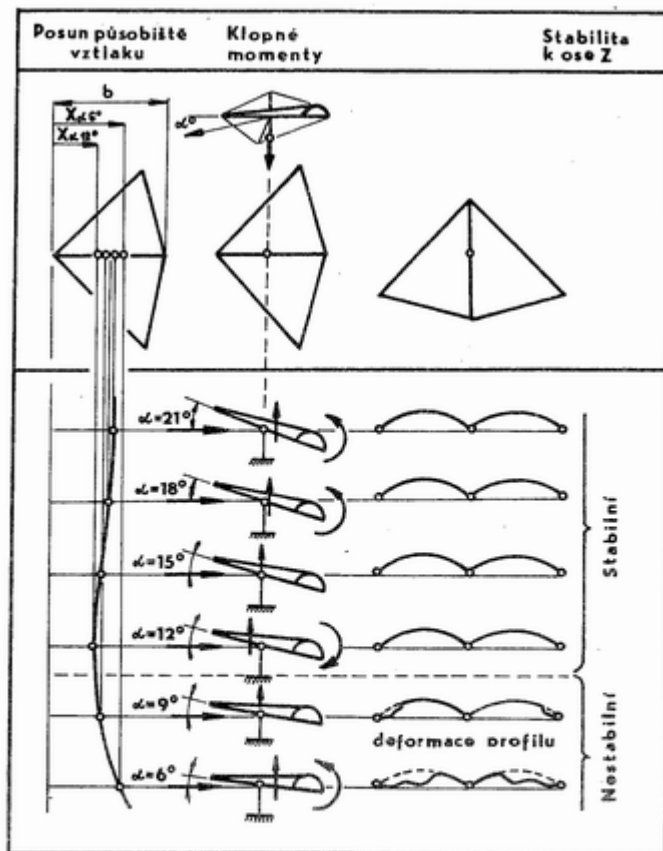
Obr. 63 Působení stabilizačních momentů při volném zavěšení pilota (pilot se nedrží hrazdy); a - kluzák v ustáleném klouzavém letu; R_A - výsledná aerodynamická síla, G_S - tíhová síla scouberu kluzák-pilot, α_a - úhel náběhu; b - kluzák nárazem větru sklopen vzhůru; α_b - zvětšený úhel náběhu, M_b - stabilizující moment; c - kluzák sklopen dolů; α_c - zmenšený úhel náběhu, M_c - stabilizující moment

nárazem větru nahoru nebo dolů ke změně působí výsledné aerodynamické síly. Posune se dozadu nebo dopředu. Výsledná aerodynamická aila potom neleží na přímce s tíhovou silou

souboru kluzák-pilot a vzniká dvojice sil, které vyvozuje stabilizující momenty, jež vracejí kluzák do původní polohy (obr. 63). Tyto podmínky stability by za všech úhlů náběhu kluzáku platily za předpokladu, že nedojde k deformaci potahu. V praxi je rozsah stability omezen ve směru zmenšujících se úhlů náběhu (pod $\alpha = 12^\circ$). Negativně překroucené konce křídel ztrácejí tvar a začínou se třepotat. Tím odpadne síla působící proti vztlaku a výsledná aerodynamická síla se posune dozadu} místo stabilizujícího momentu vzniká moment, který dále sklápí kluzák dolů.

Při vyšších, tzv. kritických rychlostech (malý úhel náběhu) dochází tedy k deformaci potahu a ke ztrátě stability. Kluzák se dále sklání dopředu, postupně se zruší profil křídla i ve středních partiích a za třepotání potahu se dostane do strmého letu. Tento letový režim je potom naopak velmi stabilní a nesnadno se vyrovnává (obr. 64).

Ztráta stability kluzáků typu Rogallo při vyšších rychlostech vedla k vážným nehodám, které někdy končily smrtelnými úrazy. Proto jsou u nových konstrukcí kluzáků uplatňována technická opatření, která brání vzniku režimu třepotavého letu. Mezi tato opatření patří např. vyztužení negativního nastavení konců křídel, což způsobuje, že potah i při velmi malých úhlech náběhu zachovává profil a konce křídel vykazují negativní stabilizující vztlak. Další používané opatření je vyztužení profilu křídla ve tvaru S tuhými tvarovanými lištami. Lze také použít i pomocné stabilizační plochy, vytvořené potažením části trojúhelníkové plochy na spodním zalanování kýlového nosníku s hrazdou.



