

Konstrukce a výpočet ultralehkých letounů

Příručka pro amatérské stavitele

©

1999

Ing. Oldřich Olšanský CSc

Ing. Jiří Matějček

Knižnice Letecké amatérské asociace



Obsah:

- 1. Konstrukce ultralehkého letounu**
- 2. Výpočet zatížení letounu**
- 3. Pevnostní výpočet UL letounů**
- 4. Statika - stručné opakování**

Vážený příteli leteckého sportu!

Zdá se, že Tě neodradil první dojem ze spousty stránek, vzorečků a počítání, a že jsi se rozhodl přečíst si alespoň úvod. Podtitul „Příručka“ zde naprosto padne, a věříme, že naši „Příručku“ bude mít každý amatérský stavitele a technik LAA stále při ruce. Není to totiž učebnice konstruování a výpočtů letadel, chceme především ukázat, jak snadno lze vypočítat některé síly a momenty zatěžující UL letoun a jak patřičně nadimenzovat hlavní části UL letounu.

To, že minulý režim soukromému létání a zejména stavbě letadel nepřál, je známá věc a LAA za necelých 10 let předvedla, jak rychle se to dá napravit. Totalitní režim neměl také zájem, aby příliš mnoho jedinců vědělo něco o tom, jak se malá letadla konstruují a počítají. Výpočet letadel se stal jakousi tajemnou magií, ke které měli přístup jen vyvolení. (K tomu přirozeným způsobem také přispěly překlady sovětských učebnic, psané podle hesla „věda je to, čemu není rozumět“.)

„Příručkou“ se snažíme doplnit vzniklou mezeru a navázat na obdobné publikace ze slavných let počátků aviatiky u nás. „Vzděláváním k bezpečnosti“ není prázdná propaganda nebo heslo na praporu LAA. Je to velice účinný prostředek, jak předejít zbytečným nehodám způsobeným neznalostí. Znalosti jsou rozhodně daleko účinnější prevence, než systém příkazů a zákazů, zvláště když si uvědomíme, že UL letoun je soukromý majetek.

Poměrně značný rozsah „Příručky“ by Tě také neměl odradit od dalšího listování, či spíše studia. K porozumění stačí znalosti střední školy technického zaměření, v základním výkladu není používána vysokoškolská matematika, obejdeme se zde bez derivací a integrálů. Celý výklad doprovází výpočet typického UL letounu, rozčleněný do mnoha příkladů, které na sebe navazují.

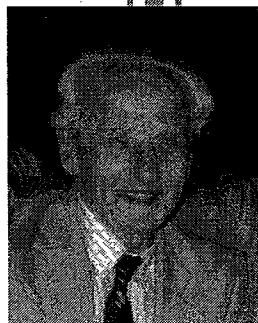
„Příručka“ není četba na plovárnu, a pokud se chceš skutečně dostat na vyšší úroveň znalostí, musíš propočítat všechny příklady sám znova. Pro ty nadšence letectví, kteří mají zásadní nechuť k počítání poučí právě výsledky těchto příkladů alespoň o přibližné velikosti sil a dimenzí u typických UL letounů.

V poznámkách a příkladech, které jsou tištěny zhuštěně je výklad rozšířen. Pouze zde je použita vyšší matematika. K rozšíření, nebo k zopakování znalostí poslouží příloha, ve které je shrnuta Statika tak jak se vyučuje na strojních fakultách.

Každý populární výklad musí nezbytně zjednodušovat. Proto se omlouváme leteckým specialistům, jestliže jsme se v naší „Příručce“ poněkud příliš „spustili“.

Mnoho zdaru ve studiu, stavbě a bezpečném létání přejí

O.Olšanský, J.Matějček



Jiří Matějček.



Oldřich Olšanský

Konstrukce UL letounu

Úloha konstruktéra

Konstruktér letounů hledá takové koncepční a konstrukční řešení letounu, aby s nejmenším nárokem na hmotnost letounu a výrobní náklady, nejen splnil předpokládané výkony a vlastnosti letounu, ale také dosáhl přijatelnou prodejní cenu. Aby toho dosáhl, musí profesionální i amatérský konstruktér plně využívat nejnovějších poznatků z oboru konstruování aerodynamiky, mechaniky letu, materiálů, pružnosti a pevnosti. Konstruování je tvůrčí práce, a tak při sebelépe zpracovaných teoriích a podkladech s použitím počítačů n-té generace zbývá mnoho problémů, které konstruktér musí řešit **technickým citem**. Pokud jej máte, važte si jej, nemáte-li jej, přemýšlejte, jak jej získat. Recept na to není. Všímajte si úspěšných konstrukcí a snažte se rozpoznat jejich podstatu. Dobrý konstruktér se učí z úspěchů i chyb nejen vlastních, ale i cizích, neboť je to levnější, a použije vždy to konstrukční řešení, které se osvědčilo.

Letoun

Letoun je motorové letadlo těžší vzduchu s nepohyblivými nosnými plochami, udržující se ve vzduchu účinkem aerodynamického vztlaku. Motorové letouny konají dopředný pohyb vlivem tahové síly vyvazované pohonnou soustavou, jejíž hlavní částí je motor s vrtulí. Bezmotorové letouny konají dopředný pohyb po skloněné dráze, působením dopředné složky tíže zemské. Na jedné či více nepohyblivých nosných plochách letounu vzniká při dopředném pohybu aerodynamický vztlak, sloužící k překonávání zemské tíže.

Různým uspořádáním nosných ploch, trupu, ocasních ploch a přistávacího zařízení, vznikají různé koncepce letounů. Rozeznáváme pak jednoplošníky, dvouplošníky, hornoplošníky, středoplošníky, dolnoplošníky, tandemové letouny, kachny, samokřídla.

Požadavky na UL letoun

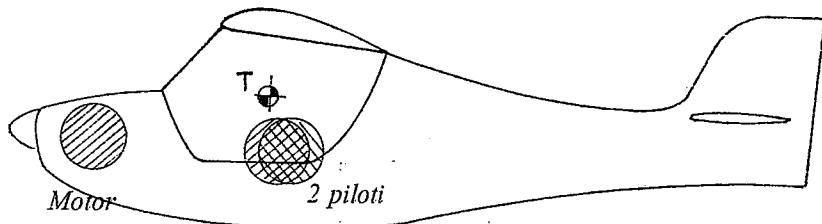
Předpis UL-2 stanoví hlavní podmínky pro posouzení pevnosti, letových vlastností a výkonu letounu UL letounů v ČR. Pro UL letouny aerodynamicky řízené stanoví tento předpis, kromě mnoha dalších požadavků, tato omezení: - pádová rychlosť V_{S0} musí být nižší než 65 km/h, - stoupavost vyšší než 1,5 / s při nejvyšší letové hmotnosti, - vzletová hmotnost nesmí být vyšší než 450 kg u dvousedadlového a 300 kg u jednosedadlového letounu. Mimo tyto požadavky předepsané předpisem UL-2 mohou být různá doporučení nebo požadavky, které si stanoví sám konstruktér (ať amatér či profesionál) nebo zákazník. Má-li např. letoun vzlétat a přistávat na kratších travnatých letištích nestačí předpisem požadovaná stoupavost 1,5 m/s, ale musí být značně vyšší, alespoň 2,5 až 3 m/s. Rovněž pádová rychlosť nesmí být na hranici požadavku předpisu, ale nižší o 5 až 10 km/h. UL letoun je téměř vždy soukromým majetkem, s tím je spojen problém hangárování. Je proto téměř nutné, aby byl letoun snadno rozebiratelný a mohl být převážen na jednoduchém transportéru, nejlépe krytém. Jindy bude rozhodovat požadavek vysoké cestovní rychlosti a značného doletu. Školnímu letounu vyhovuje naopak spíše pomalejší letový režim, musí mít ale dobrou stabilitu a necitlivost k chybám zásahům při řízení. Rovněž musí mít robustní podvozek a velkou životnost. UL letoun pro účely svahového a termického létání bude koncipován jako motorizovaný větroň, tj. bude mít křídlo o vysoké šířce a celkově bude aerodynamicky co nejčistší. Statistika nehod UL letounů ukazuje, že nejčastější přičinou pádu je ztráta rychlosti, tj. přetažení letounu. Pádová rychlosť musí být včas signalizována chováním letounu a to již při rychlosti o něco vyšší než rychlosť pádová. Při přetažení ve správné zatáčce s náklonem 30°, při 75% maximální trvalé výkonnosti motoru, by mělo být možné uvést letoun do normálního vodorovného letu, aniž by došlo k nadmerné ztrátě výšky letu, tj. asi do 30m.

Různé koncepce letounů

Soudobá úroveň stavby UL letounů dává možnost vyřešit všechny jednotlivé konstrukční prvky a vyřešit všechny výrobní postupy a splnit všechny aerodynamické požadavky jednotlivě. Nedává však nikdy možnost sloučit všechny výhodné prvky tak, aby z nich byl vytvořen ideální letoun. Každý úspěšný letoun je proto vždy dán optimalizací aerodynamických a pevnostních požadavků s ohledem na požadované vlastnosti. UL letouny, v překladu tedy velmi lehké, jsou velmi citlivé na umístění velkých osamělých hmot, tj. posádky a motoru, protože především tyto hmoty rozhodují o poloze těžiště celého letounu. Letoun musí letět s jedním lehkým pilotem (60 kg), ale také se dvěma těžkými (2x90 kg). Ideální je umístění posádky přímo v těžišti letounu (nebo velmi blízko). To lze splnit u hornoplošníků a dolnoplošníků se sedadly vedle sebe. Proto jsou tyto dvě koncepce mezi UL letouny **nejrozšířenější**. Umístění motoru v přídi letounu má výhodu snadné zástavy, při havarijním přistání neohrožuje značná osamělá hmota motoru posádku. Nevýhodou je snadné poškození vrtule a nesnadný vzlet při vyšším porostu dráhy. Menší nevýhodou je vrtulový proud, který neumožňuje let bez uzavření kabiny. **Motor vzdadu a nad posádkou** obrací předchozí výhody v nevýhody a naopak. Nevýhodu zástavy motoru nad trupem snižuje u UL letounů použití duralové trubky jako zadní části trupu, motor již nevyjde tak vysoko a lze docela dobře zastavit za křídlo. Hornoplošník s motorem v přídi letounu má, kromě již zmíněné výhody umístění posádky v těžišti, další přednosti. Křídlo lze využít vzpěrou a to pak vychází značně lehčí. Motor před posádkou umožňuje vytápění kabiny. Nevýhodou je horší výhled z kabiny dopředu a v zatáčkách nízko nad zemí. Při nouzovém přistání do porostu nebo rozbahněného terénu

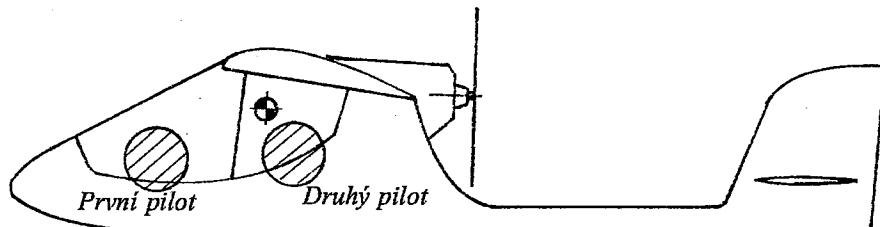
3 PŘÍRUČKA PRO AMATÉRSKÉ STAVITELE

dochází často k převrácení letounu. Přitom je posádka chráněna robustní konstrukcí a nedochází k vážnějším zraněním. Poloha křídla na horní straně trupu dává letounu větší podélnou a příčnou stabilitu. Kouty na dolní straně profilu křídla ve spojení s trupem nejsou aerodynamicky příliš škodlivé, nezpůsobují předčasné odtrhávání proudnic.

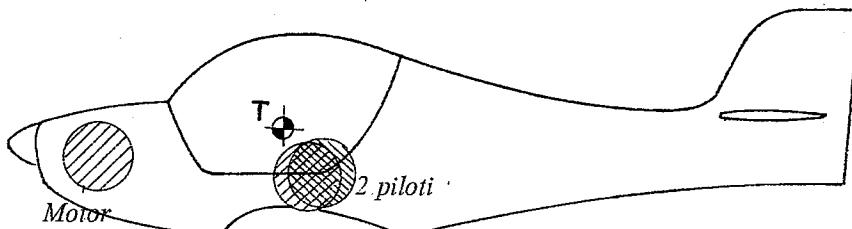


nic.

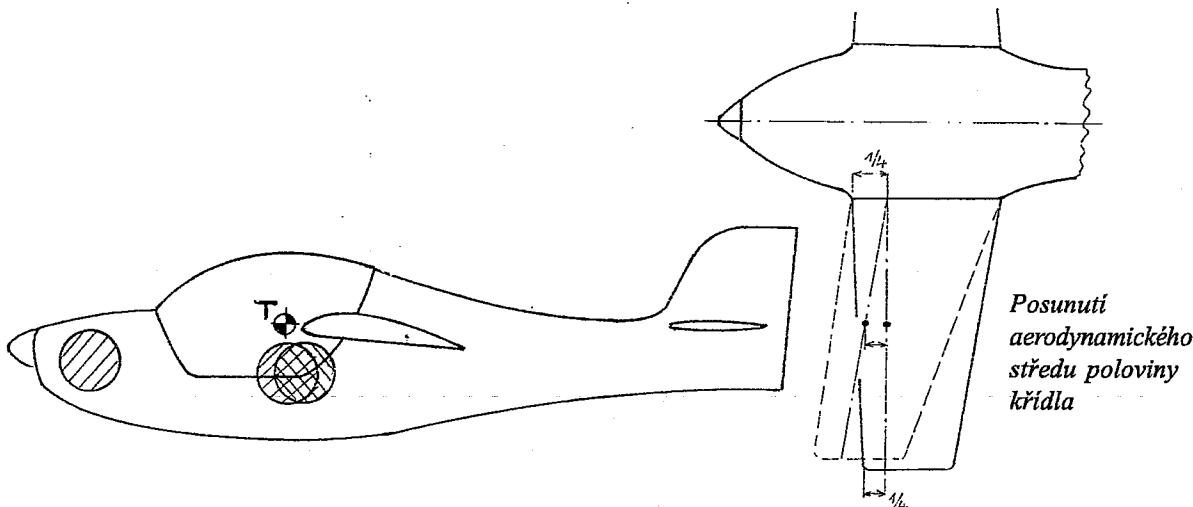
Hornoplošník s motorem vzadu se vyskytuje mezi UL letouny poměrně často. Výhodou je výborný výhled posádky a možnost létání bez kabiny (příp. jen s pilotním štítkem). Při uspořádání pilotů vedle sebe nastává problém s posunem těžiště, protože oba piloti jsou poměrně daleko před těžištěm letounu. Tuto nevýhodu řeší uspořádání pilotů za sebou. Druhý pilot sedí pod křídlem v těžišti letounu, jeho výhled je tím ovšem značně zhoršen.



Dolnoplošník má stejné výhody, pokud jde o umístění posádky, jako hornoplošník s motorem v přídi. Ztrácí však výhodu snadné zástavby vzpěr křídla. Vzpěry na horní straně křídla ruší proudění ve velké části křídla na horní straně profilu, kde je proudění rychlejší, což se projeví značným snížením vztlaku a zvýšením odporu. Vzpěry jsou namáhány na vzpěr a vycházejí proto těžší. Křídlo musí být tedy samonosné, což je konstrukční problém, jehož řešení se neobejde bez zvýšení hmotnosti. (V historii letectví najdeme ovšem také vzpěrové dolnoplošníky jako byly např. AVIE BH1 až BH16.) Poloha křídla pod těžištěm letounu snižuje podélnou a příčnou stabilitu, proto mají dolnoplošníky větší mohutnost ocasní plochy a vzepětí 4° až 5°. Při nouzovém přistání není dolnoplošník takto náchylný k převrácení, protože má těžiště níž. Pokud však k němu dojde není posádka chráněna konstrukcí jako u hornoplošníku. Kouty ve spojení polovin křídla a trupu jsou na horní straně profilu, což by způsobovalo předčasné odtrhávání proudu. Tento aerodynamický problém musí být vždy řešen dlouhými a vhodně tvarovanými lištami trojúhelníkového tvaru za odtokovou hranou křídla. Výhodou dolnoplošníku je dobrý výhled obou pilotů.



Středoplošník má vždy problémy s posunem těžiště při obsazení jedním nebo dvěma piloty, protože je nelze umístit blízko těžiště. Problém je také s umístěním motoru. Pokud je motor před posádkou musí křídlo značný negativní šíp (tj. dopředu), což je aerodynamicky nevýhodné, vzhledově špatné a přináší přidavné namáhání centoplánu kroucením. Motor za posádkou a nad trupem má výše zmíněné nevýhody. Křídlo musí být samonosné. Aerodynamicky čisté spojení křídla s trupem je zde bez problému, stačí vyrovnat kouty zaoblením.



Koncepcí letounu typu „kachna“ nelze v žádném případě doporučit. Výhody proti výše zmíněným koncepcím **nejsou vlastně žádné**. Zdánlivá výhoda v tom, že vodorovná stabilizační plocha před křídlem, tzv. „kachna“, vlastně nese a pomáhá tím křidlu, které je za ní, při bližším rozboru neobstojí: Podmínkou podélné stability u každé koncepce letounu je vyšší součinitel vztlaku, na přední ploše než na zadní. (Letečtí modeláři tomu říkají podélné „v“.) Aby bylo křídlo skutečně využito, musí vyššímu součiniteli vztlaku odpovídat také vyšší štíhlost, protože jinak by nadměrně vzrostl indukovaný odpor. Štíhlosť je u „kachny“ omezena konstrukčními problémy. Takže odborný závěr zní: U této koncepce není dobře využito křídlo, protože musí mít nižší součinitel vztlaku než „kachna“, která stojí před křídlem. Další nevýhody jsou ještě závažnější, je to především špatná směrová stabilita, protože směrovka je blízko těžiště, zato trup vybíhá před těžiště a tím zvyšuje směrovou nestabilitu. Z důvodů podélné stability, které byly vysvětleny, není možné použít vztlakových klapek. Při znečištění kachny např. kapkami deště, může být omezena možnost zvednout příd' letounu, protože maximální součinitel profilu „kachny“ klesne.

Samokřídlo láká konstruktéry stále, protože když vynecháme trup a ocasní plochy nutně zmenšíme hmotnost a snížíme odpory letounu. Úspora je zdánlivá a nevyplatí se, i když je tato koncepce přece jen výhodnější než typ „kachna“. Vynechání vodorovných ocasních ploch vyžaduje autostabilní křídlo. To je nejčastěji šípové s velkým geometrickým zkroucením a málo zakřiveným příp. autostabilním profilem. Takové křídlo je samozřejmě aerodynamicky méně kvalitní a má tedy větší odpor. Jeho menší maximální součinitel vztlaku musíme vyrovnat zvěšením plochy. Směrová stabilita se nedá jednoduše napravit, nemáme trup a svislá stabilizační plocha je vždy blízko těžiště, i když použijeme svislé stabilizační plochy na koncích šípového křídla. (Zvěšení plochy směrovky si mohou dovolit letečtí modeláři, jejichž „prkna“ s relativně ohromnou směrovkou létají dobře.) Dobře létají i rogal, což jsou samokřídla, kde podélné stabilitě pomáhá velmi nízko položené těžiště. Podélná a směrová stabilita rogal porovnání s klasickými letouny, je ovšem nesrovnatelně horší. Je to daň za konstrukční jednoduchost. Totéž platí i u padákových kluzáků.

Dvouplotníky se stavěly před lety zejména pro konstrukci křídla, které vyšlo při použití vzpěr a lan velmi lehké. Aerodynamicky nejsou dvě křídla výhodná, protože se vzájemně ovlivňují. Tím vychází jejich plocha a odpor větší než u jednoho křídla. Mezi UL letouny se dvouplotníky objevují nejčastěji jako zmenšené repliky slavných historických letounů.

Konstrukční materiály

Zde se nebudeme zabývat jednotlivými druhy ocelí, hliníkových slitin, kompozitů, dřeva, atp. Půjde o posouzení použití určitého materiálu na celý letoun. První konstrukce UL letounů byly odvozeny od konstrukce rogal. Konstrukci tvoří **duralové trubky, ocelová lana a plátno**. Tyto konstrukce mají dodnes své místo mezi UL letouny pro svoji jednoduchost, rychlou stavbu s malými náklady. Jsou odolné při tvrdých přistáních, vzdorují povětrnosti, snadno se opravují a vycházejí lehké a levné. (U nás téměř vymizely. Důvodem však není zastaralost konstrukce, ale vysoká cena přesných duralových trubek, které se musí dovážet.) Nevýhodou těchto konstrukcí jsou horší aerodynamické vlastnosti způsobené nemožností dodržet tvar profilu křídla a vhodně vytvarovat trup, dále je zde množství vzpěr, lan, výstupků, děr.

Dřevo je tradičním materiálem pro stavbu letadel a dodnes nejvýhodnějším pro amatérskou stavbu. Při pečlivém návrhu konstrukce vychází letoun vůbec nelehčí v porovnání s jinými materiály. Opravy jsou snadné, lze dodržet geometrii a profil křídla v potřebné přesnosti, obtížně lze ze dřeva postavit aerodynamicky a vzhledově dokonalý trup. Nevýhodou je pracnost a zejména nutnost ochrany před vlhkem. Dřevěné konstrukce jsou také choulostivější při dopravě i provozu.

5. PŘÍRUČKA PRO AMATÉRSKÉ STAVITELE

Kompozitové letouny jsou z hlediska možnosti dodržet geometrii křídla a dosáhnout aerodynamickou čistotu celého letounu nejdokonalejší, také vzhledově vycházejí nejlépe. Amatérská stavba je možná jen ze stavebnic. Vývoj a výroba celolaminátového letounu je velmi nákladná a pro malou firmu riskantní, protože formy pro laminování dílů jsou velmi drahé a vyplatí se po vyrobení několika desítek, spíše však stovek, kusů. Letouny však vycházejí těžší v porovnání s dřevěnými, i když pevnost skelných laminátů v tahu dosahuje pevnosti měkké oceli. Způsobuje to malá tuhost laminátů spolu s velmi malými tloušťkami laminátu, které vycházejí např. v obalech křídla. Tento nedostatek řeší sendvičové konstrukce, kdy je mezi dvě vrstvy laminátu vlepena vrstva pěnové hmoty, tím se zvýší tloušťka obalu při stejně hmotnosti. Laminování je však nutno provádět vakuově, což zdražuje výrobu. Sendvičové také nelze laminovat složité tvary, protože pěnová hmota není příliš poddajná. To se týká trupů, kde lze sendvičovou konstrukci uplatnit jen částečně. Amatérsky lze stavět laminátové letouny jen ze stavebnic, opravovat jen částečně. Sendvičové části jsou velmi tuhé, ale křehké a obtížné opravitelné.