Obr. 64 Přehled stabilního a nestabilního režimu letu kluzáku v závislosti na úhlu náběhu; α - úhel náběhu, b - hloubka křídla, x - vzdálenost působíště výsledné aerodynamické síly

Používá se i pomocné zalanování vyztužené odtokové hrany křídla k vrcholu stožáru.

V poslední době se požadavek na odstranění nebezpečí třepotavého letu uplatňuje již při konstrukci nových závěsných kluzáků. S kluzáky se provádějí pádové zkoušky, spouštěním kluzáků z výše asi 60 m kolmo dolů. Vyhovující kluzák musí z tohoto strmého pádu přejít do klouzavého letu.

Poznámka:

V pojednání o stabilitě závěsného kluzáku je záměrně používáno výrazu "stabilita kolem osy X, Y, Z" (obr. 59 klonění, zatáčení, klopení). .

V praxi se však často používá též výrazů odvozených od směru výchylky:

podélné stabilita = stabilita kolem osy Z,

příčná stabilita = stabilita kolem osy Y,

směrová stabilita = stabilita kolem osy X

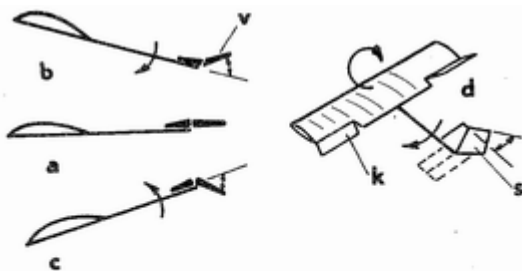
8. OVLÁDÁNÍ KLUZÁKU ZA LETU

Řízením vyvoláváme na kluzáku takové podmínky, které umožní vznik aerodynamických sil schopných uvést kluzák do nového rovnovážného stavu pro žádoucí letový režim.

8. 1 Řízení letu kluzáků působením aerodynamických sil, vznikajících výchylkou kormidla

Tento způsob řízení se uplatňuje u letadel běžných konstrukcí.

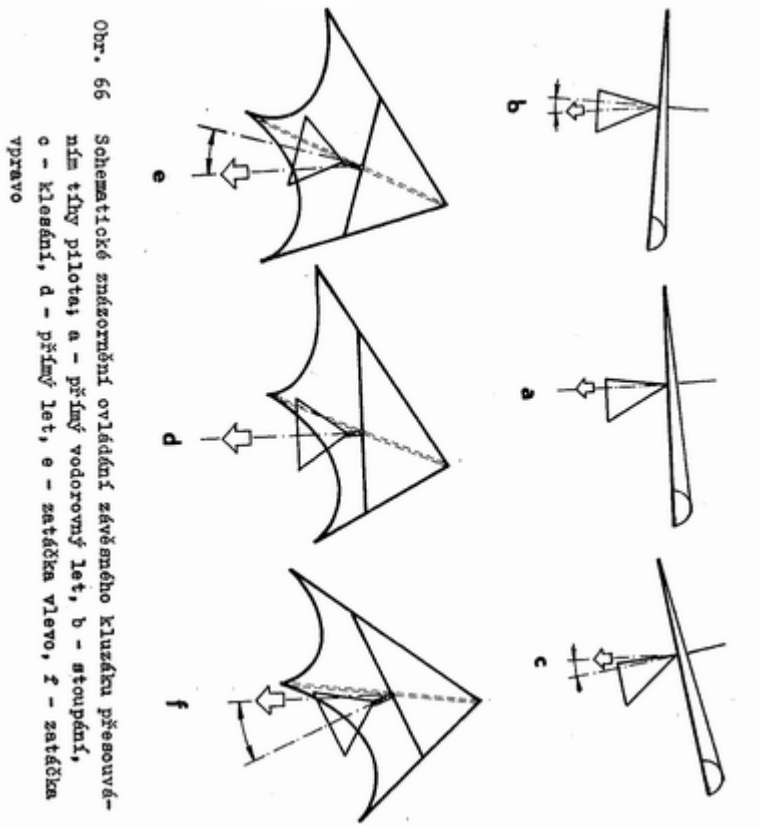
U závěsných kluzáků se používá pouze u typů s tuhou konstrukcí křídla. Princip uspořádání kormidel a jejich funkce vyplývá z obr. 65.