Celokovové letouny se staví nejčastěji z duralového plechu a duralových profilů. Problémy tenkých obalů křídel jsou stejné jako u kompozitových konstrukcí, proto vycházejí celokovové UL letouny těžší. Spojovacím materiélem jsou nýty, nejčastěji trnové, což zrychluje a zlevňuje výrobu. Letouny vycházejí dosti levné, což neplatí v našich současných podmínkách, kdy cenu zvyšuje dovoz duralových plechů. Amatérská stavba ze stavebnic je možná, amatérské opravy jsou možné jen velmi omezeně. V konstrukcích UL letounů se používají výše zmíněné materiály v nejrůznějších kombinacích. Zejména amatéři např. velmi často stavějí příhradové trupy svařené z tenkostěnných ocelových trubek. Příhradový ocelový trup je robustní, snadno se s ním spojují díly kování svařením nebo přišroubováním. Rozvedení osamělých sil, stejně jako přivaření dodatečných výztuh je snadné. Nevýhodou ocelového trupu je vyšší hmotnost a hranatý tvar. Příhradový trup lze vystavět také z duralových trubek v uzlech nanýtovaných na plechy. Takový trup je lehčí než ocelový, ale je dražší.

Hlavní části a konstrukční skupiny

Hlavními částmi letounu jsou drak, pohonná soustava a výstroj. Drak letounu se skládá z křídla, trupu, ocasních ploch, řízení a přistávacího zařízení.

Křídlo

se největší měrou podílí na letových vlastnostech letounu, proto mu musí být věnována největší pozornost při návrhu UL letounu. Konstruktér začíná volbou **půdorysného tvaru a volbou profilů**. Výrobně nejjednodušší je **obdélníkové křídlo**, má také výhodné aerodynamické vlastnosti při přetažení. Nejvyšší místní součinitel vztahu je u obdélníkového křídla vždy uprostřed, zde dochází k odtržení proudnic při přetažení nejdříve, zatímco okraje stále nesou. Letoun nemá snahu přejít do vývrty. Střední součinitel je však asi o 13% nižší, než součinitel uprostřed křídla, to znamená, že plocha křídla je méně využita a křídlo musí mít o něco větší plochu. Obdélníkové křídlo má také největší tvarový součinitel indukovaného odporu.

Lichoběžníkové křídlo využije plochu lépe. Při přetažení však dochází k odtrhávání proudnic v blízkosti okrajů křídla a to zejména u křidel, které mají velké zúžení konců. K dosažení dobrých vlastností při přetažení musí být lichoběžníkové křídlo překroucené tak, aby konce měly menší úhel náběhu, zúžení konců křídla by nemělo přesahovat 0,5. Pracnost stavby v amatérských podmínkách je u lichoběžníkového křídla asi o 50% větší než u křídla obdélníkového. Lichoběžníkové křídlo má u kořenového profilu vekou tloušťku, proto je výhodné u samonosného křídla.

Kombinovaný půdorysný tvar křídla je velmi výhodný. Nejčastěji to je obdélník ve středu křídla a lichoběžník u konců. Vhodnými proporcemi dosáhneme požadovaných vlastností při přetažení bez překroucení křídla a s dobrým využitím jeho plochy.

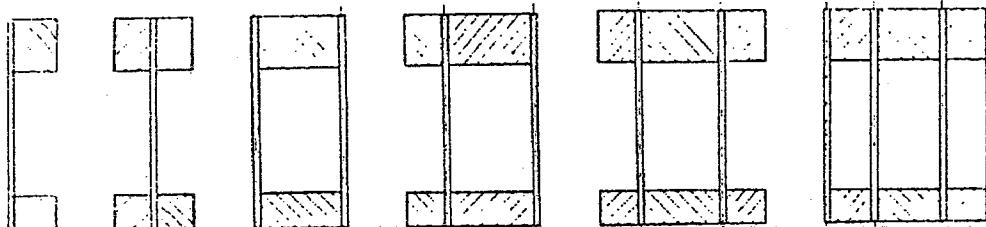
Konstruktér využívá **šípu křídla** k posunutí aerodynamického středu křídla v podélném směru do požadované polohy vzhledem k těžišti letounu. Malý šíp křídla (asi do 10°) zhorší aerodynamiku křídla jen zcela nepatrně. Velký negativní šíp však pokazí vzhled každého letounu.

Výběr **profilů křídla** UL letounů se řídí konstrukčním provedením křídla a hlavním účelem UL letounu. Použití moderních laminárních profilů s nízkým součinitelem profilového odporu má smysl pouze tam, kde je zaručena geometrie křídla, jeho hladký povrch a aerodynamická čistota ostatních částí letounu, zároveň nám musí jít o dosažení vysoké maximální rychlosti. To není případ většiny UL letounů. Proto se lépe uplatní profily, které sice mají větší součinitel profilového odporu, ale zato nabízejí vysoký součinitel maximálního vztahu (křídlo pak může mít menší plochu), necitlivost k nepřesnostem a znečištění povrchu, pomalé odtrhávání při přetažení. Výběr profilů je obrovský a amatér by se měl při volbě poradit s odborníkem. Jako příklad osvědčených profilů, bez rozboru jejich předností a nedostatků, uvádíme: ruský profil R-III, „wortman“ FX-63-137, kanadský UA-2 a SM-701. **Souřadnice a aerodynamické charakteristiky těchto profilů jsou v příloze P 1.3 až P 1.6**

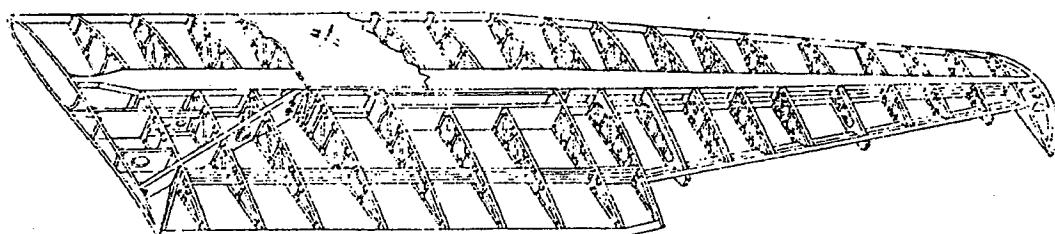
Konstrukce křídla UL letounu bývá nejčastěji jednonosníková nebo dvounosníková s jednodutinovou torzní skříní. Nosníky přenášejí pouze ohyb a posouvající sílu, torzní skříň kroucení. Konstrukce nosníku se řídí použitým materiélem. **Dřevěná křídla** mají nosníky složené z horní a dolní smrkové (borovicové) pánsnice přelepené z obou stran

překližkou, torzní skříň tvoří žebra z pěnové hmoty nebo dřeva obalená překližkou

Laminátové křídlo má nosník tvaru I nebo O, který je složen z plochých pásnic tvořených laminátem z podélnými skleněnými nebo uhlikovými vlákny (roving) a stojiny z přelaminované pěnové hmoty. Obal torzní skříně je z tenké-



Řezy různých konstrukcí nosníků dřevěného křídla

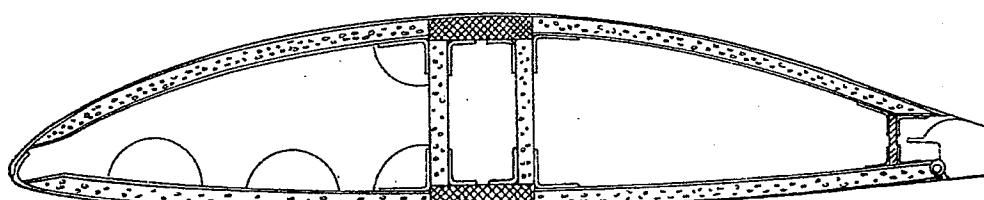


Jednonosníkové dřevěné křídlo

ho sendviče, žebra jsou jen na okrajích.

U duralových křídel jsou pásnice z duralových úhelníků, stojina a obal torzní skříně je z plechu, žebra jsou plechová vyztužená prolisy.

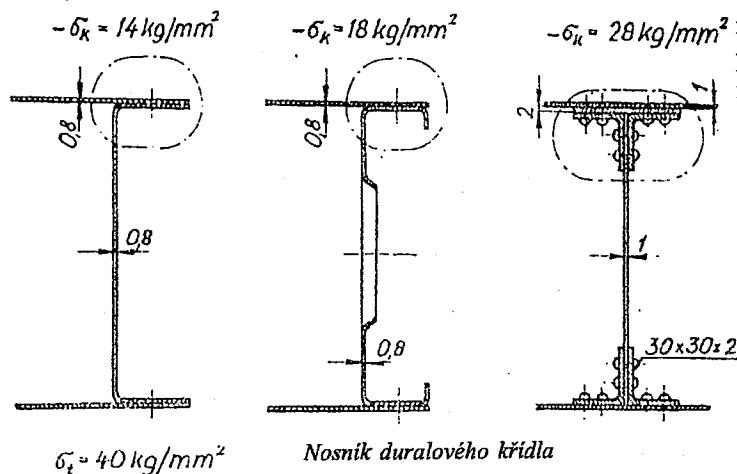
Pláténým potahem v zadní části křídla snížíme hmotnost křídla, ale snížíme také jeho pevnost a tuhost v kroucení, v malé míře také aerodynamickou čistotu. Jsou používány polyesterové tkaniny, které se lepí kontaktními lepidly (Alkaprén, Chloroprén) a vypínají zahřátím, nebo se potahuje leteckým plátnem, lepeným a vypínaným speciálními nítrolaky.



Řez laminátovým křídlem

Snížení hmotnosti se dosáhne také **vyztužením křídla vzpěrou**. Největší ohybové namáhání nosníku se tak sníží na 1/3 až 1/4. Jestliže vynecháme torzní skříň musí mít křídlo dvojitou vzpěru, to je typické pro křídlo z duralových trubek.

V tomto případě se vzpěry spojují v polovině délky s křídlem pro zvýšení vzpěrné pevnosti. Zvýšení pevnosti je čtyřnásobné. Můžeme použít trubek o menším průměru a snížit tak aerodynamický odpor, který je značný. Spojení vzpěr s křídlem tenkými trubkami má tvar písmene N.



Hmotnost samonosných křídel při zatížení do 40 kg/m² bývá 5 až 7 kg/m². Hmotnost je zejména ovlivněna rozpětím, půdorysným tvarem a tloušťkou kořenového profilu. Menší je vliv použitého materiálu.

Křídélka

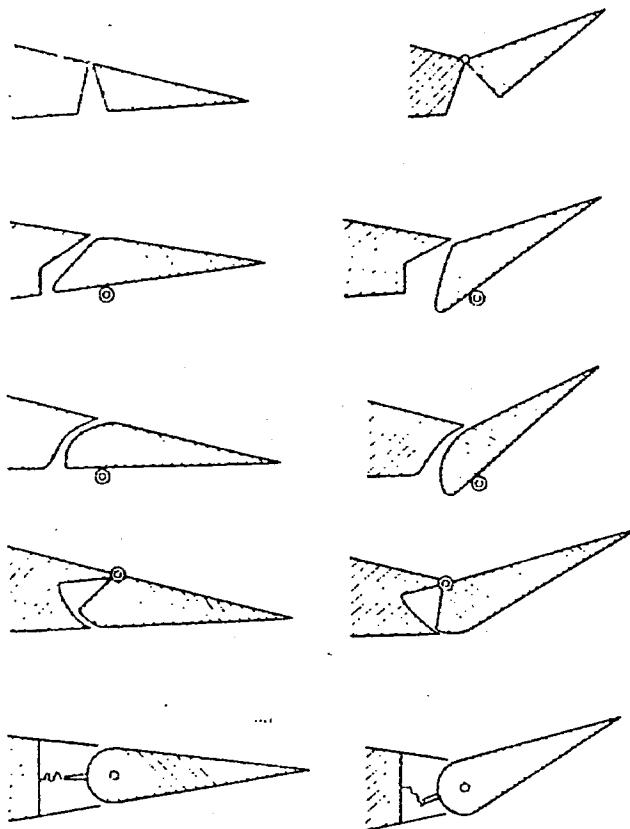
slouží k příčnému řízení letounu. Jejich pohyb je upraven tak, že při výchylce jednoho křídélka nahoru se druhé vychýlí dolů. Tím se změní rozložení vztlaku podél rozpětí křídla. Na křídle s křídélkem skloněným dolů vztlak vzroste a na opačné straně klesne, takže vznikne moment kolem podélné osy, který způsobí náklon potřebný pro zatačku.

Vychýlením křídélek vzniká však ještě moment a natáčení letounu kolem svislé osy rozdílem odporu obou stran letounu, poněvadž křídlo s křídélkem vychýleným dolů má větší odpor než strana opačná. Vzniklý moment však působí v opačném smyslu než letoun zatačí. Tento nežádoucí moment je nutno vyrovnávat patřičným vychýlením směrového kormidla nebo diferenciálním řízením křídélek.

Diferenciální řízení křídélka dává výchylku křídélka nahoru mnohem větší než výchylka dolů. Střední diferenciální řízení bývá kolem 15° dolů a 25° až 35° nahoru. Krajně diferencované řízení bývá 7° dolů a 50° nahoru. Někdy se vychyluje křídélko pouze nahoru, zatímco druhé je ve střední poloze.

Běžně bývá rozpětí křídélka 40 až 60% polovičního rozpětí nosné plochy, přičemž je křídélko posazeno co nejdále od podélné osy letounu, aby se zvětšilo rameno momentu. Zvětšením rozpětí křídélka přes uvedenou mez se účinnost křídélka příliš nezvětší, ale zato podstatně vzroste síla v řízení. Hloubka křídélka bývá většinou 25% hloubky křídla nebo i méně. Rozhodně však nemá přesahovat 30% hloubky křídla. Zvětšováním hloubky křídélka rostou mnohem rychleji síly na řídící páce než účinnost křídélka, poněvadž síla na řídící páce je úměrná ploše křídélka násobené jeho hloubkou. Plocha křídélek bývá obyčejně 9 až 12% plochy křídla.

U UL letounů není třeba aerodynamické vyvážení křídélek. Osa otáčení je buď uprostřed profilu nebo až na horním obrysu křídélka. Statické vyvážení křídélek slouží k potlačení aeroelastických kmitů a tím zvýšení kritické rychlosti. Statické vyvážení posune těžiště křídélka do jeho osy otáčení. Děje se tak obyčejně přídavným železným či olověným závažím na patřičném rameni umístěným na vnější straně křídélka. Statické vyvážení je nutné při vysokých rychlostech (kolem 200 km/h).



Různá konstrukční provedení křidélek

Vztlakové klapky

zvyšují maximální vztlak křídla, což umožnuje snížení plochy křídla při dosažení stejné pádové rychlosti. Křídlo je ovšem komplikovanější o ovládací mechanismy, je těžší a pracnější. Ukazuje se, že zá stavba vztlakových klapek je výhodná (nebo i nutná) jen u velmi rychlých UL letounů. Vztlakové klapky jsou umístěny na odtokové hraně křídla mezi křídélkem a trupem, jejich hloubka je stejná jako u křídélek, výchylky jdou až do 60° . Při velkých výchylkách

zvýšíme současně se zvýšením vztlaku také odpor a vztlaková klapka působí také jako aerodynamická brzda. Přírůstek vztlaku závisí na typu vztlakových klapek. Největší zisk vztlaku vykazuje dvouštěrbinová klapka, ovšem

Druh vztlakové klapky	$c_{y\max}$	α_{\max}	$-c_{mo}$
Základní profil	1,54	15,5°	0,01
Odklápací klapka Hloubka klapky 20% Výchylka klapky 60°	2,53	12°	0,18
Jednoduchá klapka Hloubka klapky 20% Výchylka klapky 60°	2,38	12,5°	0,22
Štěrbinová klapka Hloubka klapky 20% Výchylka klapky 50°	2,76	13,5°	0,25
Fowlerova klapka Hloubka klapky 27% Výchylka klapky 30°	2,90	10,5°	0,42

za cenu náročné konstrukce a velmi složitých ovládacích mechanizmů.

Flaperony

spojují funkci křídlelek a vztlakových klapek. Jsou to vlastně křídélka konstruovaná po celém rozpětí křídla. Ovládají se mechanizmem, který směšuje příčné řízení a řízení vztlakových klapek. Tento diferenciální mechanismus je pouze v trupu, v křidle pak nejsou žádné mechanismy. To je výhodné zejména u křidel z duralových trubek, proto u této konstrukcí křidel najdeme flaperony nejčastěji. Jako křídélka jsou flaperony velmi účinné, jejich použitím dosáhneme ostré příčné řízení. Vzniká zde ovšem nebezpečí, že když při plné výchylce flaperonu jako vztlakové klapky přidáme příčným řízením ještě plnou výchylku směrem dolů, dojde k odtržení proudění na celém křídle s následným pádem do vývrty. Výchylky flaperonů jsou tedy omezeny, a proto nahrazují vztlakové klapky jen částečně, nelze počítat s tak velkým zvýšením součinitele vztlaku, jako u normálních vztlakových klapek, také nepracují jako aerodynamické brzdy. Ovládací mechanismus musí zaručit diferencované výchylky flaperonů při příčném řízení. Výchylky flaperonů závisí také na použitém profilu křídla, např. u JORY se osvědčily tyto hodnoty výchylek: jako klapky 16°, jako křídélka 10° dolů, 20° nahoru.

Trup

má několik funkcí:

- Spojuje ocasní plochy s nosným systémem, přičemž tvoří rameno pro moment ocasních ploch, potřebný pro stabilitu a ovladatelnost.
- Slouží k uložení užitečného zatížení (posádky, zavazadel, pohonných hmot) a k instalaci všech potřebných zařízení k ovládání draku i motoru letounu.
- Obvykle na přední části trupu je u jednomotorových letounů uchycen motor se svou instalací.
- Bývá na něm obvykle upěvněno přistávací zařízení letounu: na přední části příďový podvozek, na střední části hlavní podvozek nebo plováky, na zadní části ostruha či záďové kolo. U vodních letounů bývá trup často vytvořen jako člun.

Tvar trupu je vyřešen s ohledem na účel letounu, umístění letců a použitý motor. Průřez bývá přizpůsoben u dvoumístných letounů umístění posádky bud' vedle sebe, nebo za sebou. Největší průřez je obvykle v posádky a křídla. S ohledem na škodlivý odpor, je průřez trupu co nejmenší, musí však dovolovat pohodlné umístění posádky. Nejmenší aerodynamický odpor mají laminátové trupy, které lze volně vytvarovat do ideálního tvaru. U ostatních trupů se musíme spokojit s tvarovým kompromisem, daným použitým druhem materiálu.

Trup má tři části: přední, střední a zadní. V přední části je u jednomotorových letounů motorové lože, které je bud' v celku s ostatním trupem, častěji je odnímatelné. V této části je pak uložena celá instalace motoru a obyčejně i olejová nádrž. Střední část trupu slouží k zachycení nosného systému a přistávacího zařízení. Zde bývá někdy uložena hlavní benzínová nádrž a je zde vytvořen prostor pro posádku. Zadní část nese na svém konci ocasní plochy a přenáší do střední části síly a momenty od jejich zatížení. Pod ocasními plochami na trupu je připevněna ostruha pro přistávání. V zadní části trupu bývá prostor pro zavazadla.

Délka trupu se stanoví výpočtem z podmínky stability a ovladatelnosti letounu a z podmínky potřebné centráže.

9. PŘÍRUCKA PRO AMATEURSKÉ STAVITELE

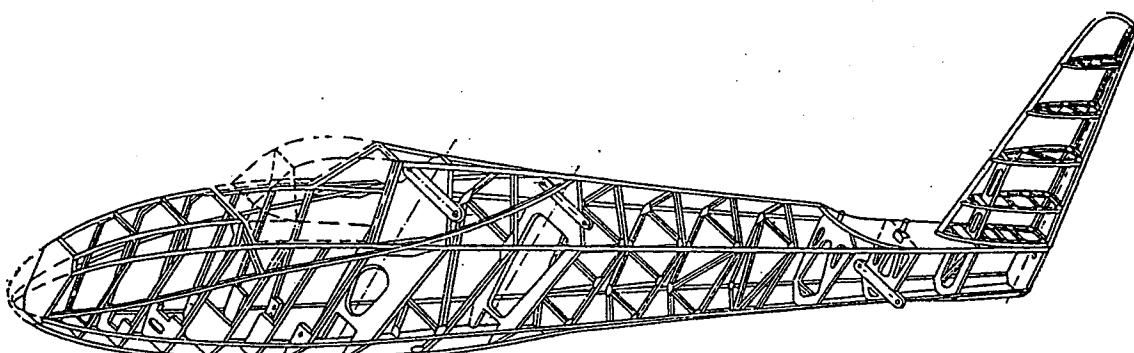
Zadní část trupu určuje velikost ramene stabilizujícího momentu ocasních ploch a bývá v určitém poměru k velikosti ocasních ploch. Délka přední části trupu vychází z centráže letounu. Délka trupu bývá většinou u jednoplošníků 55 až 80% rozpětí, u dvouplošníků 70 - 90% rozpětí křídel. V pilotním prostoru jsou umístěna sedadla, řízení kormidel, řízení motoru, palubní deska s příslušnými přístroji, ovládání vztlakových klapek, vyvážení a případní ovladače.

Konstrukce trupu je buď příhradová nebo poloskořepina či skořepina, ze dřeva, kovu nebo kompozitu.

Dřevěný příhradový trup má podélné nosníky smrkové nebo borovicové, které jsou vyztuženy příčnými přehradami. Překližkový potah nahrazuje úhlopříčné vyztužení stěn. Zřídka se již vyskytuje dřevěný trup s úhlopříčným vyztužením drátěným nebo latkovým a s plátěným potahem.

U **kovového trupu** je příhradový nosník proveden ze čtyř podélných trubek, které jsou spojeny vodorovnými a svislými příčkami a vyztuženými dráty, nebo úhlopříčnými vzpěrami. Používají se trubky ocelové nebo duralové, kruhové nebo čtyřhranné. Spojování dle materiálu nýtováním nebo svářením. Příhradový nosník je dále opatřen lehkou konstrukcí, tzv. karoserií, která dává trupu patřičný tvar pro plátěný potah.

Dřevěná poloskořepina je vytvořena potahem, několika podélníky a příčnými výztuhami (přepážkami). Dřevěná skořepina je vytvořena z pásků překližky nebo dýh vinutých šroubovitě přes rozebíratelnou šablonu, mající tvar trupu. Překližka či dýha je vinuta v několika vrstvách, kterou jsou střídavě vytvořeny ze šroubovic opačného smyslu. Někdy se dýha nebo překližka vine přes pevnou šablonu a po dokončení všech vrstev se po délce ve vodorovné rovině rozřízne a po vyjmutí šablony se obě půlkdy slepí. Totéž se provádí přímo ze dvou půlek vzniklých lisováním dýhy v šabloně. Obě půlkdy se spojují ve vodorovné rovině. Čistá skořepina je bez vnitřního vyztužení průrezu oválného,



Dřevěný trup před potažením překližkou

kruhového či jiného. Někdy se vyztužuje příčnými výztuhami a podélnými lištami, což vytváří pak poloskořepinu. **Kovová poloskořepina** je vytvořena z plátů duralového plechu, zakřivených dle obrysu trupu. Jednotlivé plechy jsou nýtovány na příčné obrysové výztuhu a podélné nosníky a lišty.

Kompozitové trupy se vyrábějí laminováním do dvou polovin negativní formy. Po vylaminování se obě poloviny formy sešroubují a poloviny trupu slepí. To se provádí bud pásky laminátu zevnitř sešroubované formy, nebo je na jedné polovině trupu vylaminován okraj, který přesahuje formu a přesně zapadá do druhé poloviny trupu. V tomto případě se lepí zahuštěnou pryskyřicí, nanesenou do místa slepu před sešroubováním formy. Laminát se vyztužuje příčnými žebry. V místech, které nemají příliš složitý tvar, může být konstrukce trupu sendvičová. Pokud je povrch formy dokonalý, nanese se do formy před laminováním vrstva gelu, hotový trup má pak dokonalý povrch, který se již nelakuje a případně jen leští.

Skořepinová konstrukce vytváří lepší profilování trupu a tím i menší odpor vzduchu. Je tužší v kroucení a usnadňuje vnitřní uspořádání jednotlivých prostorů, protože nemá příčné vyztužení jako konstrukce příhradová. Nesnadnější je rozvedení sil v jednotlivých závesných uzlech do nosného potahu.

Velmi namáhanou součástí trupu je **centroplán**. To platí především u samonosných křídel, kde centroplán přenáší největší ohybový moment a největší posouvající sílu poloviny křídla a to právě v místě, kde je křídlo děleno na dvě poloviny. U křídel vyztužených vzpěrou odpadá namáhání centroplánu ohybem a téměř i posouvající silou, zato je zde vodorovná složka síly vzpěry, která stlačuje centroplán a namáhá jeho části na vzpěru.

Ocasní plochy

Jedoucích jsou umístěny na konci trupu a mají dvojí úlohu: umožňují otáčení letounu kolem příčné osy a zajišťují podélnou a směrovou stabilitu. Tvoří je systém vodorovných a svislých ploch obvykle složených z částí pevné a kormidla. Až na výjimky jsou jednoplošné, tj. skládají se z jedné plochy vodorovné a z jedné svislé. Ocasní plochy mohou být úplně samonosné, nebo se vyztužují buď jen profilovými dráty (nebo lanky), případně vzpěrami. Vzájemná poloha vodorovných a svislých ocasních ploch bývá nejčastěji volena tak, že osy otáčení výškového a směrového

kormidla se téměř protínají. Toto provedení má nevýhodu, že při některých obratech je směrové kormidlo aerodynamicky stíňeno vodorovnými plochami, čímž ztrácí značně na účinnosti a ztěžuje vybrání vývrty. Proto se někdy umísťují vodorovné plochy před svislé, nejčastěji o hloubku výškového kormidla, nebo se stabilizační plocha umístí až za směrové kormidlo. Druhé řešení je konstrukčně obtížnější. Výchylky ocasních kormidel jsou na obě strany stejné, nejčastěji 30° . Ocasní plochy, vodorovné i svislé, mohou být také v provedení neděleném (plovoucí), kdy se vychylují jako celek.

Vodorovná ocasní plocha - VOP

zajišťuje podélnou stabilitu letounu. Je obyčejně složena y části pevné, tzv. **stabilizátoru** a části otočné - **výškového kormidla**. Stabilizační plocha je někdy spojena s trupem stavěcím zařízením, které dovoluje seřízení plochy pod určitým úhlem s podélnou osou (nebo s tětivou křídla). Běžně je toto seřízení možné jen na zemi a uplatní se při zalétání letounu. Výškové kormidlo bývá opatřeno vyvažovací ploškou, pomocí které je možno využít letoun za letu. Vztaková síla působí na VOP střídavě směrem nahoru a dolů. Proto je nejvhodnější a také nejpoužívanější **souměrný profil**. Ten také vykazuje menší profilový odpor než profil nesouměrný a může mít větší relativní tloušťku výhodnou pro konstrukci, aniž se tím znatelně zvýší škodlivé odpory. Součinitel vztaku VOP je v běžných režimech letu malý, takže není nutná velká štíhlosť, ta bývá jen 3,5 až 5, což je také výhodné pro konstrukci. Pro aerodynamickou účinnost VOP není příliš rozhodující **tvar**, (jako tomu bylo u křídla), zde se konstruktér řídí vzhledem letounu a pracností výroby VOP.

Svislá ocasní plocha, SOP

zajišťuje směrovou stabilitu letounu. Část pevná se nazývá **kýlová plocha**, část pohyblivá **směrové kormidlo**. Podobně jako u VOP i zde je nejvhodnější a nejvíce užívaný souměrný profil. O tvaru SOP rozhoduje především vzhled letounu, dále také její pevnost a tuhost. Štíhlosť SOP je z konstrukčních důvodů velmi malá. SOP je nejčastěji umístěna v rovině souměrnosti letounu. S ohledem na zešikmení proudu od vrtule a na moment od motoru, bývá někdy kýlová plocha vychýlena o určitý úhel z roviny souměrnosti.

Velikosti ocasních ploch

Pro předběžný odhad při navrhování letounu slouží porovnání s letouny podobného typu, které se v provozu již osvědčily. Z tohoto porovnání dostáváme obecné vzorce, určující přibližnou velikost ocasních ploch. Velikost vodorovných ocasních ploch u dvouplošníků bývá přibližně kolem 12% plochy křídel. U jednoplošníků jest obyčejně větší, asi 15 až 19% plochy křídel. Velikost svislých ocasních ploch se rovná asi polovině vodorovných ocasních ploch. Jedním z kritérií k posouzení velikosti plochy je **mohutnost ocasních ploch**. (Tato veličina je podrobně vyložena v části AERODYNAMIKA příloha P 1.2). Mohutnost VOP bývá 0,35 - 0,6.

Plocha výškového kormidla bývá asi 0,35 a 0,5 plochy VOP, plocha směrového kormidla bývá asi 0,5 a 0,75 plochy SOP. Statické vyvážení kormidel zvyšuje, tak jako u křídlelek, kritickou rychlosť letounu a zmenšuje nebezpečí jejich poruchy za letu následkem aerelasticckých kmitů. Kormidla se vyvažují tak, aby jejich těžistě padlo do osy otáčení. Malé převyvážení neškodi. U směrového kormidla se statické vyvážení umísťuje tak daleko od podélné osy trupu, aby se dosáhlo co možno největšího vyvážení dynamického. Statické vyvážení kormidel je nezbytné u rychlých letounů. Umístění a nastavení VOP a SOP na letounu musí brát ohled na vzájemné působení křídel a vrtulového proudu na ocasní plochy. Křídlo způsobuje změnu rychlosti a směru proudu vzduchu. Ten je v místě ocasních ploch pomalejší a je skolněn dolů o tzv. srázový úhel. Vrtulový proud naopak zvyšuje relativní rychlosť vzduchu a způsobuje další zešikmení proudu vlivem otáčení vrtule.

Nedělená (plovoucí) VOP

má následující **výhody**:

- má větší účinnost a může být navržena s menší plochou ve srovnání s běžnou VOP,
- má menší aerodynamický odpor, protože odpadá odpor způsobený štěrbinou mezi stabilizátorem a kormidlem,
- je konstrukčně jednodušší a lehčí.

Mezi **nevýhody** nedělené VOP je třeba uvést:

- je velmi citlivá na polohu osy otáčení vzhledem k aerodynamickému středu,
- je nutná přitěžující ploška ovládaná mechanizmem, která vrací VOP do neutrální polohy nebo statické a pružinové vyvážení VOP,
- otočné spojení s trupem musí být velmi tuhé, hrozí zde nebezpečí aerelasticckých kmitů,
- velký rozsah úhlových výchylek může způsobit krajně nebezpečné odtržení proudu na celé VOP,
- není možné provést čisté aerodynamické přechody mezi stabilizátorem a trupem.

Profil nedělené VOP musí mít stálou polohu aerodynamického středu a osu otáčení v 16 až 20% hloubky střední aerodynamické tětivy nedělené VOP.

Ocasní plochy typu „T“

jsou výhodné nejen z hlediska aerodynamiky (menší odpor způsobený menší interferencí), ale také při provozu, protože u nich nehrozí nebezpečí poškození při přistání do vyššího porostu. Konstruktér však musí počítat se zvýšeným namáháním trupu v kroucení a s větší náchylností k aeroelastickým kmitům.

Sdružené (motylkové) ocasní plochy

jsou výhodné, protože uspoří hmotnost a zlevní stavbu. Jejich výhodou je také okolnost, že jsou mimo oblast vrtulového proudu, a že se přistání do porostu nepoškodi. Nevýhodou mohou být problematické letové vlastnosti při vybíráni vývrtky. (To však neplatí obecně, protože řada akrobatických letounů měla tyto ocasní plochy.)

Řízení

Letoun musí být **stabilní a dobře ovladatelný** kolem všech tří os. Oba tyto požadavky si v určitých případech odporují, neboť zvětšováním podélné, příčné a směrové stability se zmenšuje ovladatelnost a naopak. Pilot ovládá letoun kormidly vychylovanými řízeními: příčně je letoun ovládán křídélky, podélně výškovým kormidlem a směrově kormidlem směrovým.

Převod z řídící páky a pedálů na kormidla je proveden buď ocelovými lany nebo táhly. Řízení lanové se převážně užívá k ovládání směrového kormidla, výškové řízení a ovládání křídélka se převážně děje pomocí táhel.

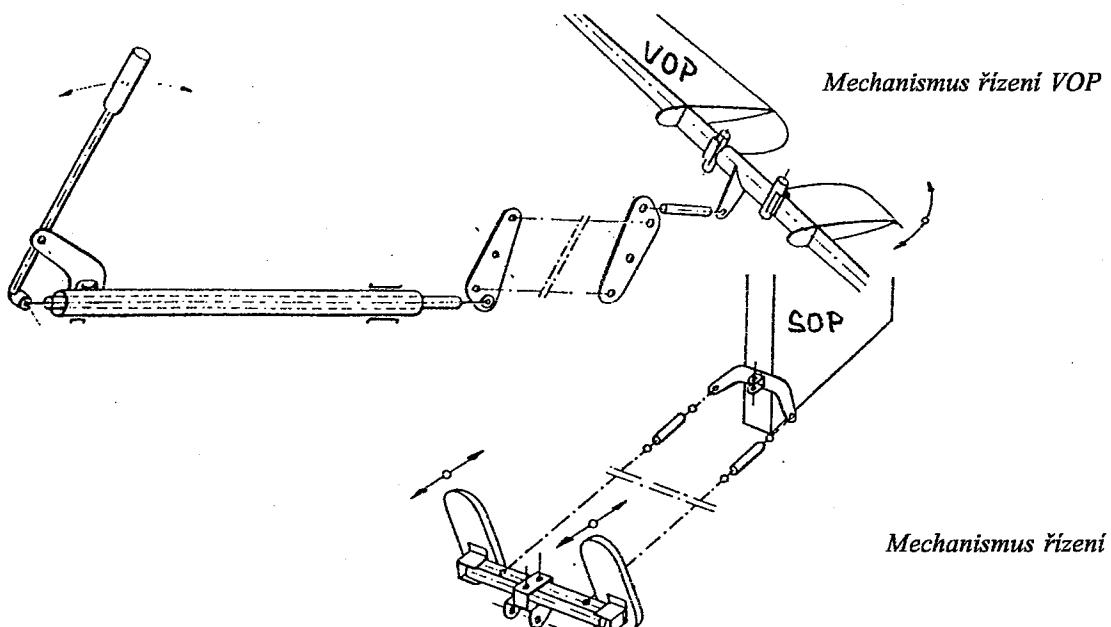
Řízení tâhly je sice těžší, avšak zamezuje vibrace kormidel, z části také působí jako statické vyvážení kormidel. Řízení bývá seředitelné, aby střední poloha řídící páky odpovídala střední poloze kormidla.

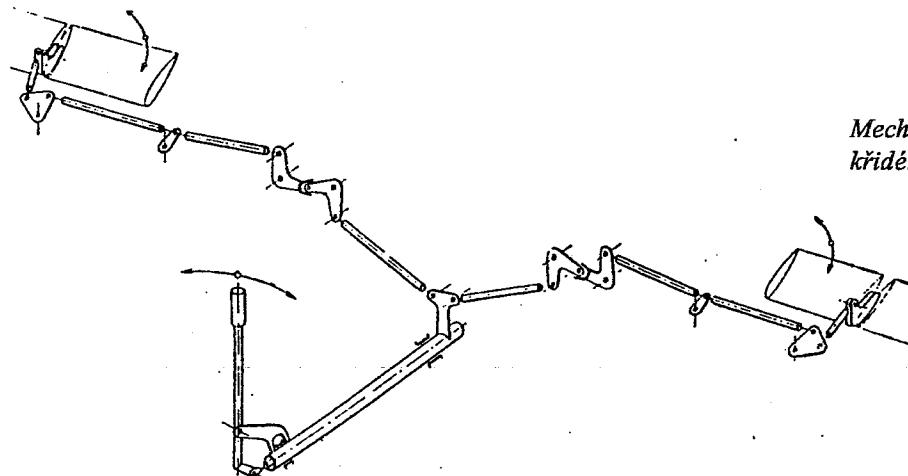
U lanového řízení musí být každý samostatný úsek lana opatřen napínákem, aby se lana mohla znova napnout po vytažení během provozu. Menší změny směru řídícího lana mohou být provedeny vodicími kladkami. Ty musí být opatřeny vedením proti vyskočení lana z drážky.

Celý systém řízení musí být chráněn kryty proti zablokování, zejména při průchodu prostorem posádky. Všechny části řízení musí být přístupné za účelem kontroly, udržování, mazání apod. Zejména u vodicích kladek napínáků, ložisek a převodových pák mají být snadno odnímatelná kontrolní dvířka.

Při vodorovném letu cestovní rychlostí má být letoun vyvážen tak, aby pilot necítil na řídící páce žádné síly. Při vychylování řídících prvků z neutrální polohy (na jakoukoli stranu) musí pilot cítit zvyšování síly. Toho je již automaticky dosaženo aerodynamickými silami, pokud je letoun stabilní. U UL letounu mohou být tyto síly tak malé, že nepřemohou tření mechanizmu řízení. Pak je nutné, aby neutrální polohu řídících prvků udržovaly pružiny. Síly pilota na řízení křídélek, výškovky a směrovky by mely být v poměru 1:3:10, pak se budou zdát pilotovi řízení stejně „těžké“ ve všech směrech.

Pokud tah pružiny u podélného řízení budeme měnit, např. posunem druhého konce pružiny, získáme **pružinové vyvážení**. U rychlých letounů, kde jsou aerodynamické síly na kormidla velké, je nutné provést vyvážení pomocí malé plošky na výškovém kormidle ovládané lankem. Vyvážení směrovky a křídélek se provádí obdobnými ploškami, ty však nejsou ovládané z pilotního prostoru.





*Mechanismus řízení
křídélků*

Prvotním požadavkem kladeným na celý systém řízení je jeho **spolehlivost**, dále jeho tuhost a pevnost. Největší přípustné velikosti sil v řízení a požadavky na tuhost jsou dány předpisem UL-2.

Přistávací zařízení letounu

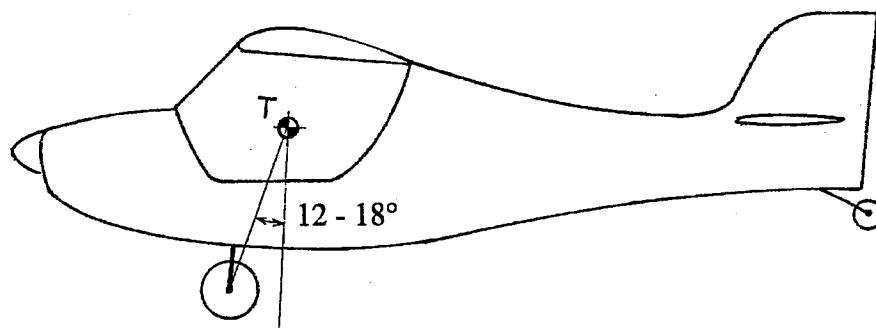
Přistávací zařízení umožňuje letounu vzlet a přistání na pevnou zem, (příp. sníh), nebo na vodní plochu, kromě toho musí také umožnit pohyb letounu po zemi, nebo vodní ploše. U UL letounů, které nemají letecké motory a nouzové přistání je více pravděpodobné, musí být věnována konstrukci přistávacího zařízení zvýšená pozornost.

Podvozek letounu tlumí nárazy při přistávání a přenáší je do trupu nebo nosného systému tak, aby se namáhání rozvedlo. Letoun je ve vodorovném směru zbrzděn třením kol o zem a brzdami, ve svislém směru pneumatikami, pružinami a tlumiči. Boční síla, již jsou namáhána kola hlavního podvozku a záďové či příd'ové kolo při pojízdění v zatačkách, nebo za přistávání v bočním větru je zachycena pneumatikami a konstrukcí podvozku. Veškeré podmínky zatížení podvozku stanovuje předpis UL-2. Podvozky se zkouší shozem celého letounu z výšky dané předpisem.

Ocelová pružina a hydraulický tlumič, tedy osvědčený základní prvek podvozků vozidel, nelze u UL letounu použít pro jeho značnou hmotnost. Jeho vlastnostem se nejvíce blíží **laminátové podvozky**, tvořené samonosnými nosníky s oválným průřezem, protože laminát nejen dobře pruží, ale také tlumí. Malé tlumení vykazují **podvozky z oceli nebo duralu**.

Nejlehčí jsou **podvozky nesamonosné**, tvořené konzolami z ocelových příp. duralových trubek odpružené gumovými provazci a gumovými dorazy.

Podvozek se záďovým kolem má osu hlavních kol umístěnou před těžištěm letounu, čímž se překonává klopný moment, snažící se při přistání postavit letoun na hlavu vlivem tření kol po zemi. Příliš vysunutý podvozek před těžištěm činí letoun při vzletu těžkým na ocas a zvětšuje zatížení záďového kola. Naopak podvozek umístěný blízko před těžištěm, zvětšuje nebezpečí překlopení letounu při nouzovém přistání. Spojnice osy podvozkových kol, s těžištěm letounu v letové poloze, má být skloněna od svislice procházející těžištěm, dopředu o úhel 12° až 18° . Výška podvozku musí být taková, aby letoun ve vodorovné poloze měl konec vrtulového listu vzdálenost od země nejméně 250 mm. Rozchod kol se volí pokud možno velký, neboť zaručuje větší příčnou stabilitu při pohybu letounu na zemi. Nevýhodou ostruhového podvozku je špatný výhled pilota při pohybu po zemi a horší vlastnosti při přistání a vzletu s bočním větrem.



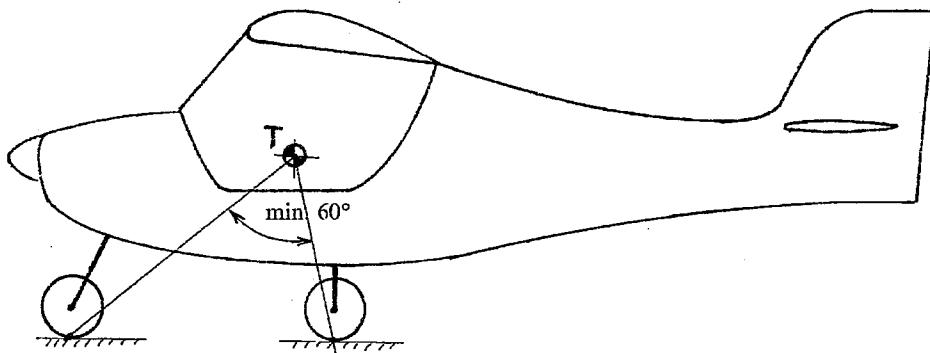
13. PŘÍRUČKA PRO AMATÉRSKÉ STAVITELE

Ostruhové kolo je připevněno k trupu listovým perem, nebo kyvným ramenem, opatřeným tlumičem. Kolo bývá obvykle otočně spojeno s nožním řízením, čímž je umožněno snadné pojíždění po letištní ploše.

U **podvozku s příd'ovým kolem** je osa zadních kol umístěna za těžištěm letounu. Tato vzdálenost rozhoduje o zatížení příd'ového kola a měla by být velmi malá. Nesmí však dojít k převrácení letounu nazad při nastupování posádky. Při velkém zatížení příd'ového kola vzroste nebezpečí, že při nouzovém přistání se příd'ové kolo zaryje do měkkého terénu, podvozek se zlomí a letoun převrátí. Nejmenší úhel mezi těžištěm letounu a dotykem kol hlavního a příd'ového podvozku má být alespoň 60° . Nevýhodou tohoto podvozku je větší aerodynamický odpor, protože příd'ové kolo a jeho noha jsou ve vrtulovém proudu. Odpadají však nevýhody zmíněné u ostruhového podvozku. Příd'ové kolo je spojeno s nožním řízením, to může ztížit pohyb pedálů za letu, což je také nevýhodné.

O konstrukci podvozku **sklopného nebo zatahovacího** do trupu nebo křídel uvažujeme jen u velmi rychlých UL letounů. Mechanismy zaklápení podvozku a odklopových krytů značně zvýší hmotnost. UL letouny létají v malých výškách s neleteckými motory, takže je dosti pravděpodobné, že pilot při nouzovém přistání nestačí nebo zapomene podvozek vysunout.

Lyže a plováky patří (zejména u nás) k zcela vyjimečným přistávacím zařízením. Lyže mohou mít největší měrný tlak nejvýš 1150 kg/m^2 , a vzdálenost vrtule od země alespoň 350 mm. Výtlak plováků by měl být vyšší, než dvojnásobek letové hmotnosti, odtrhová hrana na spodní straně bývá v místě těžiště letounu.



Výpočet zatížení letounu

/Podklady pro pevnostní výpočet a pevnostní zkoušky./

Výpočtáři letadel označují tuto část jako "aerostatika", což je zcela chybné, protože aerostatika se zabývá teorií letadel lehčích než vzduch.

1.0. Soustava jednotek

Mezinárodní soustava jednotek /SI/, zvolila za základní jednotky

délku **1 m** /metr/

hmotnost ... **1 kg** /kilogram/

čas **1 s** /sekunda/

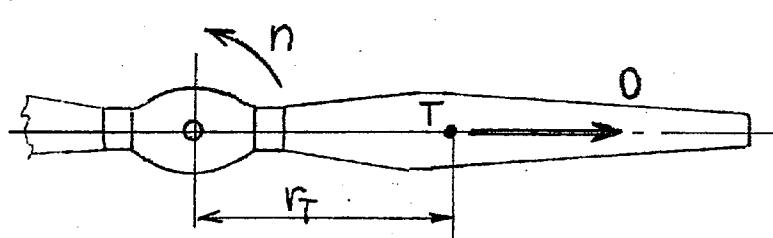
Jednotka síly je v této soustavě již odvozená a to bylo příčinou jejího odmítání technickou veřejností při zavádění této soustavy do praxe v šedesátých letech.

Jednotkou síly je v soustavě SI **1 N** /Newton - čti nýtn/. Tato jednotka je skutečně poněkud nepraktická, protože si ji nedovedeme dobře

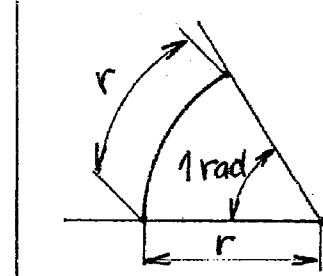
a v běžné praxi zůstává jednotkou síly **1 kp** /kilopond/ tj. síla tří působící na 1 kg hmotnosti. Výhodu jednotky 1 N poznáme teprve při počítání. Několik jednoduchých příkladů nás přesvědčí o výhodnosti této jednotky pro sílu.

Příklad 1

Máme vypočítat odstředivou sílu na list vrtule při otáčkách vrtule $n = 2500 \text{ ot/min}$.



obr. 1.1.



obr. 1.2.