Obr. 65 Schematické znázornění ovládní kluzáků kormidly; V - výškové kormidlo, S - směrové kormidlo, K - křídélka; a - přímý vodorovný let, B - stoupání, d - klonění a zatáčení

8. 2 Řízení letu kluzáků typu Rogallo přesouváním působíště tíhy pilota

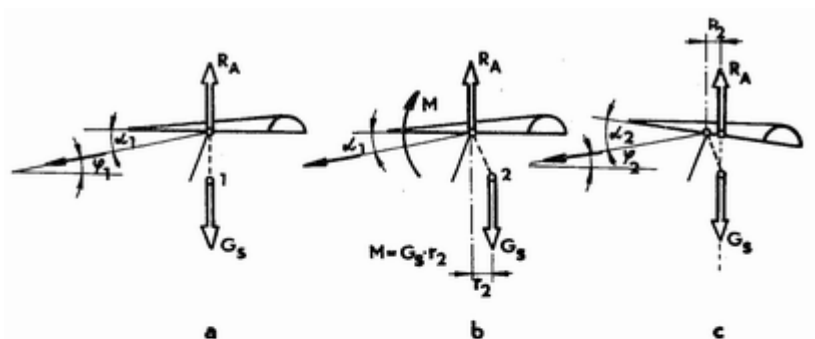
Přesouváním působíště tíhy pilota vůči působíšti výsledné aerodynamické síly vzniká z těchto sil silová dvojice,



kteřá vyvolává klopivý moment, jenž uvede kluzák do nového režimu letu. Schematicky je způsob ovládní kluzáku typu Rogallo znázorněn na obr. 66.

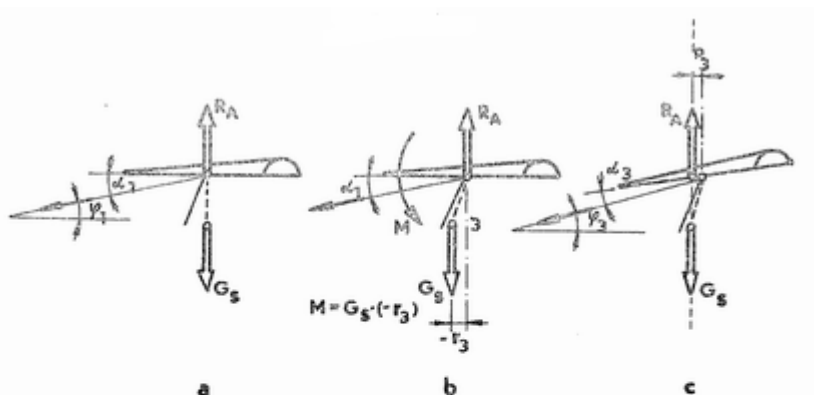
8. 3 Rozbor podmínek při ovládání kluzáka kolem příčné osy

Postup při změně úhlu náběhu je znázorněn na obr. 67 a 68, a to nejprve pro zvětšení úhlu náběhu (pomalejší let) a potom pro zmenšení úhlu náběhu (rychlejší let).



Obr. 67 Znázornění změny přímého ustáleného klouzavého letu odtlačení těla pilota od hrazdy; a - kluzák v ustáleném klouzavém letu; φ_1 - úhel klouzání, α_1 - úhel náběhu, R_A - výsledná aerodynamická síla, G_s - tíhová síla souboru kluzák-pilot; 1 - působíště tíhové síly souboru kluzák-pilot; b - kluzák při odtlačení pilota od hrazdy; 2 - nové působíště tíhové síly souboru, r_2 - vzdálenost posunutí tíhové síly souboru, M - klopivý moment; c - kluzák vychýlen momentem přední části vzhůru; α_2 - zvětšený úhel náběhu, φ_2 - změněný úhel klouzání, p_2 - posunutí výsledné aerodynamické síly

Kluzák letí v ustáleném režimu letu s úhlem náběhu α_1 . Výslednice aerodynamických sil R_A leží na kolmici a je v rovnováze s tíhou souboru kluzák-pilot G_s (pozice 1).



Obr. 68 Znáznornění změny přímého ustáleného klouzavého letu přitažením těla pilota k hrazdě; a - klouzák v ustáleném klouzavém letu; φ_1 - úhel klouzání, α_1 - úhel náběhu, R_A - výsledná aerodynamická síla, G_s - tíhová síla souboru klouzák-pilot; b - klouzák za přitažení pilota k hrazdě; r_3 - vzdálenost tíhové síly souboru; c - klouzák skloněn momentem dolů; α_3 - zmenšený úhel náběhu, p_3 - posunutím působíště výsledné aerodynamické síly, φ_3 - změněný úhel klouzání

Odtlačí-li se pilot od hrazdy, přesune se těžiště souboru G_s do pozice 2. Tíha G_s neleží na kolmici pod výslednou aerodynamickou silou. Vzniká silová dvojice, která sklápí klouzák nahoru a zvýší úhel náběhu na α_2 . Změnou úhlu náběhu se posune výsledná aerodynamická síla R_A dozadu na kolmici nad tíhu G_s . Po zmenšení rychlosti pokračuje klouzák v přímém letu za nového režimu s novým úhlem náběhu α_2 .

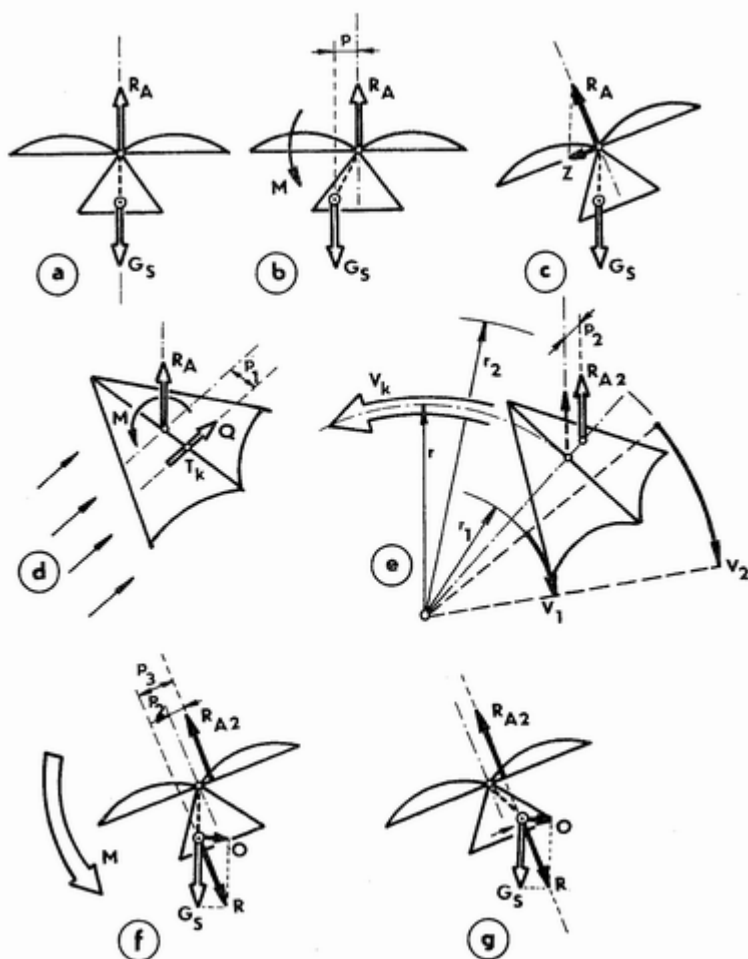
Při přitažení těla pilota k hrazdě (obr. 68) vzniká naopak mezi výslednou aerodynamickou silou R_A a tíhou G_s dvojice sil o rameni r_3 která sklápí klouzák dolů a zmenšuje úhel

náběhu (pozice 3). Výslednice aerodynamických sil R_A se posune dopředu až nad směr tíže G_s . Kluzák po zvýšení rychlosti pokračuje v přímém ustáleném klouzavém letu.