Hmotnost listu vrtule je $m = 1 \text{ kg}$ a vzdálenost těžiště listu od osy otáčení je $r_T = 0,3 \text{ m}$

Odstředivá síla se vypočítá podle vzorce $O = m \cdot r_T \cdot \omega^2$

kde $\omega = \frac{\pi}{30} \cdot n = 262 \text{ [1/s]}$ je úhlová rychlosť

Odstředivá síla je $O = 1 \cdot 0,3 \cdot 262^2 = 20562 \text{ [N]}$ Výsledek nedává žádnou praktickou představu o velikosti této síly. Potřebujeme znát převod síly vyjádřené v Newtonech na kiloponden $1 \cdot N = \frac{\text{kP}}{\text{g}} = \frac{1}{9,81} = 0,102 \cdot \text{kP} = 0,1 \cdot \text{kP}$; g... je tříhové zrychlení

Odstředivá síla na list vrtule je $O = 2096 \text{ kP}$

V předchozím příkladu se vyskytla veličina ω , což je úhlová rychlosť, tedy úhel opsaný vrtulí za 1 s. Tento úhel ale není ve stupních, ale v jednotkách tzv. obloukové míry - radiánech.

Obr. 1.2. ukazuje názorně velikost jednoho radiánu. Je to úhel, kdy rameno úhlu je stejně jako délka oblouku. Jde opět o jednotku, která není praktická, protože např. pravý úhel tj.

$$90^\circ = \frac{\pi}{2} = 1.571 \text{ rad}$$

Převod mezi stupni a radiány je

$$1 \cdot \text{rad} = \frac{180}{\pi} = 57,3^\circ$$

V předchozím příkladu jsme použili také převodní vzorec pro úhlovou rychlosť

$$\omega = \frac{\pi}{30} \cdot n \cong 0.1 \cdot n$$

Příklad 2

Máme určit účinnost vrtule. Známe rychlosť stoupání při letu na plný výkon motoru $v_{ys} = 2$ m/s

rychlosť klesání při letu s vypnutým motorem $v_{yk} = 2.5$ m/s

letovou hmotnosť letounu $m = 450$ kg

výkon motoru $P_{mot} = 40$ kW

Užitečný výkon, který musí vrtule letounu dodat je rovna

$$P_v = (V_{ys} + V_{yk}) m \cdot g = (2 + 2.5) 450 \cdot 9.81 = 19865 \text{ W} = 19.9 \text{ kW}$$

Účinnost vrtule je

$$\eta = \frac{P_v}{P_{mot}} = \frac{19.9}{40} = 0.497 \cong 50\%$$

Další důležitou odvozenou jednotkou je jednotka tlaku $1 \text{ Pa} = \frac{1 \text{ N}}{1 \text{ m}^2}$ /čti paskal/

Tato jednotka se nám zase může zdát zcela nepraktická, už jen proto, že **1 Pa** je tlak velice malý. Výhoda jednotky vyplýne zase při počítání.

Příklad 3

Máme určit sílu působící na membránu rychloměru v případě, kdy je použita Pitotova trubice. Rychlosť letu je

$$v = 25 \text{ m/s} = 25 \cdot 3,6 = 90 \text{ km}$$

Pitotova trubice snímá dynamický tlak

$$q = \frac{1}{2} \rho_0 \cdot v^2 = \frac{1,225}{2} \cdot 25^2 = 383 \text{ Pa}$$

$\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$ měrná hmotnosť vzduchu

Jestliže membrána o průměru 50 mm má plochu

$$S = \frac{\pi}{4} d^2 = \frac{\pi}{4} \cdot 50^2 = 1963 \text{ mm}^2 = 0,00196 \text{ m}^2$$

Síla na membránu je $F = S \cdot q = 0,00196 \cdot 383 = 0,75 \text{ N} = 0,075 \text{ kp}$

V předchozím příkladě jsme vystačili se základní jednotkou tlaku. Většinou je ale nutné používat jednotky větší:

1 kPa = 1000 Pa a 1 MPa = 1000 kPa = 1 000 000 Pa

tedy tisíckrát větší kilopascal a milionkrát větší megapascal.

Je nutné uvést zase vztah těchto nových jednotek s jednotkou tlaku dřívější

1 at /atmosféra/ = 100 kPa = 0,1 MPa

1.1 Aerodynamické síly na profil

Tlak na profil křídla je v každém místě jiný, proto je vhodné počítat s výslednými silovými účinky. Ty jsou nakresleny na obr. 1.3. Platí pro ně tyto důležité vztahy

vztlak $Y = q \cdot S \cdot C_Y$

odpor $X = q \cdot S \cdot C_x$

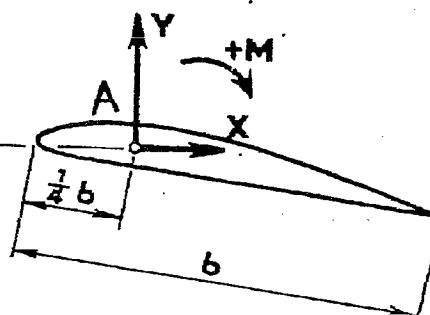
klopňový moment $M = q \cdot S \cdot b \cdot C_m$

(silová dvojice) Celkový účinek proudu vzduchu na profil:

obr. 1.3 Y – vztlak

X – odpor

M – klopňový moment (silová dvojice)



$q_0 = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2$	je dynamický tlak,
$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$	měrná hmotnost vzduchu,
S	plocha křídla,
b	hloubka křídla,
C _y	součinitel vztlaku profilu,
C _x	součinitel odporu profilu,
C _m	součinitel klopného momentu.

Provedli jsme vlastně nahrazení nekonečného počtu sil působících na profil třemi silovými účinky ve zvoleném bodě. Bod A však nebyl zvolen náhodně. Je to aerodynamický střed profilu, který leží ve čtvrtině hloubky profilu a proto se taky často označuje jako čtvrtinový bod.

Při tomto způsobu nahrazení je u symetrického profilu klopný moment nulový a u mírně zakřivených profilů nezávisí klopný moment na úhlu náběhu.

To mimo jiné nejlíp ukazují aerodynamické charakteristiky profilů, tj. vztlaková čára a aerodynamická polára, obr.1.4.

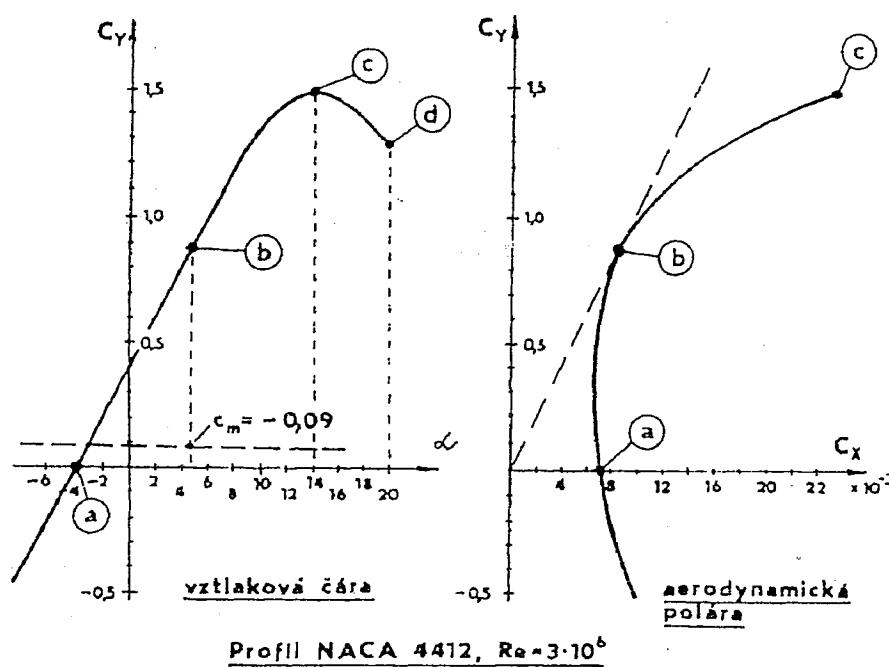
Vztlaková čára udává závislost aerodynamických součinitelů profilu na úhlu náběhu profilu. Na vztlakové čáře je vyznačeno několik bodů, které mají zvláštní význam. Obtékání profilu v těchto bodech ukazuje názorně obr.1.5.

Aerodynamické charakteristiky byly získány měřením v aerodynamickém tunelu za určitých podmínek charakteru proudění. To je vyjádřeno tzv. Reynoldsovým číslem, které se počítá ze vztahu

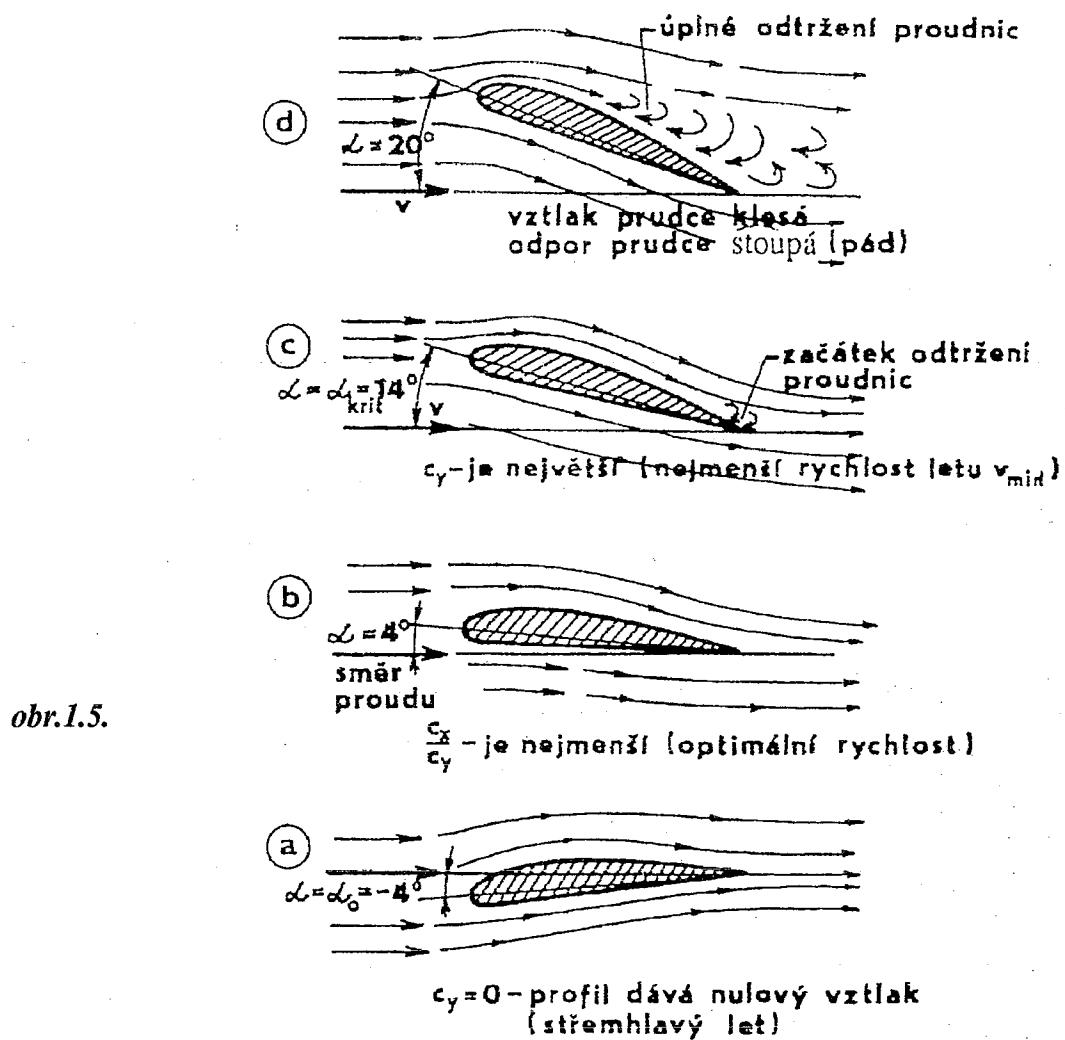
$$Re = 69000 \cdot b \cdot v$$

kde b je hloubka profilu v [m]

kde v rychlosť letu v [m/s]



Vztlaková čára a aerodynamická polára profilu NACA 4412 při $Re = 3 \cdot 10^6$
obr.1.4



obr.1.5.

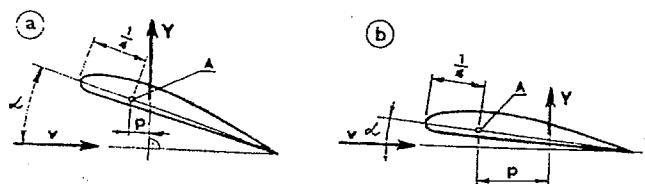
1.2.

Výsledná vztaková síla

Podle základních pouček z mechaniky víme, že sečtením síly a silové dvojice dostaneme sílu stejně velkou, ale posunutou. To ukazuje obr.1.6. Velikost posunu se vypočítá ze vztahu

$$p = \frac{C_m}{C_y}$$

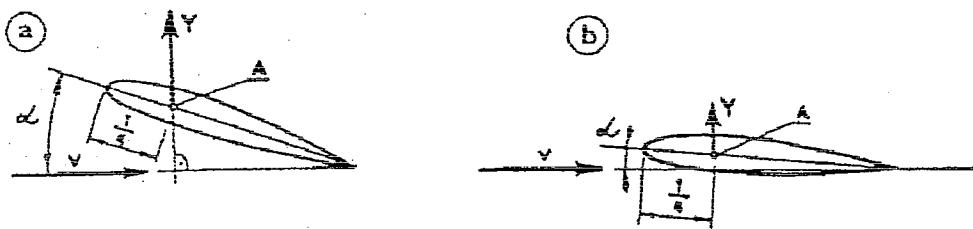
Směr posunu závisí na znaménku součinitele klopného momentu. V čtvrtiny profilů má součinitel klopného momentu záporný $C_m < 0$, posunutí směřuje dozadu od aerodynamického středu A. Profily, které mají $C_m > 0$ se nazývají autostabilní a výsledná aerodynamická síla je posunuta dopředu. Souměrný profil má výslednou vztakovou sílu stále ve čtvrtinovém bodu, protože $C_m = 0$, obr.1.7.



Obr.1.6

Poloha výsledného vztaku u zakřiveného profilu při různých úhlech náběhu

obr.1.7



Poloha výsledného vztlaku u souměrného profilu při různých úhlech náběhu: A - aerodynamický střed profilu

Příklad 4

Máme určit polohu výsledného vztlaku na křídle letadla při různých rychlostech letu. Známe součinitel klopného momentu

$$C_m = -0,1$$

a víme že při rychlosti $v = 70 \text{ km/h}$ je součinitel vztlaku $C_y = 1,5$,

$$p = \frac{C_m}{C_y} \cdot b; \quad \bar{p} = \frac{p}{b} = \frac{C_m}{C_y}$$

Použitím vzorečku pro posunutí dostaváme tyto údaje

Rychlosť	Součinitel vztlaku	Poměrné posunutí od bodu A	Poměrné posunutí od náběžky
$V=70\text{km/h}$	$C_y=1,5$	$\bar{p} = \frac{0,1}{1,5} = 0,067$	$\bar{x} = 0,25 + 0,067 = 0,317$
$V=140\text{km/h}$	$C_y = \frac{1,5}{4} = 0,375$	$\bar{p} = \frac{0,1}{0,375} = 0,267$	$\bar{x} = 0,25 + 0,267 = 0,517$
$V=210\text{km/h}$	$C_y = \frac{1,5}{9} = 0,167$	$\bar{p} = \frac{0,1}{0,167} = 0,599$	$\bar{x} = 0,25 + 0,599 = 0,850$

1.3. Aerodynamika křídla

Obtíkání křídla je značně složitější, než proudění kolem profilu. Jde o prostorový případ, zatímco u profilu šlo o proudění v rovině. Je zřejmé, že obtíkání křídla bude ovlivňovat také jeho tvar.

1.4. Geometrické charakteristiky k řídla

Některé typické tvary k řídlo ukazuje obr.1.8.

Z geometrického hlediska je k řídlo určeno především rozpětím l a plochou S . Další důležitý údaj je štíhlosť, která se vypočítá ze vztahu

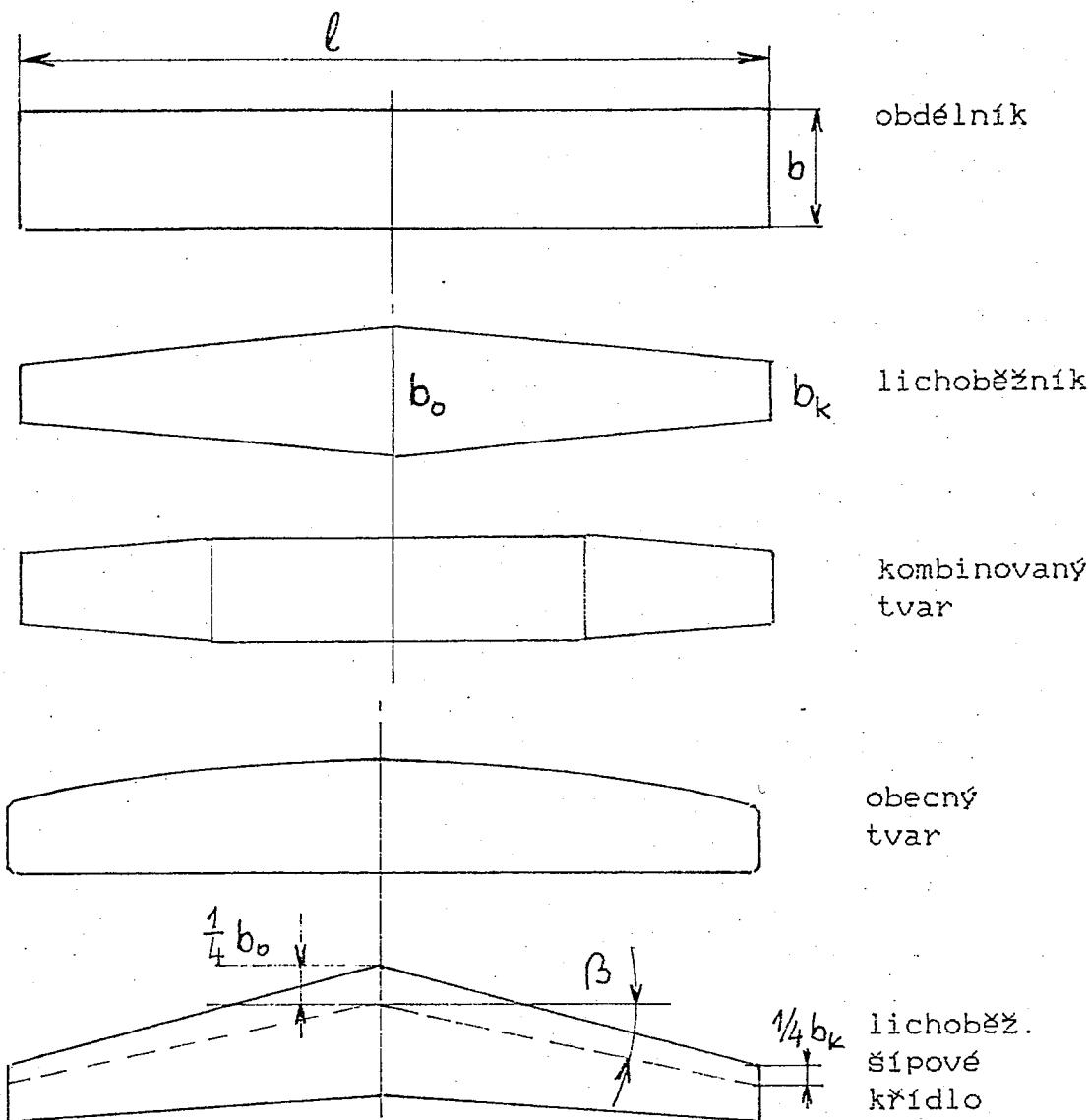
$$\lambda = \frac{l^2}{S}$$

Významnou přímkou (příp.křivkou) na křídle je tzv. čtvrtinová čára, která spojuje aerodynamické středy jednotlivých profilů křídla. Ta udává také úhel šípu k řídla β .

Pro určení klopného momentu k řídlo potřebujeme ještě také znát střední aerodynamickou tětu křídla /nebo jeho části/.

Ta se vypočítá u lichoběžníkového křídla ze vzorce $b_{SAT} = \frac{2}{3} \cdot \frac{1 + \eta + \eta^2}{1 + \eta} \cdot b_0$,

$$\eta = \frac{b_k}{b_0}$$



obr.1.8

Příklad 5.

Máme vypočítat střední aerodynamickou tětvu lichoběžníkového křídla které má zúžení $\eta = 0,5$

tj. poloviční hloubku na konci křídla.

Dosazením do vzorce dostaneme

$$b_{SAT} = \frac{2}{3} \cdot \frac{1+0,5+0,5^2}{1+0,5} \cdot b_0 = 0,778 \cdot b_0 =$$

Pro srovnání vypočítáme také střední hloubku, která je rovna

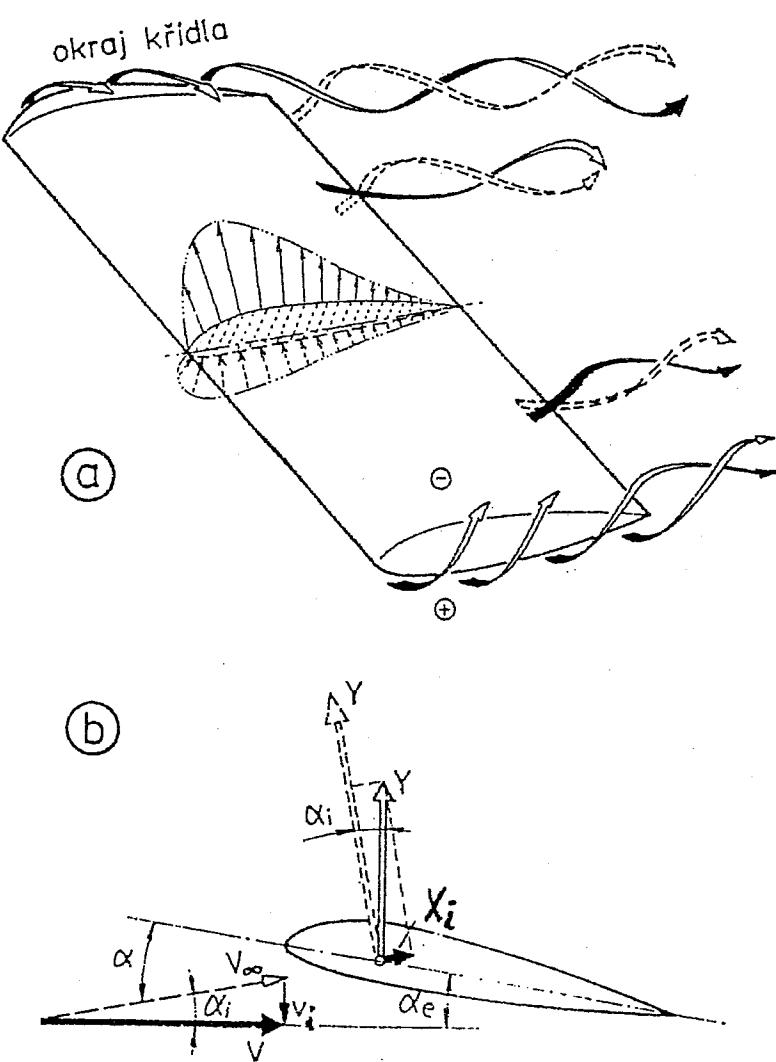
$$b_s = \frac{S}{l} = \frac{\frac{1}{2}(b_0 + b_K) \cdot l}{l} = \frac{1}{2}(1+0,5)b_0 = 0,75b_0$$

Rozdíl mezi střední aerodynamickou tětvou a střední hloubkou je malý. Proto můžeme b_{SAT} při předběžném návrhu nahradit b_s . To lze rozhodně doporučit u složitých tvarů křídla, kde by přesný výpočet b_{SAT} byl velmi náročný.