8.4 Rozbor letu při zatáčení kluzáku

Závěsné kluzáky typu Rogallo nemají směrové kormidlo. Do žádoucího letového režimu (zatáčení) se kluzáky uvádějí nakloněním na křídlo. Naklonění vyvolává postupné otáčení kluzáku kolem svislé osy (obr. 69).

Obr. 69 Rozbor zatáčení a rovnováha sil v zatáčce; a - kluzák za přímého ustáleného klouzavého letu; R_A - výsledná aerodynamická síla, G_s - tíhová síla souboru kluzák-pilot; b - kluzák při vychýlení těla pilota na stranu; p - posunutí působíště tíhové síly souboru, M - směr působení klopivého momentu; c - kluzák nakloněn při přímém letu; Z - výslednice sil, R_A a G_s ; d - kluzák ve skluzu po křídle; T_k - těžiště plochy křídla, Q - odpor vzniklý bočním ofukováním, p_1 - vzdálenost působíště bočního odporu Q od působíště R_A , M - směr působení momentu otáčejícího kluzák kolem svislé osy; e - kluzák v zatáčce; V_k - rychlost a směr letu kluzáku, r, r_1 , r_2 - poloměry zatáček středních a koncových partií křídla, V_1 , V_2 - poměr rychlostí ofukování vnitřního a vnějšího konce křídla, p_2 - posun výsledné aerodynamické síly R_{A2} ; f - kluzák v zatáčce; O - odstředivá síla, R - výslednice tíhové a odstředivé síly, p_3 - rameno silové dvojice; g - kluzák za rovnováhy sil v zatáčce (v rozboru není uvažován vliv stabilizačních momentů viz kap. 7).



Kluzák letící přímým ustáleným letem (pozice a) je přesunem těla pilota na stranu vyveden z rovnováhy (pozice b). Těžiště souboru G_s již není pod výslednou aerodynamickou silou R_A , ale je posunuto stranou o vzdálenost p . Tíhová síla G_s tvoří s výslednou aerodynamickou silou R_A dvojici vyvolávající klopivý moment M , který naklání kluzák. Výsledné aerodynamická síla R_A , má dále směr kolmý na plochu křídla (pozice c), ale jejím složením s tíhou souboru G_s působící svisle vzniká síla Z , působící ve směru náklonu. Tato síla sune kluzák do strany ve směru křídla (pozice d). Tímto pohybem vzniká boční ofukování kluzáku, vytváří se odpor Q , který působí v těžišti plochy křídla a vyvolává vůči poloze těžiště souboru moment $M = Q \cdot P_1$, který otáčí kluzák kolem svislé osy.

Zatáčením kluzáku vzniknou rozdílné rychlosti proudění kolem vnější a vnitřní části křídla (pozice e). Vnější polovina křídla je ofukována větší rychlostí V_2 a vzniká na ní větší vztlak než na vnitřní polovině. Působíště výsledné aerodynamické síly R_{A2} se posune ze středu k vnější části křídla. Pokud pilot zůstane vychýlen do strany (pozice f), nevzniká rovnováha, která by udržovala kluzák v ustáleném zatáčení. Složením odstředivé síly 0 s tíhou souboru G_s dostaneme výslednici R , která spolu s výslednou aerodynamickou silou R_{A2} tvoří dvojici (rameno p_3), která dále kluzák naklání do zatáčky. Aby pilot dosáhl rovnovážný stav, musí vrátit své působíště, až vznikne rovnovážný stav (pozice g). Zde výsledná síla R vyvozená tíhou G_s a odstředivou silou 0 leží na přímce s výslednou aerodynamickou silou R_{A2} .

V praxi je důležité brát v úvahu mimo uvedené síly ještě stabilizující momenty (rozpětí křídel, šípovitost apod.), které působí proti posuvu aerodynamické síly R_{A2} .

Proto bude skutečná výslednice aerodynamických sil působit v blízkosti středu kluzáku.

Při prolétávání zatáček se na nakloněném kluzáku uplatní i změna polohy těžiště souboru v podélném směru. Podélným posuvem těžiště pomáháme uvést kluzák do ustáleného zatáčení. .

Zde nutno zvlášť upozornit na nebezpečí vyplývající z rozdílu rychlostí ofukování vnějšího, a vnitřního konce křídla (pozice e). Čím je ostřejší zatáčka a čím pomalejší je let kluzáku, tím je větší rozdíl rychlostí V_1 a V_2 . Pak může dojít k odtržení proudnio na vnitřním křídle a k pádu ve spirále. Zatáčky je tedy nutné provádět s dostatečnou rezervou rychlosti.

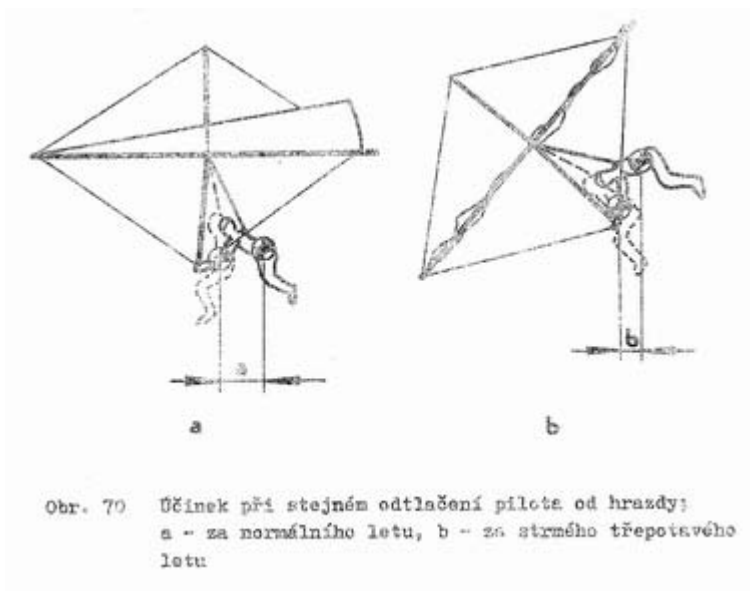
9. TREPOTÁJTÍM POTAHU KŘÍDLA

9. 1 Letový režim a jeho vznik

Strmý let s třepotáním potahu kluzáku s měkkým potahem křídla vzniká, když kluzák letí po velmi příkré dráze k Zemi. Přitom dojde ke zrušení profilu části křídla a uvolněný potah třepotá. Přechod do režimu třepotavého letu lze charakterizovat tak, že na kluzák letící zvýšenou rychlostí při menším úhlu náběhu mohou působit vnější vlivy, takže dojde k dalšímu snížení úhlu náběhu a nastane deformace profilu překroucených konců křídla. To se projeví třepotáním potahu na konci křídla, který přestane působit jako výšková stabilizační plocha. Kluzák se sám sklopí do ještě strmějšího a rychlejšího letu za třepotání celého potahu křídla. Vznikne nový, velmi stabilní letový režim za rovnováhy momentů vyvozených aerodynamickými silami a tíhovým působením souboru kluzák-pilot.

Tělo pilota za strmého třepotavého letu je vlastní tíhou tlačeno ke hrazdě a je třeba vynaložit velkou sílu k odtlačení pilota od hrazdy. Při tom vlastní účinek odtlačení je ještě zmenšen strmým náklonem kluzáku (obr. 70). Ve většině případů se nepodaří dosáhnout takového odtlačení, které je potřebné pro vyvedení kluzáku ze stabilního třepotavého letu.

Kluzák se také může dostat do přechodného stavu nebo přímo do stabilního třepotavého letu ostrým nalétáváním zatáček. V tomto případě pilot prudce vychýlí tělo na stranu a uvede kluzák do otáčení kolem podélné osy. Při této činnosti se konec křídla na vnitřní straně zatáčky pohybuje dolů a konec



vnějšího křídla nahoru. Malý úhel náběhu na konci vnějšího křídla se pohybem nahoru ještě zmenší a nastane náhlé zrušení profilu a třepotání tohoto konce křídla. Tím se okamžitě na vnější straně křídla zruší stabilizující negativní vztlak. Kluzák je těžký "na hlavu" a přechází zvrácením do strmého třepotavého letu. Tato příčina způsobila řadu tragických pádů.