1.5. Indukovaná rychlosť, indukovaný úhel náběhu

Na koncích křídla vzniká proudění přibližně znázorněné na obr.1.9a. Přetlak a podtlak na dolní a horní straně způsobují pohyb vzduchových částic ve tvaru víru. Je zřejmé, že na konci křídla

nemůže vznikat vůbec žádný vztlak. Tento tzv. koncový vír ovlivňuje nejen konec křídla, ale také proudění kolem všech profilů (řezů) křídla.



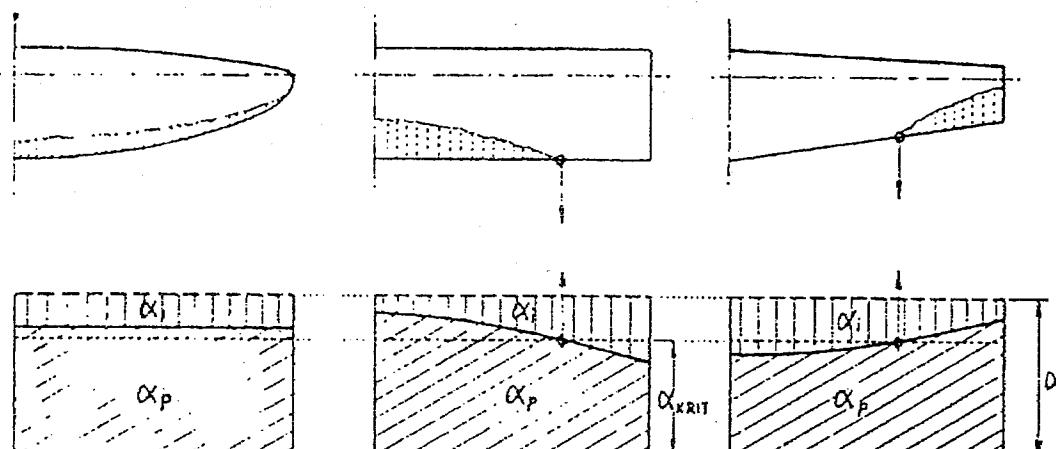
obr.1.9

a) charakter proudění kolem křídla konečného rozpětí vyvzývajícího vztlak;
b) vliv indukované rychlosti na úhel náběhu, vztlak a odpor profilu ve střední části křídla konečného rozpětí

Prvním důsledkem zmíněného jevu je vznik indukované rychlosti v_i , která jde svisle a po sečtení s rychlosí v_∞ dostaneme výslednou rychlosí v . Ta svírá menší úhel s osou profilu o indukovaný úhel α_i . Dojde tedy ke zmenšení úhlu náběhu profilu, obr.1.9b. Následkem zmenšení úhlu náběhu se nakloní vztlaková síla poněkud dozadu. /Vztlak je vždy kolmý na směr proudění!/ Skloněná vztlaková síla má tedy složku, která jde proti směru letu, ta se označuje jako indukovaný odpor X_i .

Zmenšení úhlu náběhu o indukovaný úhel není stejně podél rozpětí. Jeho velikost závisí na tvaru křídla. Situaci ukazuje obr.1.10. V obrázku značí α - úhel náběhu křídla, α_i - indukovaný úhel, α_p - úhel náběhu profilu.

Obrázek také velmi názorně ukazuje, v kterém místě křídla dojde nejdříve k překročení kritického úhlu náběhu a odtržení proudnic.

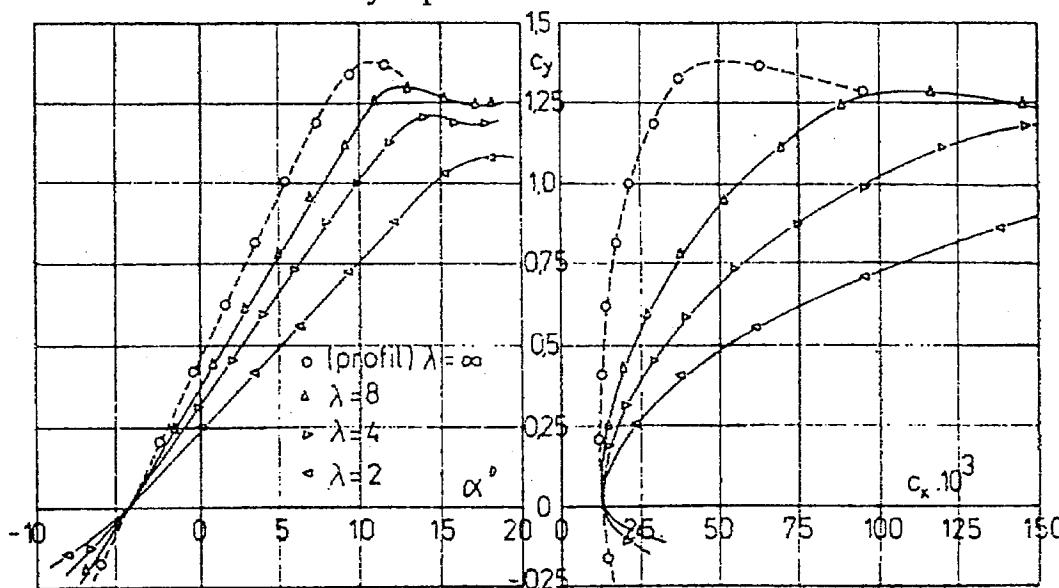


oblasti odtržení proudu

→ Rozložení úhlů náběhu a poloha oblasti odtržení křidel s eliptickým, obdélníkovým a lichoběžníkovým půdorysem po překročení kritického úhlu náběhu

obr.1.10

Velikost indukovaného úhlu závisí na štíhlosti křídla. Proto má vztlaková čára křídla menší sklon, než vztlaková čára profilu, obr.1.11. To prakticky znamená, že křídlo s malou štíhlostí musí mít větší úhel náběhu, než štíhlé křídlo, aby se dosáhlo stejného vztlaku. Proto má také větší indukovaný odpor.



Obr.1.11

→ Vliv štíhlosti na vztlakovou křivku a poláru obdélníkového křídla

Směrnice vztakové čáry a je potřebná pro výpočet provozního násobku od poryvů. Získáme ji při řešení spojitého zatížení křídla Multhoppovou nebo Glauertovou metodou. Přibližné vzorce jsou v příloze P1.2.

Tyto vzorce platí za předpokladu, že směrnice vztakové čáry profilu je 2π , což nemusí být splněno u profilů hodně zakřivených v oblasti velkých úhlů náběhu. Tam se vztaková čára ohýbá a směrnice je menší než 2π .

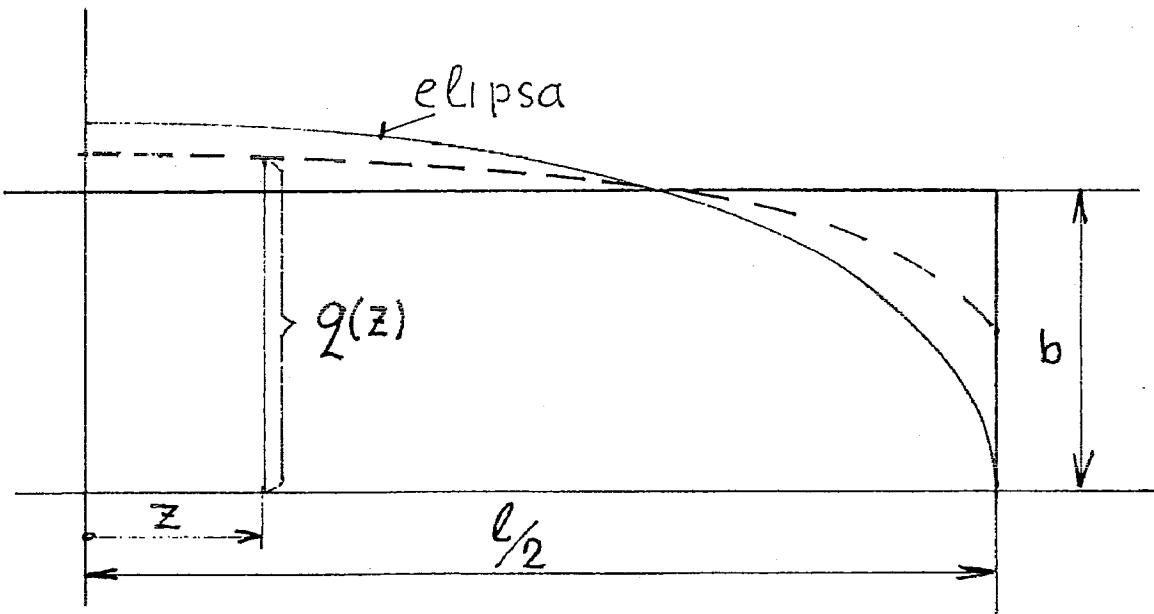
Předpis UL-2 používá termín "sklon" vztakové čáry, který vznikl překladem z angličtiny. V české matematické terminologii je označení pro tuto veličinu "směrnice přímky".

1.6. Zatížení křídla podél rozpětí

Abychom mohli určit namáhání křídla musíme znát dynamický tlak na každý profil křídla. To znamená určit rozložení indukovaných úhlů podél rozpětí. Tato poměrně obtížná úloha byla řešena již v minulém století. Prandtlova teorie nosné čáry řeší naši úlohu pro přímá (nebo jen mírně šípová) křídla o šířnosti $\lambda > 5$. Praktický postup řešení Prandtlových rovnic navrhl Glauert a Multhopp. Pro předběžný návrh je i tato základní metoda příliš obtížná a vyžaduje použití počítače.

Schrenkova metoda

řeší rozložení zatížení podél rozpětí velmi jednoduše a pro předběžný návrh dostatečně přesně. Postup je na první pohled zřejmý z obr. 1.12. Zde je nakresleno obdélníkové křídlo (polovina) a čtvrtina elipsy stejné plochy jako polovina křídla. Tvar spojitého zatížení udává střední čára (průměr) mezi obdélníkem a elipsou.



obr. 1.12

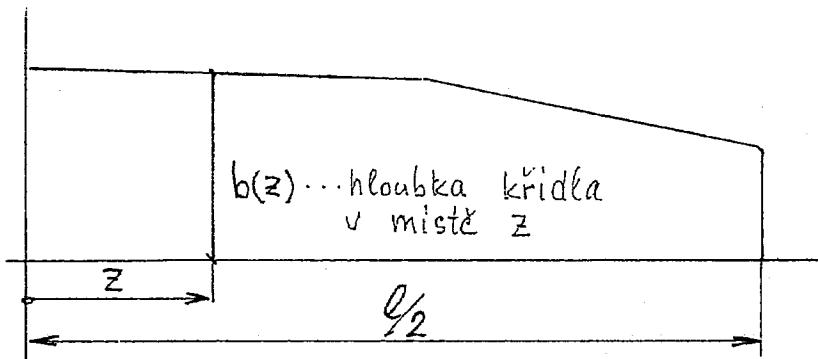
Pro spojité zatížení $q(z)$ dostaváme vzorec

$$q(z) = \frac{Y}{l} \left(\frac{1}{2} + \frac{2}{\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2z}{l} \right)^2} \right) ; Y \text{ je celková aerodyn. síla (celková zatížení křídla)}$$

obecný půdorysný tvar, např. podle obr. 1.13., platí na základě stejné úvahy jako v předchozím o něco složitější vzorec

$$q(z) = \frac{Y}{2} \left[\frac{b(z)}{S} + \frac{4}{\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2z}{l} \right)^2} \right]$$

obr.1.13

Místní součinitel vztlaku

Pro letové vlastnosti má zásadní význam také velikost místního součinitele vztlaku. Aby letoun při přetažení nebyl v náhyný k pádu do vývrty, měl by být nejvyšší součinitel vztlaku uprostřed. Schrenkova metoda dává jednoduché řešení i této úlohy.

a/ obdélníkové křídlo

Místní součinitel vztlaku $C_y(z)$ je

$$C_y(z) = \left(\frac{1}{2} + \frac{2}{\pi} \sqrt{1 - \varsigma^2} \right) \cdot C_{yst}$$

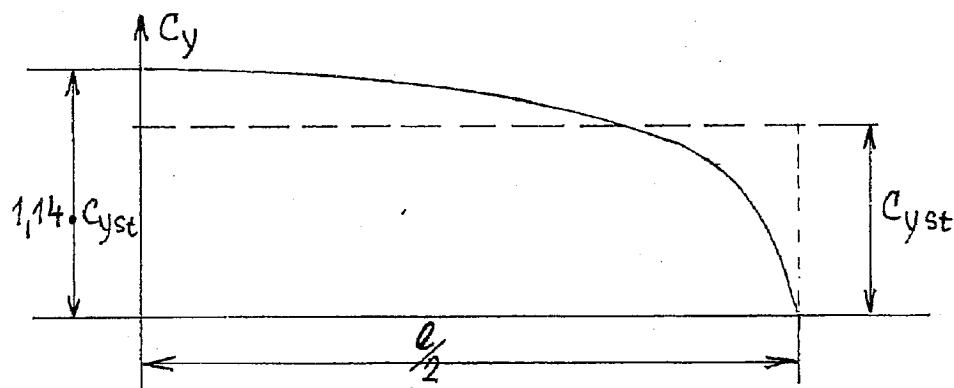
kde $\varsigma = \frac{z}{\frac{l}{2}}$ poměrná vzdálenost od středu křídla

C_{yst} střední součinitel vztlaku

Uprostřed křídla je $\varsigma = 0$, součinitel vztlaku uprostřed křídla je tedy $C_{y(0)} = 1,14 C_{yst}$

Máme-li např. nejvyšší součinitel vztlaku $C_y = 1,8$ (profil), bude střední součinitel vztlaku celého křídla pouze

$$C_{yst} = \frac{1,8}{1,14} = 1,58$$



obr.1.14

b/ obecný tvar křídla

použitím Schrenkova metody je místní součinitel vztlaku

$$C_{y(z)} = \left(\frac{1}{2} + \frac{2 \cdot S}{\pi \cdot b(z) \cdot l} \sqrt{1 - \zeta^2} \right) C_{yst}$$

1.7. Vnitřní statické účinky

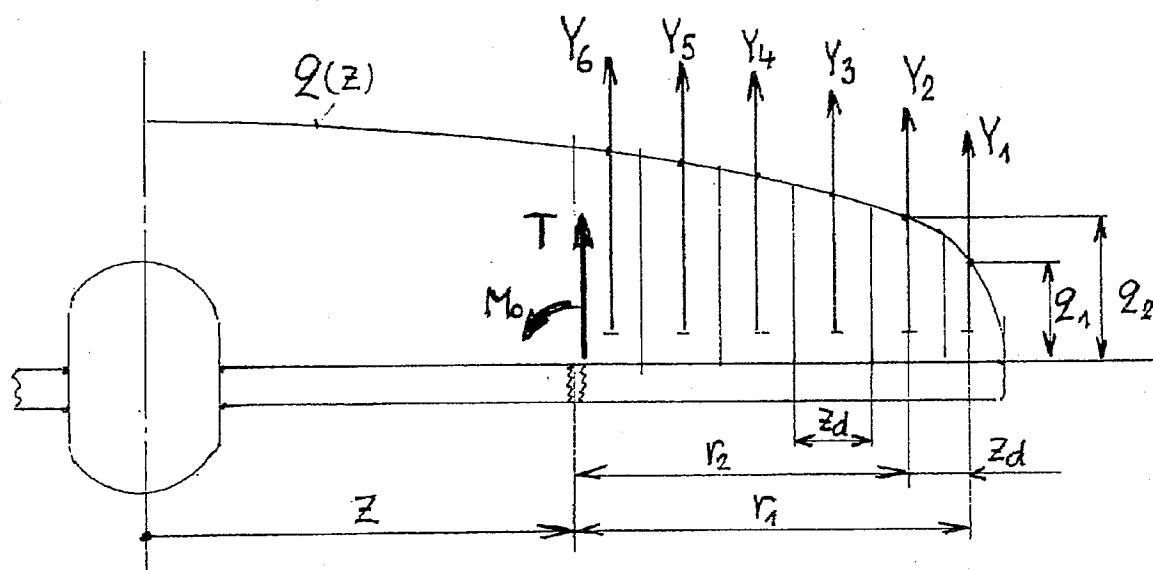
jsou silové účinky, které bezprostředně namáhají konstrukci křídla. Jsou to především posouvající síla T a ohybový moment M_0 .

Na obr.1.15. je křídlo zatížené spojitým zatížením $q(z)$, které jsme určili podle předchozího odstavce. Spojité zatížení nahradíme řadou osamělých sil Y_1, Y_2, Y_3 atd. Křídlo rozdělíme na díly délky z_d . Uprostřed každého dílu odečteme velikost spojitého zatížení, dostaneme řadu hodnot q_1, q_2, q_3 atd. Síla $Y_1 = q_1 \cdot z_d$, $Y_2 = q_2 \cdot z_d$ atd. Posouvající síla, která namáhá nosník na smyk, se vypočítá jako součet všech sil na pravé straně od řezu, tedy

$$T = Y_1 + Y_2 + Y_3 + \dots \quad (\text{až k bodu řezu}).$$

Ohybový moment je součtem momentů všech sil ke středu řezu

$$M_0 = Y_1 \cdot r_1 + Y_2 \cdot r_2 + Y_3 \cdot r_3 + \dots \quad (\text{až k řezu})$$



obr.1.15.

Po úpravě je posouvající síla a ohybový moment

$$T = z_d(q_1 + q_2 + q_3 + \dots)$$

$$M_0 = z_d(q_1 r_1 + q_2 r_2 + q_3 r_3 + \dots)$$

Vidíme že jednotlivé síly $Y_{1,2,3}$ není nutné všechny počítat.

U obdélníkového křídla můžeme při použití Schrenkova metody určit posouvající sílu a ohybový moment pomocí vzorců uvedených v příloze P1.1.

1.8. Křídlo se vzpěrou, obr.1.16

Vyřešíme nejprve posouvající sílu a ohybový moment podle předchozího návodu, jako by křídlo vzpěru nemělo.

Pak určíme sílu ve vzpěře a její složky ze vzorce

$$R_{vy} = \frac{M_{ok}}{z_v}, \quad R_v = \frac{R_{vy}}{\sin \beta_v}, \quad R_{vz} = \frac{R_{vy}}{\tan \beta_v}$$

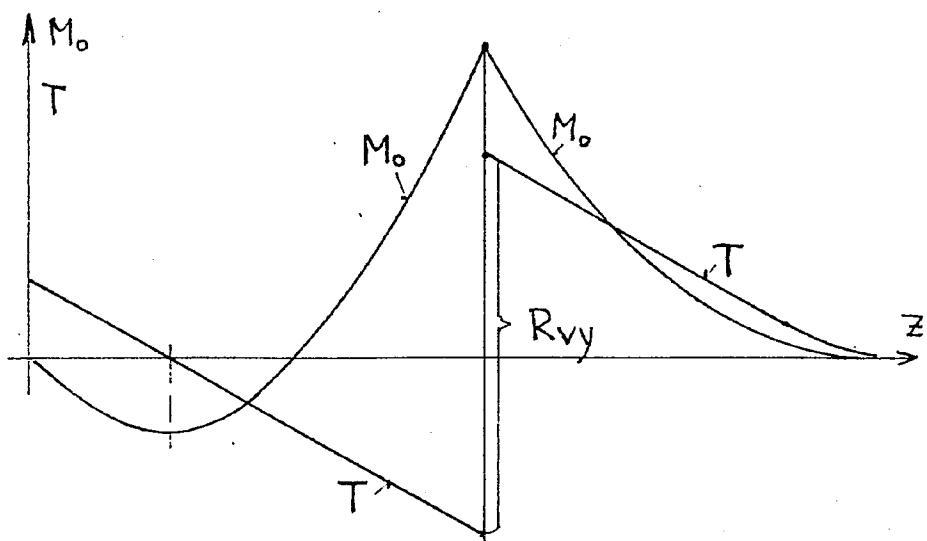
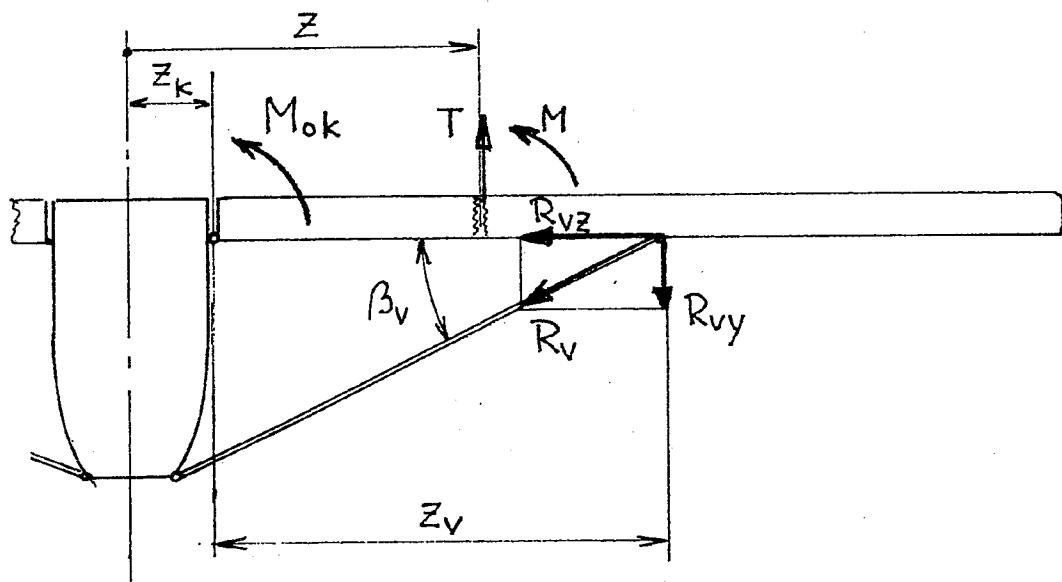
M_{ok} je ohybový moment k místu kování křídla bez vzpěry

V oblasti mezi kováním křídla a vzpěrou bude posouvající síla a ohybový moment zmenšen o svislou složku síly ve vzpěře

$$T_v = T - R_{vy}, \quad M_v = M - R_{vy}(z_k + z_v - z)$$

Pro přehlednost je vhodné výsledky řešení vynést do grafu.

Všimněte si, že může nastat případ, kdy v oblasti mezi vzpěrou a kováním křídla má M_0 opačnou orientaci. Stane se to v případě, kdy je zakotvení vzpěry blízko konce křídla.

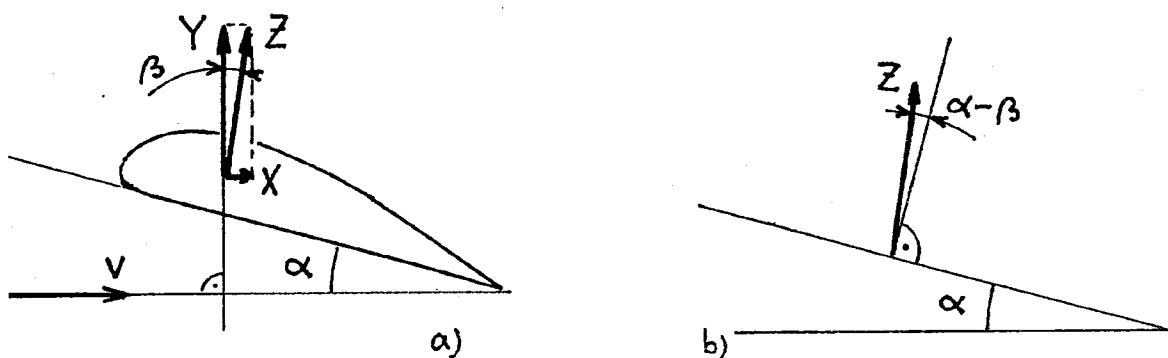


obr.1.16.

Při zatěžování křídla jsme pominuli aerodynamický odpor X a uvažovali pouze vztak. Ve skutečnosti působí obě síly současně, křídlo tedy zatěžuje jejich výslednice

$$Z = \sqrt{X^2 + Y^2}$$

obr. I.17.



Odklon výslednice aerodynamických sil od kolmice na rovinu k křídlu udává rozdíl úhlů $\alpha - \beta$

Pro představu, jak vypadají skutečné poměry ukazuje případ ULL "JORA". Při rychlosti $v_D = 170$ km/h a provozním násobku $n = 4$ je odporová a vztaková síla na křídlo

$$X = 0,706 \text{ kN}, \quad Y = 14,4 \text{ kN}. \quad \text{Výsledná aerodynamická síla}$$

je $Z = \sqrt{0,706^2 + 14,4^2} = 14,42 \text{ kN}$. Vidíme, že rozdíl mezi velikostí sil Y a Z je zanedbatelný, projeví se až ve čtvrté číslici.

$$\text{Úhel mezi silou } Y \text{ a } Z \text{ je } \beta = \arctg \frac{0,706}{14,4} = 2,8^\circ$$

Úhel náběhu křídla je $\alpha = 4,7^\circ$ (z aerodynamického výpočtu ULL JORA). Odklon celkové aerodynamické síly od kolmice k rovině křídla je

$$\alpha - \beta = 4,7 - 2,8 = 1,9^\circ$$

není pro pevnostní výpočet podstatný.

Všimněte si, že síla Z je v tomto případě skloněna dopředu od kolmice a ohýbá křídlo ve směru proti pohybu, což je dosud překvapivé. Způsobuje to velký úhel náběhu a malý odpor křídla.

Příklad 6

Máme určit spojité zatížení, posouvající sílu a ohybový moment u obdélníkového křídla v místě zakotvení vzpěry. Křídlo má vzpěru zakotvenou ve vzdálenosti $z_v = 2,5$ m a šířka poloviny centroplánu je $z_k = 0,5$ m rozpětí je $l = 10$ m, celková zátěž křídla je $Y = 16$ kN.

$$\beta v = 25^\circ$$

$$\text{Nejprve určíme poměrnou vzdálenost kování křídla } \varsigma_K = \frac{z_K}{\frac{l}{2}} = \frac{0,5}{5} = 0,1$$

Z tabulky v příloze P1.1 odečteme pro $\varsigma_K = 0,1$ velikost poměrného momentu

$$\frac{M_{ok}}{Y \cdot \frac{l}{4}} = 0,368 \quad , \text{ z toho vypočítáme moment v místě kování}$$

$$M_{ok} = \frac{Y \cdot l}{4} \cdot 0,368 = \frac{16 \cdot 10}{4} \cdot 0,368 = 14,7 \text{ kNm}$$

Síla ve vzpěře a její svislá složka je

$$R_{vy} = \frac{M_{ok}}{Z_v} = \frac{14,7}{2,5} = 5,88 \text{ kN} \quad , \quad R_v = \frac{R_{vy}}{\sin \beta} = \frac{5,88}{\sin 25^\circ} = 13,9 \text{ kN}$$

Poměrná vzdálenost zakotvení vzpěry je

$$\zeta_v = \frac{z_v + z_k}{\frac{l}{2}} = \frac{2,5 + 0,5}{5} = 0,6$$

Z tabulky v příloze P1.1 jsou poměrné hodnoty vnitřních statických účinků pro $\zeta = 0,6$

$$\frac{q}{Y} = 1,009 \quad , \quad \frac{T}{Y} = 0,342 \quad , \quad \frac{M_0}{Y \cdot \frac{l}{4}} = 0,063$$

Z nich spočítáme vnitřní statické účinky

$$q = \frac{Y}{l} \cdot 1,009 = \frac{16}{10} \cdot 1,009 = 1,61 \text{ kN/m}$$

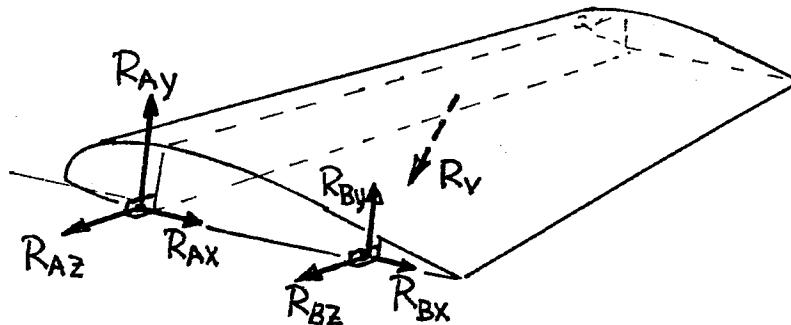
$$T = \frac{Y}{2} \cdot 0,342 = \frac{16}{2} \cdot 0,342 = 2,74 \text{ kN} \quad \text{těsně před vzpěrou}$$

$$T_v = 2,74 - R_{vy} = 2,74 - 5,88 = -3,14 \text{ kN} \quad \text{těsně za vzpěrou}$$

$$M_0 = \frac{Y \cdot l}{4} \cdot 0,063 = \frac{16 \cdot 10}{4} \cdot 0,063 = 2,52 \text{ kNm}$$

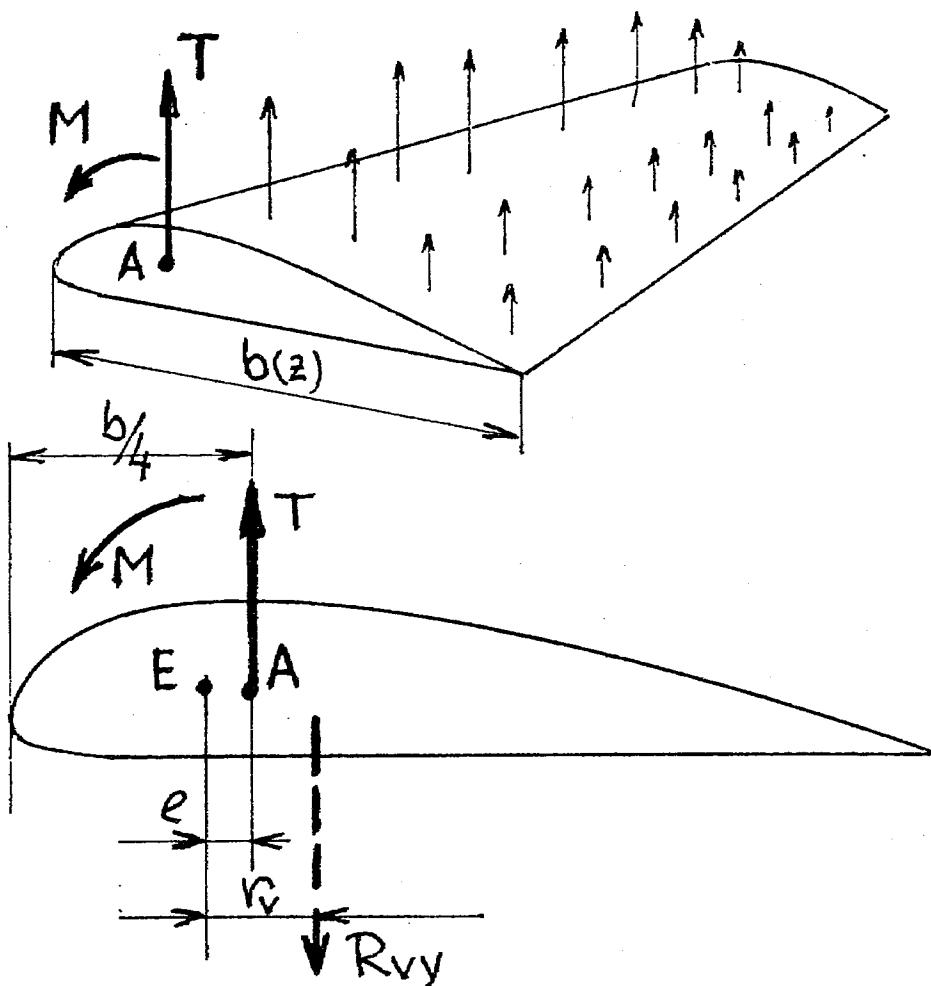
Z prostorového hlediska přenáší přední a zadní kování křídla po třech složkách reakcí, vzpěra křídla jednu složku reakce, obr. 1.18. Celkem pět reakcí 7 neznámých. Jde proto o případ staticky neurčitý, protože pro rovnováhu tělesa v prostoru musíme napsat jen 6 rovnovážných rovnic. Statická neurčitost se týká reakci R_{AX} a R_{BX} a je pouze zdánlivá. Ve skutečnosti je v kování osová v úle a jedna z reakcí je vždy nulová. Při bezvýlovém provedení nelze ovšem tyto reakce vypočítat bez deformační podmínky.

obr. 1.18.



1.9. Kroucení křídla

Křídlo je napravo od řezu, ve kterém zjišťujeme vnitřní statické účinky, zatíženo vztakovými silami, jak ukazuje obr.1.19. Tyto síly je možno nahradit silou T v aerodynamickém středu A a klopným momentem M. Síla T je posouvající síla a způsob jejího výpočtu byl vyložen. Pro klopný moment známe vztah z výkladu o profilu. Zde platí také, ovšem s tím, že hloubka profilu je nahrazena střední aerodynamickou tětvou části křídla napravo od řezu.



Obr. 1.19

$$M = \frac{1}{c_m} \cdot S \cdot b_{SAT} \cdot q = \frac{1/c_m}{c_y} \cdot T \cdot b_{SAT}$$

v druhé části vzorce byl součin kinetického tlaku a plochy nahrazen posouvající silou, což je při výpočtu výhodné.

Výpočet b_{SAT} je dost složitý. Pro předběžný návrh může být střední aerodynamická tětiva nahrazena střední hloubkou části křídla napravo od řezu. Platí tedy s určitou přibližností

$$b_{SAT} = b_s = \frac{S}{l},$$

S - plocha části vpravo od řezu

l - rozpětí části vpravo od řezu

Pozn.: Dopustili jsme se ještě další malé nepřesnosti, když jsme předpokládali, že součinitel vztahu je stejný po celém křídle. Tato nepřesnost ovlivní výsledek zejména u konce křídla, kde, jak víme, C_y prudce klesá. Na koncích křidel je však kroutící moment malý a nevýznamný pro návrh konstrukce.

Kroutící moment zachycuje torzní skříň, u které známe polohu středu ohybu (střed elasticity) (*Výklad a výpočet v odst. 2.6*). Kroutící moment je potom

$$M_K = M + T \cdot e - R_{vy} \cdot r_v$$

člen $R_{vy} \cdot r_v$ je pouze v místě mezi vzpěrou a kořenem křídla

Příklad 7

Máme vypočítat kroutící moment na křidle z předchozího příkladu u kořene křídla (v místě připojení k trupu) a v místě připojení vzpěry při rychlostech 140 a 180 km/h. Známe hloubku křídla $b = 1,4m$ (obdélníkové křídlo), součinitel vztahu $c_y = 1,2$ při rychlosti 140km/h a součinitel klopného momentu $c_m = -0,1$. Vzdálenost středu elasticity E je $e = 8mm$. Vzdálenost vzpěry je $r_v = 70mm$.

Řešení má čtyři části:

a/ M_K u kořene křídla při $v = 140$ km/h

Nejprve vypočítáme posouvající sílu u kořene křídla, jako by křídlo nemělo vzpěru. Z tabulky v příloze P1.1 je pro $\zeta = 0,1$ poměrná hodnota posouvající síly

$$\frac{T_{ok}}{Y} = 0,886 \quad , \text{ z toho posouvající síla je}$$

$$\frac{1}{2}$$

$$T_{ok} = \frac{Y}{2} \cdot 0,886 = \frac{16}{2} \cdot 0,886 = 7,09kN$$

- určíme klopný moment

$$M = \frac{C_m}{C_y} \cdot T_{ok} \cdot b_{SAT} = \frac{0,1}{1,2} \cdot 7,09 \cdot 1,4 = 0,827kNm$$

- kroutící moment je

$$M_K = M + T_{ok} \cdot e - R_{vy} \cdot r_v = 0,827 + 7,09 \cdot 0,008 - 5,88 \cdot 0,07 = 0,472kNm$$

b/ M_K u vzpěry při rychlosti $v = 140$ km/h

- posouvající síla je

$$T = 2,74kN \quad \text{převzata z Příkladu 6}$$

- klopný moment je

$$M = \frac{|C_m|}{C_y} \cdot T \cdot b = \frac{0,1}{1,2} \cdot 2,74 \cdot 1,4 = 0,320kNm$$

-kroutící moment: těsně před vzpěrou je

$$M_K = M + T \cdot e = 0,320 + 2,74 \cdot 0,008 = 0,342kNm$$

těsně za vzpěrou je

$$M_K = M + T \cdot e - R_{vy} \cdot r_v = 0,320 + 2,74 \cdot 0,008 - 5,88 \cdot 0,07 = -0,070kNm$$

c/ M_K u kořene křídla při rychlosti $v = 180 \text{ km/h}$

- součinitel vztaku bude při této rychlosti

$$C_y = \left(\frac{140}{180} \right)^2 \cdot 1,2 = 0,726$$

- klopný moment bude

$$M = \frac{|C_m|}{C_y} \cdot T_{ok} \cdot b = \frac{0,1}{0,726} \cdot 7,09 \cdot 1,4 = 1,37 \text{ kNm}$$

- kroutící moment bude

$$M_K = M + T_{ok} \cdot e - R_{vy} \cdot r_v = 1,37 + 7,09 \cdot 0,008 - 5,88 \cdot 0,07 = 1,012 \text{ kNm}$$

d/ M_K u vzpěry při rychlosti $v = 180 \text{ km/h}$

- klopný moment je

$$M = \frac{C_m}{C_y} \cdot T \cdot b = \frac{0,1}{0,726} \cdot 2,74 \cdot 1,4 = 0,528 \text{ kNm}$$

- kroutící moment: těsně před vzpěrou je

$$M_K = M + T \cdot e = 0,528 + 2,74 \cdot 0,008 = 0,550 \text{ kNm}$$

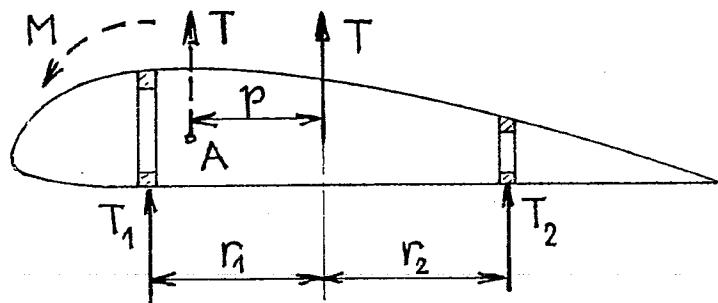
těsně za vzpěrou je

$$M_K = M + T \cdot e - R_{vy} \cdot r_v = 0,528 + 2,74 \cdot 0,008 - 5,88 \cdot 0,07 = 0,139 \text{ kNm}$$

1.10. Rozdělení zátěže na dva nosníky křídla

Pokud má křídlo dva nosníky, dvě vzpěry a nemá torzní skříň dělí se zátěž na dvě části, jak to ukazuje obr. 1.20. Zátěž křídla napravo od řezu je nahrazena výslednou vztakovou silou T a klopným momentem M (kresleny čárkováně). Sečtením síly T a klopného momentu M dostaneme sílu posunutou o vzdálenost p od aerodynamického středu A (ve čtvrtině hloubky profilu). Tato výsledná síla se rozdeluje na dvě, které již působí přímo na nosníky. Jde vlastně o rovnováhu na páce, proto platí pro rozdělení síly

$$T_1 = T \cdot \frac{r_2}{r_1 + r_2}, \quad T_2 = T \cdot \frac{r_1}{r_1 + r_2}$$

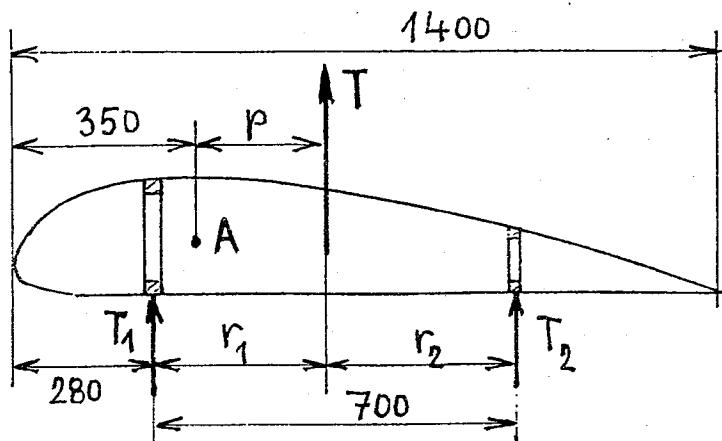


Obr. 1.20

Je zřejmé, že ohýbový moment se dělí ve stejném poměru, stejně jako síla ve vzpěře.

Příklad 8

Máme určit rozdělení zátěže na dva nosníky obdélníkového křídla, obr. 1.21., při rychlosti 140 km/h, kdy je $C_y = 1,2$ a při rychlosti 180 km/h. Součinitel klopného momentu je $C_m = -0,1$.



Obr. 1.21.

a) Při rychlosti 140 km/h bude posunutí výsledné vztlakové síly

$$p = \frac{C_m}{C_y} \cdot b_{SAT} = \frac{0,1}{1,2} \cdot 1400 = 117 \text{ mm}$$

Vzdálenosti nosníků od této síly jsou

$$r_1 = 350 + 117 - 280 = 187 \text{ mm}$$

$$r_1 + r_2 = 700 \text{ mm}$$

$$r_2 = 700 - 187 = 513 \text{ mm}$$

Hlavní nosník bude zatížen silou

$$T_1 = \frac{r_2}{r_1 + r_2} \cdot T = \frac{513}{700} \cdot T = 0,733 \cdot T = 73\% T$$

vedlejší nosník bude zatížen silou

$$T_2 = \frac{r_1}{r_1 + r_2} \cdot T = \frac{187}{700} \cdot T = 0,267 \cdot T = 27\% T$$

b) Při rychlosti 180 km/h bude posunutí výsledné vztlakové síly

$$p = \frac{C_m}{C_y} \cdot b_{SAT} = \frac{0,1}{0,726} \cdot 1400 = 193 \text{ mm} \quad , \quad C_y = 0,726$$

Vzdálenosti nosníků od této síly jsou

$$r_1 = 350 + 193 - 280 = 263 \text{ mm}$$

$$r_2 = 700 - 263 = 437 \text{ mm}$$

Hlavní nosník bude zatížen silou

$$T_1 = \frac{r_2}{r_1 + r_2} \cdot T = \frac{437}{700} \cdot T = 0,624 \cdot T = 62\% T$$

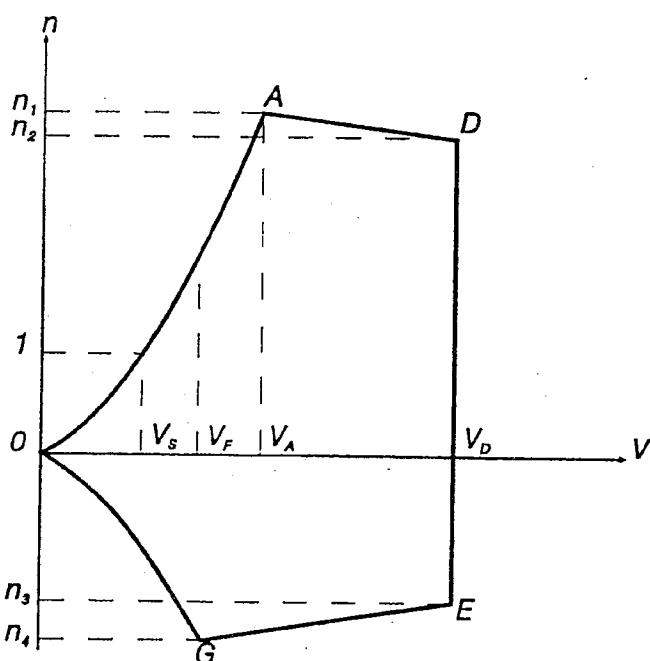
-vedlejší nosník bude zatížen silou

$$T_2 = \frac{r_1}{r_1 + r_2} \cdot T = \frac{263}{700} \cdot T = 0,376 \cdot T = 38\% T$$

1.11. Obálka obratů

Odborníci obeznámení s leteckými předpisy se možná často diví, že laická ve řejnost nad tímto pojmem kroutí hlavou. V tomto případě má ale neškolený laik pravdu - nedává to přece žádný smysl. Skutečně nejde o nějakou "obálku", do které bychom zasouvali obraty", ale o oblast letových stavů v diagramu v - n. Tedy zmapování všech režimů letounu, určených jeho rychlostí a provozním násobkem p ří obratech (manévrech) letounu. Přesto zůstaneme u "letecké hantýrky", aby nám zase naopak rozuměli odborníci, kteří jsou na termín "obálka obratů" již zvyklí.

Oblast letových stavů je stanovena předpisem na základě provozních zkušeností a teoretických rozborů. Pro UL letadla v našem státě platí předpis UL-2, ten stanoví obálku obratů podle obr.1.22.



obr.1.22.

Zmíněný předpis stanovuje minimální velikost provozních násobků

$$n_1 = n_2 = 4,0 \quad \text{a} \quad n_3 = -1,5 \quad n_4 = -2,0$$

Provozní násobek je definován, jako výsledná vztlaková síla dělená silou tíže

$$n = \frac{Y}{G} \quad G = m \cdot g$$

1.12. Zatížení letounu od poryvu.

Při vlečnutí do svislého poryvu se náhle zvýší úhel náběhu a tím i vztlak. Zvýšení vztlaku je vyrovnané setrvačnou silou, která zatěžuje celý letoun. Provozní násobek je poměr vztlaku k síle tíže

$$n = \frac{Y}{G}$$

Předpis UL-2 udává vzorec pro provozní násobek od poryvu

$$n = 1 + \frac{\rho_0 \cdot V \cdot u \cdot a \cdot S \cdot k}{2 \cdot m \cdot g}$$

Zde značí $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$... měrnou hmotnost vzduchu podle MSA,

V... rychlosť letu,

u... rychlosť poryvu,

S... plochu křídla,

m... hmotnosť letounu,

a... směrnici vztakové čáry,

k... zmírňující součinitel.

Zmírňující součinitel, který opravuje teoretický předpoklad, že úhel náběhu naroste skokem, což ve skutečnosti nenastává, je

$$k = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu}$$

kde relativní hmotnostní poměr letounu je $\mu = \frac{2m}{\rho_0 \cdot b \cdot a \cdot s}$

b... je střední geometrická tětiva.