9.2 Možnosti zabránění vzniku a možnosti vyrovnaní strmého třepotavého letu

Základním předpokladem pro zabránění vzniku strmého třepotavého letu je včasné rozpoznání stavu, kdy při překročení maximální rychlosti kluzáku začnou konce křídel třepotat.

Kluzák se nachází v přechodu ke stabilnímu třepotavému letu a provede-li ještě nyní pilot zatím bez zvláštního úsilí dostatečné odtlačení od hrazdy, vyrovná kluzák do normálního letu. Pokud však pilot včas dostatečně hrazdu neodtlačí, přejde kluzák do ještě strmějšího letu za třepotání celého potahu křídla. Reálným východiskem za této situace je postavit se nohama na hrazdu a tělo co nejdále zaklonit. Tento zásah však vyžaduje dokonalou fyzickou kondici, znalost techniky provedení a dostatečnou výšku. Při optimálním provedení stojí na hrazdě, při kterém se pilot drží rukama za boční trubky, tělo vychýlené co nejvíce dozadu, dosáhne takový odklon těžiště, který stačí pro vybrání třepotavého letu u většiny dnes stavěných kluzáků. Důležitá je i technika vybírání, kdy je třeba včas reagovat a zmenšovat vychýlení. I tak dochází k několikanásobnému přetížení.

9. 3 Riziko přechodu kluzáku do obráceného přemetu

Třepotavý let může v některých případech přejít až do obráceného přemetu. Všimneme si, za jakých podmínek může k takové situaci dojít.

Při třepotavém letu se potah kluzáku vlní. Dalším nárazem větru shora se může kluzák dále sklopit a dojde k obrácenému vytvarování potahu. K podobné situaci dochází při silném větru u kluzáku zaparkovaného na Zemi.

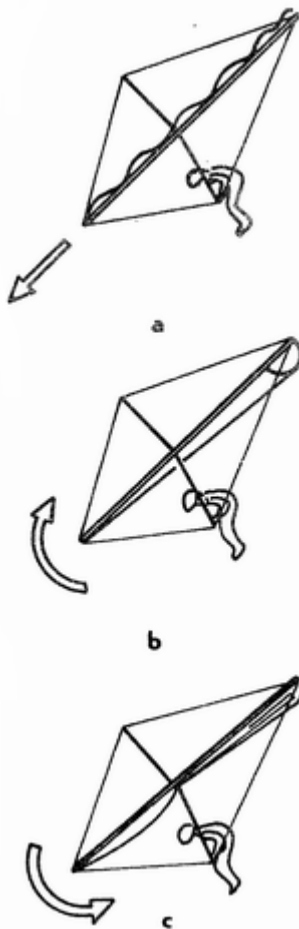
Pro působení aerodynamických sil bude při této situaci důležité, vytvaruje-li se celistvý negativní profil, nebo zda vlivem příčnicku vznikne předěl ve vydutí přední a zadní části profilu (obr. 71). V případě, že vznikne úplný nerušený profil,

bude výsledný moment vychylovat kluzák vzhůru (kap. 7. 1). Kluzák bude mít snahu vyrovnávat let, dokud se nezruší negativní profil. V tomto případě tedy nepřejde kluzák do obráceného přemetu (obr. 71b).

Vznikne-li dvojitý profil předělený příčnickem, bude výsledná aerodynamická síla působit směrem dolů na přední část kluzáku a vytvoří moment, který může kluzák sklápět dále až do obráceného přemetu (obr. 71c).

Kluzáky s nízko položeným příčnickem a kluzáky bez příčniku jsou z hlediska přechodu do obráceného přemetu bezpečnější.

Moderní kluzáky s pevně vyztuženým potahem tuhými profilovými lištami a vymezeným nastavením negativního úhlu konců křídel jsou bezpečnější proti obrácenému přemetu i proti vzniku třepotavého letu vůbec.