Velikost poryvu stanovuje předpis UL-2 takto:

při rychlosti v_A je svislý poryv $u = \pm 15 \text{ m/s}$,

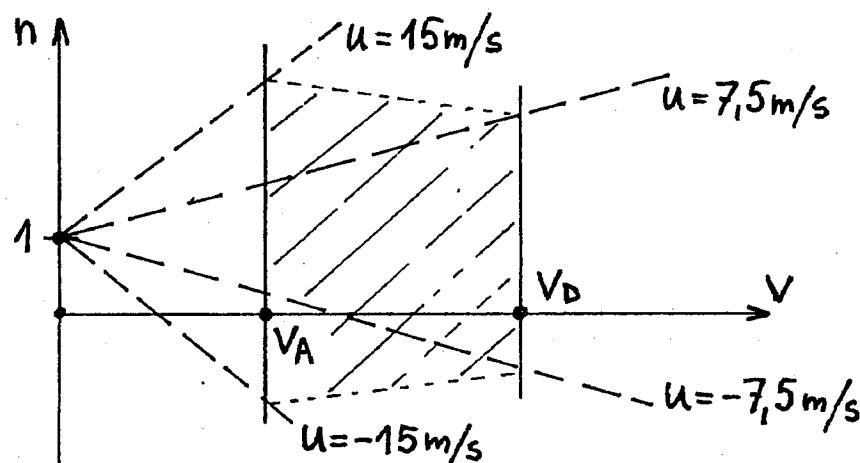
při rychlosti v_D je svislý poryv $u = \pm 7,5 \text{ m/s}$.

Dále předpis omezuje provozní násobek od poryvu vztahem

$$n = 1,25 \cdot \frac{V^2}{V_{s1}^2} \quad \text{Největší provozní násobek při rychlosti } v_A = \sqrt{n_1} \cdot V_{s1} \quad \text{je}$$

$$\text{po dosazení } n_{A\max} = 1,25 \cdot \frac{4 \cdot V_{s1}}{V_{s1}^2} = 5$$

V diagramu $v - n$ na obr.1.23. je oblast, kterou musí letoun při provozu snést vyznačena šrafovánou plochou.



Obr.1.23

Příklad 9

Letoun má rozpětí 10 m, hloubku obdélníkového křídla $b = 1,4 \text{ m}$, největší vzletovou hmotnost $m = 450 \text{ kg}$.

Pádová rychlosť bez vztlakových klapiek je $v = 18 \text{ m/s}$.

Největší rychlosť strmého letu je $v_D = 160 \text{ km/h} = 44,4 \text{ m/s}$

Máme určit provozní násobky od poryvu u .

Řešení:

- směrnice vztlakové čáry a je vypočítána v příloze P1.2, příklad 17 $a = 4,70$

- zmírňující součinitel je

$$K = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu} = \frac{0,88 \cdot 7,98}{5,3 + 7,98} = 0,529$$

kde $\mu = \frac{2m}{\rho_0 \cdot b \cdot a \cdot s} = \frac{2 \cdot 450}{1,225 \cdot 1,4 \cdot 4,70 \cdot 14} = 7,98$

- při rychlosti $v_A = \sqrt{n_{1F}} \cdot v_{s1} = \sqrt{4} \cdot 18 = 36 \text{ m/s}$ a

poryvu $u = \pm 15 \text{ m/s}$ je provozní násobek

$$n = 1 \pm \frac{1,225 \cdot 36 \cdot 15 \cdot 4,70 \cdot 14 \cdot 0,529}{2 \cdot 450 \cdot 9,81} = 1 \pm 2,61 = \begin{array}{l} 3,61 \\ -1,61 \end{array}$$

Při rychlosti $v_D = 44,4 \text{ m/s}$ a poryvu $u = \pm 7,5 \text{ m/s}$ je

$$n = 1 \pm \frac{1,225 \cdot 44,4 \cdot 7,5 \cdot 14 \cdot 0,529}{2 \cdot 450 \cdot 9,81} = 1 \pm 2,23 = \begin{array}{l} 3,23 \\ -1,23 \end{array}$$

1.13. Návrhové rychlosti letu

a/ Minimální rychlosť (pádová rychlosť)

Při nejmenší rychlosti, jakou je schopen letoun ještě letět, je součinitel vztlaku nejvyšší.

Výpočet pádové rychlosti udává vzorec, odvozený jednoduše ze vztahu pro vztlak

$$v_{s1} = \sqrt{\frac{m \cdot g}{\frac{\rho}{2} \cdot C_y \cdot S}}$$

zde značí

m ... maximální vzletovou hmotnost,

S ... plochu křídla, (včetně části křídla v trupu),

ρ ... měrnou hmotnost vzduchu,

C_y ... střední součinitel vztlaku křídla

Příklad 10

Máme vypočítat minimální rychlosť letounu, který má obdélníkové křídlo a nejvyšší součinitel vztlaku profilu $C_y=1,8$ hmotnost a plocha křídla je $m=450 \text{ kg}$, $S=14 \text{ m}^2$

Vztah mezi součinitelem vztlaku profilu a středním součinitelem vztlaku obdélníkového křídla byl uveden na str.23

$$C_y = \frac{C_{y_p}}{1,14} = \frac{1,8}{1,14} = 1,58$$

Dosazením do vztahu pro rychlosť je

$$V_{S1} = \sqrt{\frac{450 \cdot 9,81}{0,613 \cdot 1,58 \cdot 14}} = 18,0 \text{ m/s} = 64,9 \text{ km/h}$$

Předpis definuje ještě další rychlosti. Je to rychlosť obratů

$$V_A = \sqrt{n_1 \cdot V_{S1}} \quad \text{a rychlosť strmého letu} \quad V_D = 1,20 \cdot V_H$$

kde V_H je nejvyšší rychlosť vodorovného letu (plný plyn)

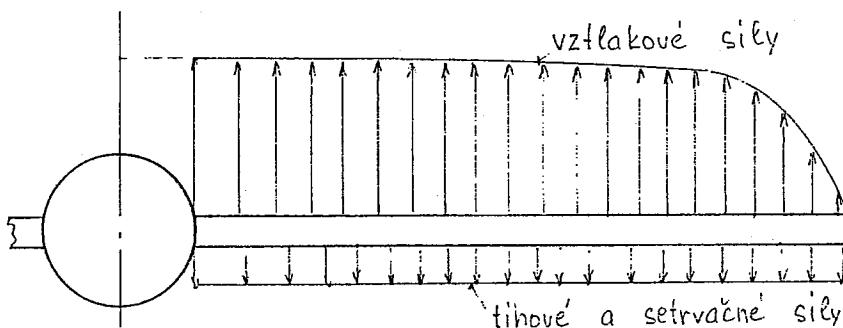
1.14. Zatížení křídla

Vztlaková síla je v bodě A a D obálky rovna

$$Y = n_1 \cdot G = n_1 \cdot m \cdot g$$

Na křídlo však působí také setrvačné a tíhové síly v opačném směru, dolů. Tyto síly křídlo odlehčují, obr.1.24. Rozložení setrvačných a tíhových sil podél rozpětí záleží na rozložení hmotnosti, ale neliší se příliš od rozložení vztlakových sil.

Proto můžeme počítat se zatížením křídla vypočteným tak, že hmotnost křídla od celkové hmotnosti odečteme.



Obr.1.24.

$$Y_z = n_1 \cdot (m - m_K) \cdot g, \quad m_K \dots \text{hmotnost křídla}$$

Při prokazování pevnosti křídla bývají zpravidla rozhodující letové stavby odpovídající bodu A a bodu D obálky při tzv. symetrickém zatížení křídla. Předpis dále přikazuje ověřit nesymetrické případy zatížení při následujícím manévrhu letounu:

- při rychlosti V_A a provozním násobku $n = \frac{2}{3} n_1$

jsou náhle vychýlena křidélka na plnou výchylku,

- při rychlosti V_D a provozním násobku $n = \frac{2}{3} n_1$ jsou náhle vychýlena křidélka na třetinovou výchylku

Tyto letové režimy se označují jako "křidélkové případy" a jejich řešení je obtížné. Proto bývají předpisy doplněny zjednodušenými postupy, které umožňují výpočtaři stanovit

namáhání křídélek a klapek bez náročných výpočetních postupů. Je však zřejmé, že takový univerzální výpočet musí být vysoko na straně bezpečnosti, křidélka a klapky mohou vyjít předimenzovaná. Zjednodušené postupy lze proto doporučit jen pro předběžný návrh.

1.15. Zatížení křídélek a vztakových klapek

Uvedeme zde zjednodušený postup výpočtu tak, jak ho uvádí předpis pro UL-2 ve své příloze.

Postup vychází z plošného zatížení křídla, které se určí ze vztahu

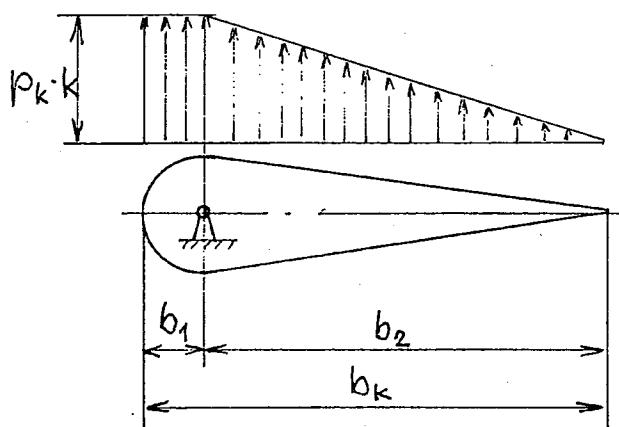
$$p = \frac{G}{S}, \quad G = m \cdot g$$

Zatížení křidélka má průběh nakreslený na obr.1.25. a jeho velikost se vypočítá z plošného zatížení křídla takto

$$p_K = 1,8 \cdot p > 575 \text{ N/m}^2$$

p_K je střední hodnota plošného zatížení křidélka. Nejvyšší hodnotu dostaneme znásobením koeficientem

$$K = \frac{b_K}{b_1 + \frac{b_2}{2}}$$



Obr.1.25

Příklad 11

Máme stanovit celkovou sílu na křidélko a závesový moment křidélka. Křidélko je obdélníkové o rozměrech $b_K=0,4\text{m}$, $l_K=2,5$

poloha závěsu je určena vzdáleností $b_1=0,05\text{m}$, $b_2=0,35\text{m}$

Hmotnost letounu je $m=450\text{kg}$, plocha křídla $S=14\text{m}^2$

Vypočítáme střední plošné zatížení křídla

$$p = \frac{m \cdot g}{S} = \frac{450 \cdot 9,81}{14} = 315 \text{ N/m}^2$$

Střední plošné zatížení křidélka je

$p_k = 1,8 \cdot 315 = 567$, $567 > 575$, není splněna nerovnost, která omezuje minimální plošné zatížení křídélka, proto dále počítáme s hodnotou

$$p_k = 575 \text{ N/m}^2$$

Nejvyšší plošné zatížení na okraji dostaneme znásobením koeficientem

$$k = \frac{b_k}{b_1 + \frac{b_2}{2}} = \frac{0,4}{0,05 + \frac{0,35}{2}} = 1,78$$

$$k \cdot p_k = 1,78 \cdot 575 = 1024 \text{ N/m}^2$$

Celková síla na křídélko, která se vypočítá jako velikost plochy spojitého zatížení je

$$Y_k = k \cdot p_k \left(b_1 + \frac{b_2}{2} \right) \cdot l_k = 1024 \left(0,05 + \frac{0,35}{2} \right) 2,5 = 575 \text{ N}$$

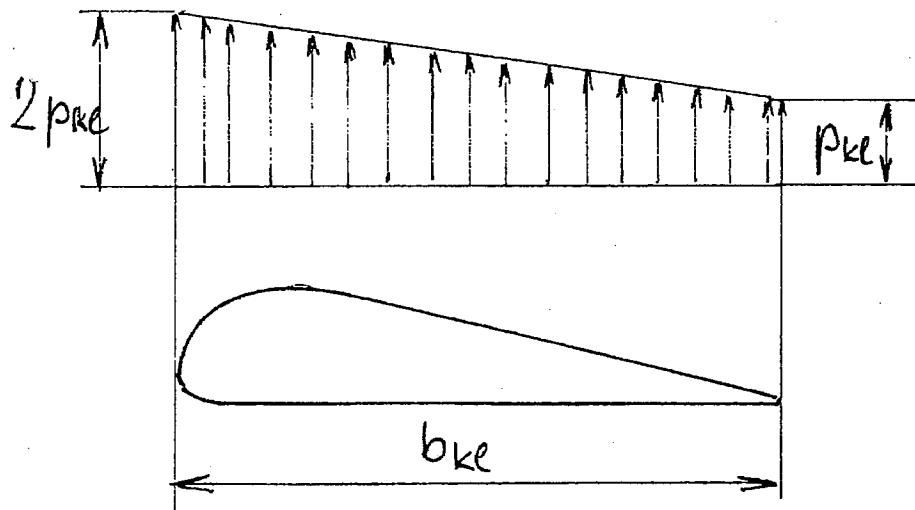
Závěsový moment je moment plochy spojitého zatížení

$$M_{ZK} = \left(\frac{b_2^2 - b_1^2}{3} - b_1^2 \right) \frac{k \cdot p_k}{2} l_k = \left(\frac{0,35^2 - 0,05^2}{3} - 0,05^2 \right) \frac{1024}{2} 2,5 = 49,1 \text{ Nm}$$

Zatížení vztlakové klapky má průběh nakreslený na obr.1.26.

Plošné zatížení klapky vypočítáme z plošného zatížení k řídla podle vztahu

$$p_{kl} = 1,67 p \frac{C_{yk}}{1,6}, \quad C_{yk} \quad \text{je nejvyšší součinitel vztlaku profilu s klapkou.}$$



Obr.1.26.

Příklad 12

Máme vypočítat celkovou sílu, která zatěžuje vztlakovou klapku o rozmezích $b_{kl}=0,4 \text{ m}$, $l_{kl}=2 \text{ m}$. Nejvyšší součinitel vztlaku profilu s klapkou je $C_{yk}=2,0$. Hmotnost letounu a plocha křídla je jako v příkladu 10.

Spojité zatížení na konci klapky je

$$p_{kl} = 1,67 \cdot 315 \cdot \frac{2,0}{1,6} = 658 \text{ N/m}^2$$

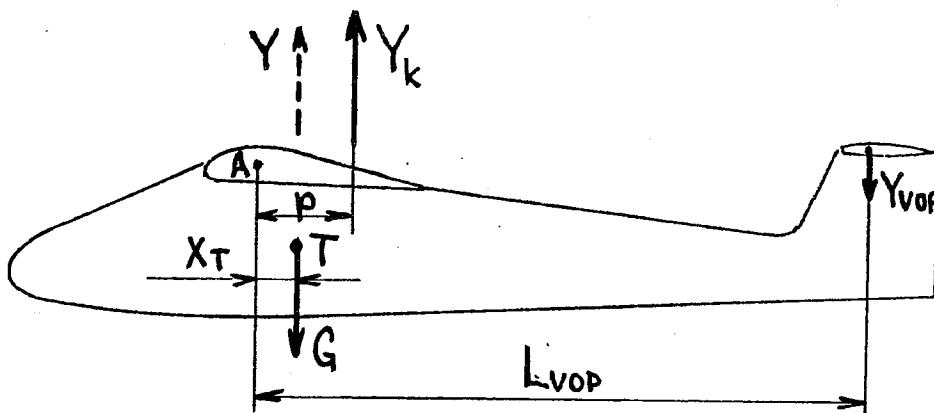
Celková síla se vypočítá jako plocha obrazce spojitého zatížení

$$Y_{kl} = \frac{3}{2} b_{kl} \cdot l_{kl} \cdot p_{kl} = \frac{3}{2} \cdot 0,4 \cdot 2 \cdot 658 = 790 \text{ N/m}^2$$

1.16. Zatížení vodorovné ocasní plochy (VOP)

Zatížení VOP se skládá ze zatížení od vyvážení letounu a zatížení od obratu (manévr) letounu, nebo poryvu.

Vyvažovací sílu lze snadno vypočítat z rovnovážné rovnice pro celý letoun. Z obr.1.27. vidíme, že platí rovnováha momentů.



Obr.1.27

Je nutné při manévr počítat s násobkem n $Y = n \cdot G$

$$n \cdot G(p - x_T) = Y_{oVOP}(L_{VOP} - p) \quad \text{z toho} \quad Y_o = \frac{n \cdot G(p - x_T)}{L_{VOP} - p}$$

Ze vzorce je zřejmé, že vyvažovací síla poroste se vztahem rychlosti. (Při rychlosti, která se blíží minimální, může být i nulová, nebo má opačný smysl, "výškovka nese".) Vyvažovací síla bude jistě největší při rychlosti V_D .

Příklad 13

navazuje na příklad 9 z odst. 1.12. Máme vypočítat vyvažovací sílu na VOP při rychlosti $v_A = 36 \text{ m/s}$, pro případ vodorovného rovnoměrného letu, tj. $n=1$

Známe $L_{VOP} = 3,5 \text{ m}$, $c_m = -0,1$, $b = 1,4 \text{ m}$, $x = 0,042 \text{ m}$

($0,25 + 0,042/1,4 = 0,28$, tj. těžiště letounu leží 28% od náběžné hrany křídla), $m = 450 \text{ kg}$.

Řešení:

- součinitel vztlaku při rychlosti v_A je

$$C_y = \left(\frac{v_{s1}}{v_A} \right)^2 \cdot C_{Y_{s1}} = \left(\frac{18}{36} \right)^2 \cdot 1,58 = 0,395$$

$C_y = 1,58$ je součinitel při rychlosti $v_{s1} = 18 \text{ m/s}$, převzat z příkladu 9.

- posunutí výsledné vztlakové síly je

$$p = \frac{|C_m|}{C_y} \cdot b = \frac{0,1 \cdot 1,4}{0,395} = 0,354$$

- vyvažovací síla na VOP je

$$Y_{VOP} = \frac{n \cdot m \cdot g(p - x_T)}{L_{VOP} - p} = \frac{1 \cdot 450 \cdot 9,81(0,354 - 0,042)}{3,5 - 0,354} = 438N$$

Síla od manévrů (obratu) letounu se počítá velmi obtížně. Poměrně jednoduchý postup je vyložen v doporučené literatuře (1)

Také odezva tj. pohyb letounu v okamžiku, kdy začne působit na VOP síla, která vlastně poruší rovnováhu, není jednoduchá. Letoun se začne posouvat a otáčet. Průběh zrychlení na ose letounu ukazuje obr.1.28. Zrychlení jednotlivých bodů u letounu je úměrné vzdálenosti od tzv. středu úhlového zrychlení. Jeho vzdálenost od těžiště se určí ze vzorce

$$e_e = \frac{l_z}{m \cdot l_{VOP}}$$

zde značí

I_z ... moment setrvačnosti letounu k ose z,

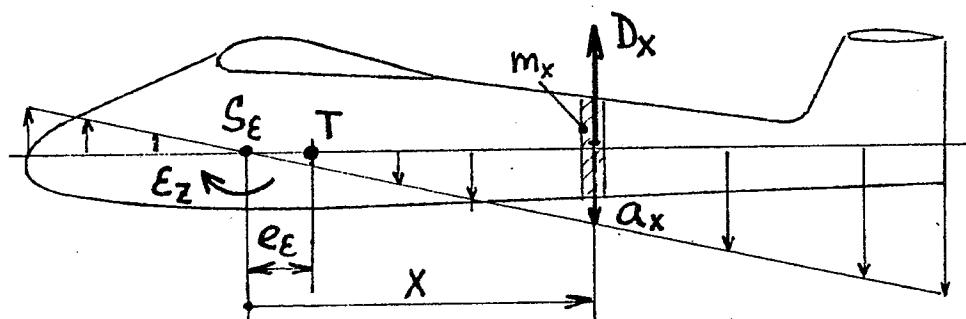
m ... hmotnost letounu

Úhlové zrychlení letounu, které potřebujeme na výpočet zrychlení jednotlivých bodů je

$$\varepsilon_z = \frac{Y_{VOP} \cdot l_{VOP}}{l_z}$$

Setrvačná síla působící na zvolený řez trupu je

$D_x = m_x \cdot a_x$ kde zrychlení je $a_x = \varepsilon_z \cdot x$ a m_x je hmotnost části trupu



Obr.1.28.

Letový manévr předepisuje předpis podobně, jako u křídélek, tj. plná výchylka výškového, kormidla při rychlosti v_A třetinová výchylka výškového kormidla při rychlosti v_D

Z uvedeného rozboru je zřejmé, že pro předběžný návrh je nutno výpočetní postup opět zjednodušit, tak jako jsme to provedli u zatížení křídélek a klapek.

1.17. Zatížení svislé ocasní plochy SOP

vychází ze stejných předpokladů, pouze s tím, že u SOP vyvažovací síla neexistuje.