Obr. 71 Znárodnění rizika přechodu kluzáku do obráceného přemetu; a - kluzák při režimu třepotavého letu, b - kluzák s celistvým negativně vytvarovaným potahem, c - kluzák s negativně vytvarovaným potahem přerušeným příčnickem

b	m	hloubka křídla
c	-	průvodič od počátku souřadnic k poláře
C_x	-	součinitel odporu
C_y	-	součinitel vztlaku
d	m	průměr
G	kg	hmotnost
G	N	tíže, tíhová síla
G_k	N	tíhová síla kluzáku
G_p	N	tíhová síla pilota
G_s	N	tíhová síla souboru kluzák-pilot
h	m (mm)	výška
l	m	rozpětí křídla
M	N.m	moment síly
O	N	odstředivá síla
p	Pa	tlak, atmosférický tlak
p	m	vzdálenost, rameno
P	N	tah
q	Pa	dynamický tlak
Q	N	odpor (třením)
r	m	poloměr, rameno
R_A	N	výsledná aerodynamická síla
Re	-	Reynoldsovo číslo
S	m ²	plocha
t	%b	tloušťka profilu
T	-	těžiště

T_k	-	těžiště kluzáku
T_p	-	težiště pilota
T_s	-	těžiště souboru kluzák-pilot
V	$m.s^{-1}$	rychlost
X	N	odpor (aerodynamický)
x	-	vodorovná souřadnice
y_1, y_2	-	kolmé souřadnice obrysu profilu
α	$^{\circ}$, rad	úhel náběhu
α_0	$^{\circ}$, rad	úhel náběhu při nulovém vztlaku
ϵ	-	klouzavost
λ	-	geometrická štíhlost křídla
ν	$m^2.s^{-1}$	kinematická viskozita
φ	$^{\circ}$, rad	úhel sklonu dráhy letu
ρ	$kg.m^{-3}$	hustota

Porovnání některých veličin podle nové soustavy jednotek SI (ČSN 01 1301) a jednotek používaných dříve

Veličina	Jednotka podle SI	Dřívější jednotka
Síla tíha tíhová síla	N (newton)	1 kp = 9,80665 N
moment síly	N.m	kp.cm
tlak	Pa (pascal)	1 bar = 100 kPa 1 kp/cm ² = 98,07 kPa
úhel	rad (radian)	1 [°] = ($\pi/180$) rad

POUŽITÁ A DOPORUČENÁ LITERATURA

Hoření - Lněnička: Letecké modelářství a aerodynamika

Jíra a kol.: Aerodynamika a mechanika letu pro plachtaře

P. Kdér: Příručka sportovního letce

M. Musil: Aerodynamika moderních leteckých modelů

F. Sekanina: Aerodynamický výpočet letadla

M. Forejt: Technický a provozní předpis kluzáku typu Rogallo

"Standard - Speciál"

W. Hocke a kol.: Drachenfliegen

D. Poynter: Handbuch des Drachenfliegers

II. Schonherr: články v časopise Drachenflieger Magazzin:

Das Segelprofil von Rogallo

Der Flattersturz

ÚČELOVÁ EDICE ÚV SVAZARMU

.Knižnice zájmové, branně technické a sportovní činnosti

AERODYNAMIKA A MECHANIKA LETU PRO PILOTA ZÁVĚSNÍCH KLUZÁKŮ

Vydal ústřední výbor Svazu pro spolupráci s armádou
v Praze rojů 1981 jako svou 2425. publikaci, 92 stran, 71 obrázků
prostřednictvím podniku TZ SPORTPROPAG, PRAHA

Napsal Ing. Vlastimil VYKOUK

Lektorovali Miroslav Musil a Ing. Bohuslav Hanák

Obálku navrhl František Prouza

Obrázky nakreslil podle podkladů autora Ing. Vít Abrhóm

Šéfredaktorka Nina Erbenová

Odpovědný redaktor Jan Horký

Technický redaktor Jan Najser

Náklad 5000 výtisků

Publikace je vydána pro vnitřní potřebu Svazarmu a rozšiřuje se bezplatně

Do elektronické podoby upravil Marian Dragosek