1.18. Zjednodušený postup výpočtu zatížení VOP a SOP

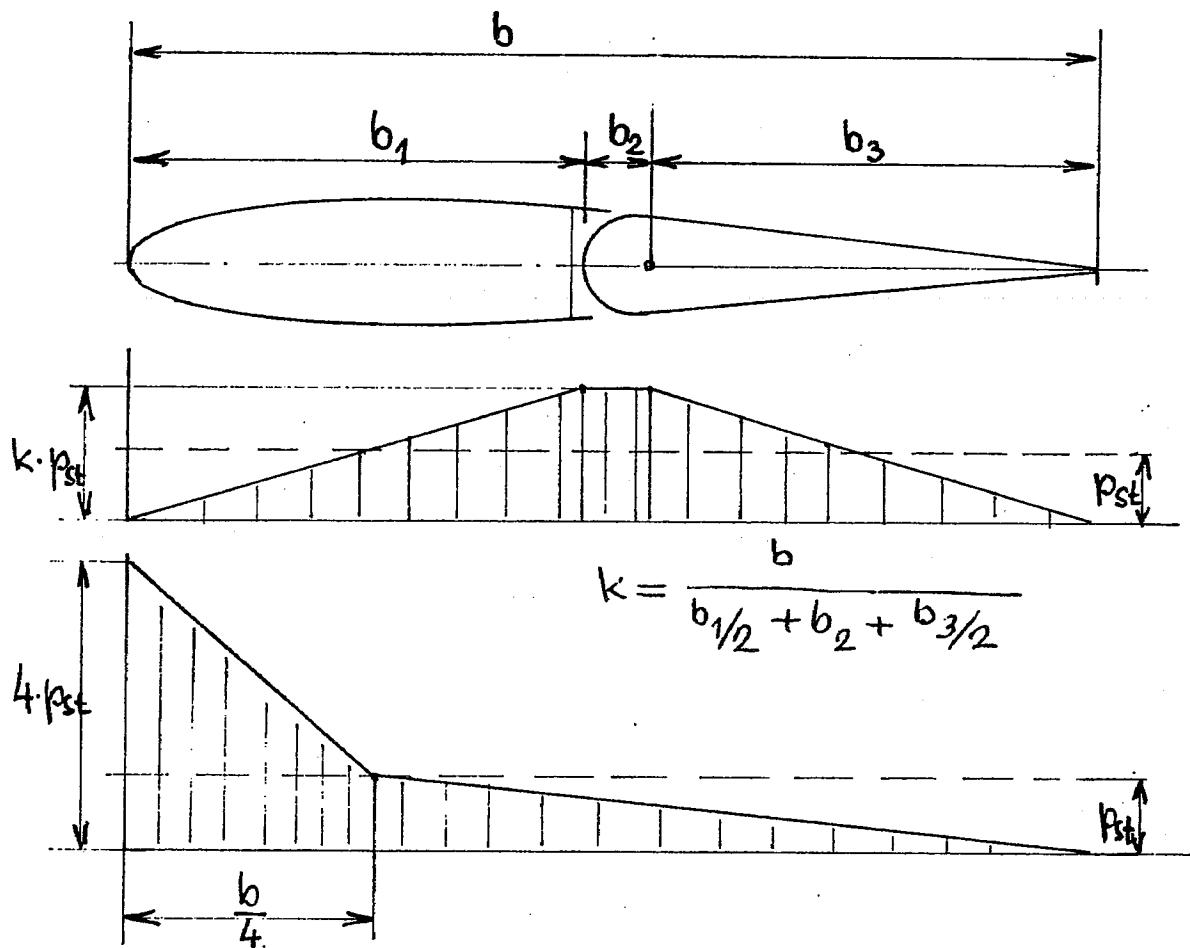
Podobně jako u křídélek je základem výpočtu plošné zatížení křídla

$$p = \frac{G}{S}$$

Střední plošné zatížení VOP, nebo SOP je dáno vztahem

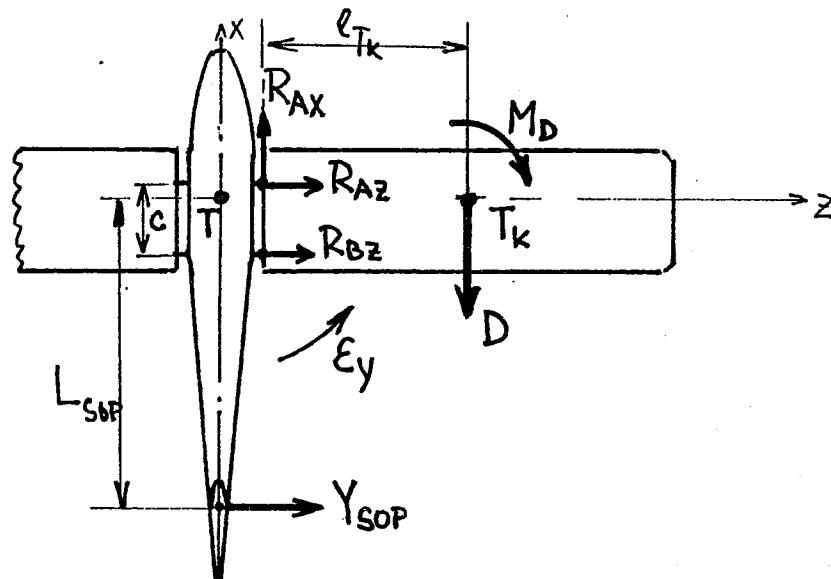
$$p_{st} = 234 + 2,1 \cdot p > 582 \text{ Pa}$$

Průběh spojitého zatížení podél hloubky je dvojí a udává ho obr.1.29.



Obr.1.29.

Při zatížení SOP způsobené náhlým vychýlením směrového kormidla dochází kromě podstatného zatížení trupu ohybovým momentem, také k zatížení kování k řídla a ohybu křídla v rovině křídla. Silové poměry ukazuje obr.1.30.



obr.1.30.

Síla Y_{SOP} způsobí rotační pohyb letounu kolem těžiště letounu T úhlovým zrychlením

$$\varepsilon_y = \frac{Y_{SOP} \cdot L_{SOP}}{I_y}$$

kde L_{SOP} je vzdálenost Y_{SOP} od těžiště letounu a I_y je moment setrvačnosti k svislé ose y procházející těžištěm letounu. (Přísně vzato dojde k rotaci kolem středu úhlového zrychlení, jak bylo vyloženo v předchozím, rozdíl není podstatný.)

Při rotaci působí v těžišti T na polovinu křídla setrvačná síla

$$D = m_K \cdot l_{TK} \cdot \varepsilon_y, \text{ kde } m_K \text{ je hmotnost poloviny křídla,}$$

$$\text{a silová dvojice setrvačných sil o momentu } M_D = I_{KY} \cdot \varepsilon_Y.$$

kde I_{KY} je moment setrvačnosti poloviny křídla k těžišti T_K .

Reakce v závěsu křídla se vypočítají z rovnovážných rovnic pro polovinu křídla

$$R_{AX} - D = 0 \quad \text{složkové rovnice}$$

$$R_{AZ} - R_{BZ} = 0 \quad \text{ve směru os x,z}$$

$$M_D + D \cdot l_{TK} - R_{BZ} \cdot C = 0 \quad \text{momentová rovnice k bodu A}$$

Reakce v kování křídla jsou

$$R_{AX} = D$$

$$R_{BZ} = -R_{AZ} = \frac{M_D + D \cdot l_{TK}}{C}$$

1.19. Poryvové zatížení ocasních ploch

a/ vodorovná ocasní plocha. Sílu na VOP od poryvu stanoví předpis vzorcem

$$Y_{PVOP} = \frac{\rho_0}{2} \cdot v \cdot u \cdot a_{VOP} \cdot S_{VOP} \cdot (1 - D) \cdot k$$

Zde značí $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$... měrnou hmotnost vzduchu podle MSA,

v ... rychlosť letu, u ... rychlosť poryvu,

S_{VOP} ... plochu VOP,

a_{VOP} ... směrnici vztakové čáry VOP,

D ... derivaci zešikmení proudu vzduchu u VOP,

k ... zmírňující součinitel, který je stejný jako u křídla.

Celkové zatížení vodorovné ocasní plochy je dáno součtem vyvažovací síly Y_0 a síly od poryvu Y_{VOP}

$$Y_{VOP} = Y_0 + Y_{PVOP}$$

b/ svislá ocasní plocha. Sílu na SOP stanoví předpis vzorcem

$$Y_{PSOP} = \frac{\rho_0}{2} \cdot v \cdot u \cdot a_{SOP} \cdot S_{SOP} \cdot k_{SOP}$$

Zde značí a_{SOP} ... směrnici vztakové čáry SOP,

S_{SOP} ... plochu SOP

$k = 1,2$, součinitel SOP.

Velikosti poryvů jsou stanoveny jako u křídla:

při rychlosti v_A je svislý poryv $u = \pm 15 \text{ m/s}$,
 při rychlosti v_D je svislý poryv $u = \pm 7,5 \text{ m/s}$.

Příklad 14

Tento příklad navazuje na příklad 17 v příloze P1.2.

Máme stanovit zatížení VOP od poryvu při rychlosti letu

$$v_A = 36 \text{ m/s}. \text{ Známe } l = 10,0 \text{ m}, S = 14 \text{ m}^2, S_{VOP} = 1,8 \text{ m}^2, \\ b_0 = b_K = 1,4 \text{ m}, L_{VOP} = 3,5 \text{ m}, h = 0.$$

Řešení:

V příkladu 17 byla vypočítána směrnice vztakové čáry VOP

$$a_{VOP} = 3,32 \text{ a derivace zešikmení proudu vzduchu}$$

$$D = 0,427. \text{ Zmírňující součinitel z příkladu 9 je } k = 0,529$$

Zatížení VOP od poryvu je

$$Y_{pVOP} = \frac{1,225}{2} \cdot 36 \cdot 15 \cdot 3,32 \cdot 1,8 \cdot (1 - 0,427) \cdot 0,529 = 599 \text{ N}$$

Celková síla na VOP je součet vyrovnávací síly $Y_0 = 438 \text{ N}$, kterou jsme vypočítali v příkladu 13 a síly od poryvu

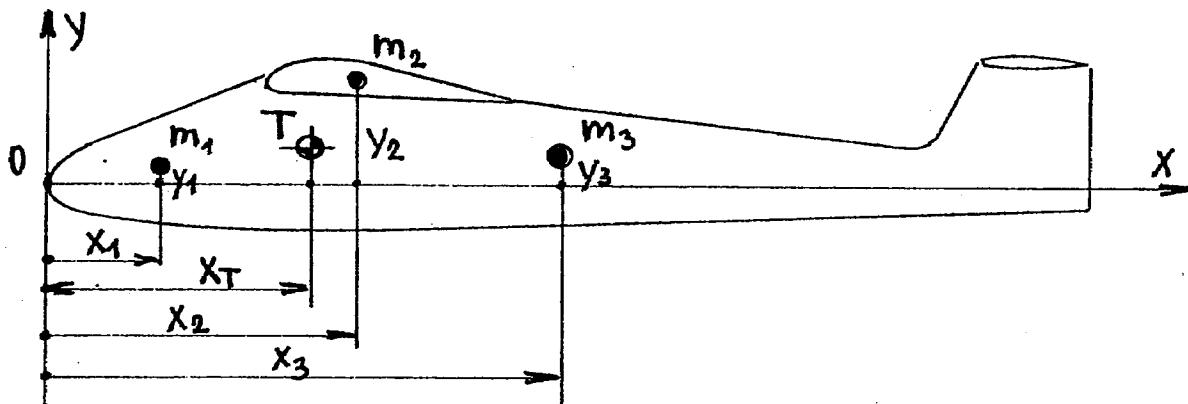
$$Y_{VOP} = Y_0 + Y_{pVOP} = 438 + 599 = 1037 \text{ N}$$

1.20. Těžiště, moment setrvačnosti

Obě veličiny popisují rozložení hmot letounu. Výpočet těžiště je jednoduchý. Souřadnice těžiště jsou dány vztahy

$$x_T = \frac{x_1 \cdot m_1 + x_2 \cdot m_2 + x_3 \cdot m_3 + \dots}{m} \quad m - \text{celková hmotnost}$$

$$y_T = \frac{y_1 m_1 + y_2 m_2 + y_3 m_3 + \dots}{m}$$



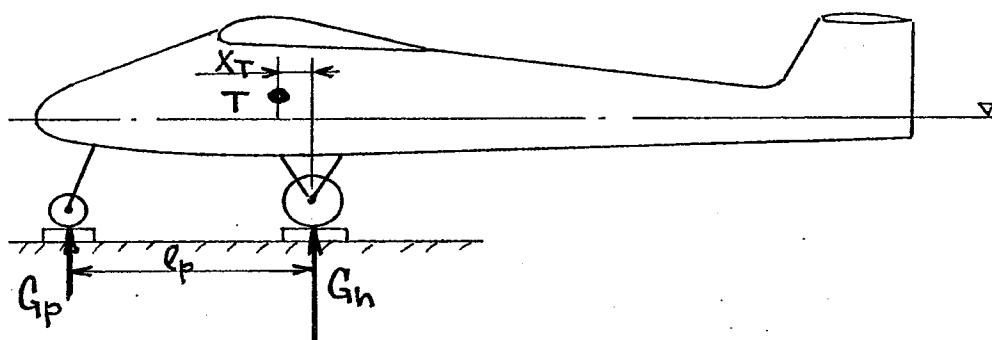
Obr. 1.31.

Výpočet ovšem předpokládá, že jsme nahradili jednotlivé celky letounu hmotnými body, tj. soustředili hmotnost těchto celků do příslušných těžišť. Pokud např. neznáme předem

těžiště trupu, musíme ho napřed vypočítat podle obdobného vzorce z jednotlivých částí trupu. Ve snaze o přesný výpočet to může být velmi pracné.

Počátek souřadného systému O můžeme zvolit kdekoli, musíme ovšem dát pozor na orientaci souřadnic a dosazovat do vzorce vzdálenosti se správnými znaménky.

Polohu těžiště hotového letounu určíme snadno vážením podle obr.1.32.



Obr.1.32.

Letoun postavíme na 3 váhy ve vodorovné poloze, těžiště vypočítáme ze vzorce

$$x_T = \frac{G_p \cdot l_p}{G}$$

l_p je vzdálenost osy hlavního podvozku od p řídového kola nebo ostruhy,

G_p je údaj /váha/ odečtený na p řídovém kole nebo ostruze,

G je součet údajů na všech třech váhách

Moment setrvačnosti

Tato veličina je mírou setrvačnosti při rotačním pohybu, podobně jako hmotnost je mírou setrvačnosti při posuvném pohybu. To vidíme, když srovnáme vzorce:

$$\text{zrychlení} = \frac{\text{síla}}{\text{hmotnost}}$$

$$\text{úhlovézrychlení} = \frac{\text{moment síly}}{\text{moment setrvačnosti}}$$

Momenty setrvačnosti letounu potřebujeme při podrobném výpočtu a to ke třem souřadným osám letounu, které procházejí těžištěm.

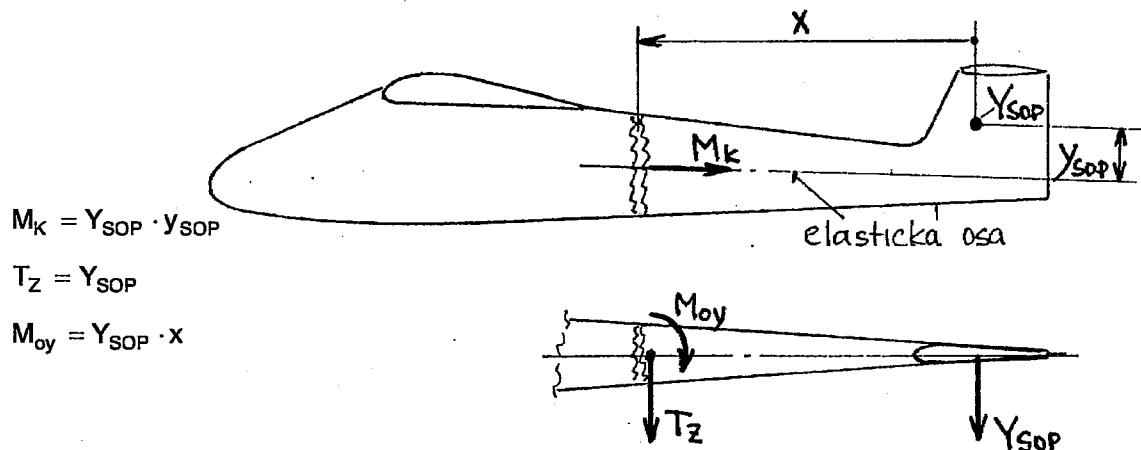
Výpočet je mnohem pracnější, než např. výpočet těžiště. Předběžný výpočet se bez momentů setrvačnosti obejde.

1.21. Trup

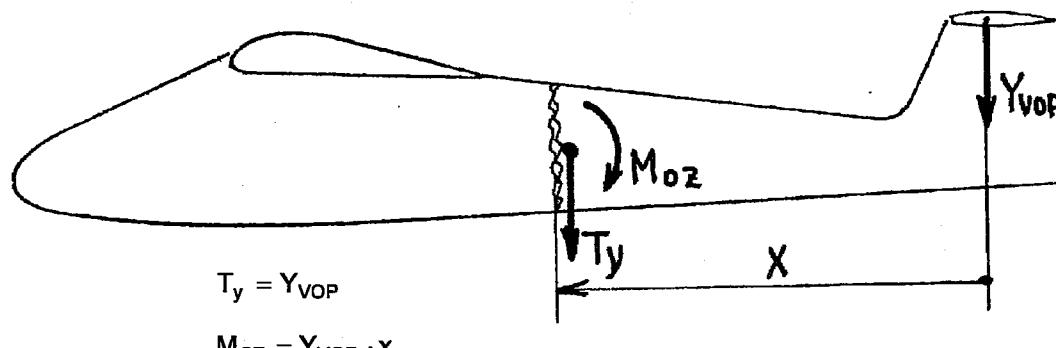
Trup je namáhan velmi rozmanitě a komplikovaně a to od aerodynamických sil za letu, ke kterým se při přistání přidávají síly od podvozku. Zde se omezíme na stanovení vnitřních statických účinků trupu od sil na ocasní plochy.

Vnitřní statické účinky v řezu trupu od síly na VOP a SOP

Výpočet je zřejmý z obr.1.33. a obr.1.34.



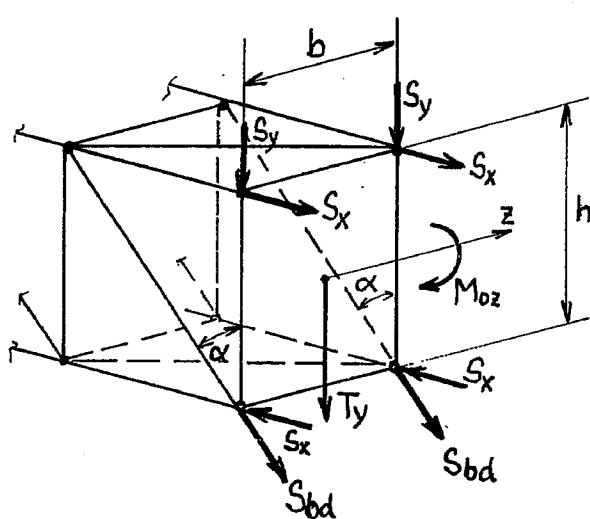
Obr.1.33.



Obr.1.34.

Síly v prutech příhradové konstrukce trupu

Přibližný výpočet ukazují obr.1.35., obr.1.36. a příslušné vzorce



Obr.1.35.

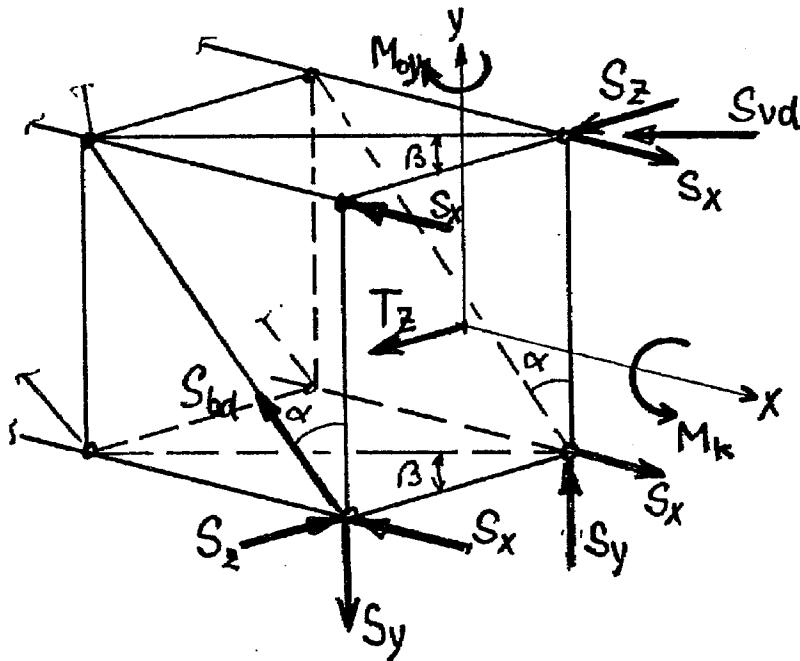
Od sil na VOP je

pásnice $S_x = \frac{\pm M_{Oz}}{2h}$

bočnice svislé $S_y = \frac{-T_y}{2}$ vzpěr

diagonály svislé $S_{bd} = \frac{T_y}{2 \cdot \cos \alpha}$ tah

horní pásnice tah
dolní pásnice vzpěr



obr.1.36.

Od sil na SOP je

pásnice	$S_x = \frac{\pm M_{Oy}}{2b}$	tah nebo vzpěr
bočnice vodorovná	$S_z = \frac{T_z}{2} \pm \frac{M_k}{2b}$	
bočnice svislá	$S_y = \pm \frac{M_k}{2h}$	
diagonála vodorovná	$S_{vd} = \frac{S_z}{\cos \beta}$	
diagonála svislá	$S_{bd} = \frac{S_z}{\cos \alpha}$	

Přibližnost vzorců spočívá v tom, že ve skutečnosti nejsou bočnice rovnoběžné.

Dřevěné trupy z podélníků potažených překližkou se počítají obdobně, jako nosníky křídel.
Laminátové skořepinové trupy vedou při výpočtu na obtížně řešitelné úlohy tvarové stability s nezaručenými výsledky. Jistotu zde dávají pouze pevnostní zkoušky vzorků příp. celých trupů.

1.21. Podvozek

Podvozky UL letounů jsou velmi silně namáhány od nouzových přistání a provozu na letištích s neupraveným povrchem. To obojí je pro provoz letounů této kategorie charakteristické. Proto nesmíme namáhání podvozku a jeho částí podcenit. Důkladný rozbor všech možných situací při přistání a z toho vyplývající nároky na pevnost podvozku udává předpis UL-2. (Postup byl převzat z amerického předpisu FAR 23, který platí pro letadla vyšší kategorie a je velmi přesný.)

Výpočet zatížení podvozku

Nejprve vypočítáme provozní násobek zatížení podvozku

$$n_p = \frac{h + \frac{d}{3}}{\eta \cdot d} , \text{ zde je } d \text{ deformace podvozku (pneumatika + odpružení)}$$

η účinnost tlumiče:

- 0,5 ... pneu + gumové pružiny
- 0,65 .. pneu + hydraulické tlumiče

$$h = \frac{v_y^2}{2g} \quad \text{je výška volného pádu odpovídající rychlosti } v_y$$

Podle předpisu UL-2 je $v_y = 0,51 \cdot \sqrt{\frac{m \cdot g}{S}}$ m ... je hmotnost letounu, S ... plocha k řídla

$$n = n_p + \frac{2}{3} \dots \text{ provozní násobek pro celý letoun je } > 4$$

$f = 1,5$ je bezpečnost

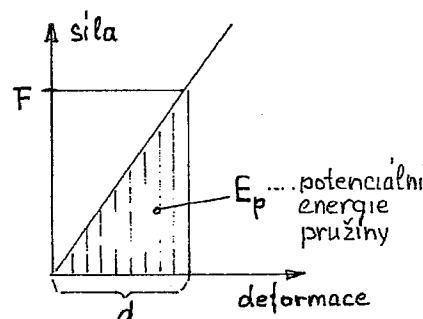
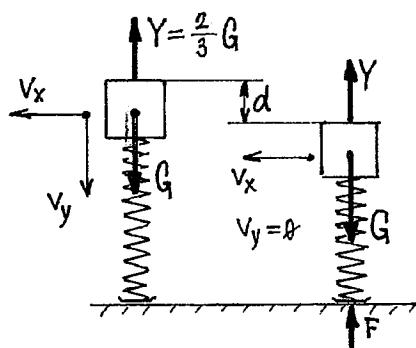
$n_x = 0,25n$ je provozní násobek sil na podvozek ve vodorovném směru

Vztah pro provozní násobek podvozku n_p lze jednoduše odvodit pomocí zákona o zachování energie. Podle tohoto zákona je součet kinetické a potenciální energie konstantní:

$$E_{K1} + E_{p1} = E_{K2} + E_{p2}$$

Pozn.: Rovnost energií platí za předpokladu, že síly působící na letoun jsou potenciální, což neplatí např. silách v tlumičích. Při přistávání letounu je těsně před dotelem podvozku součet potenciální a kinetické energie

$$E_{K1} + E_{p1} = \frac{1}{2}mv^2 + \frac{1}{3}Gd = \frac{1}{2}m(v_x^2 + v_y^2) + \frac{1}{3}Gd$$



Po dosednutí letounu při největším stlačení pružiny podvozku je součet potenciální a kinetické energie

$$E_{K2} + E_{p2} = \frac{1}{2}mv_x^2 + \frac{1}{2}Fd$$

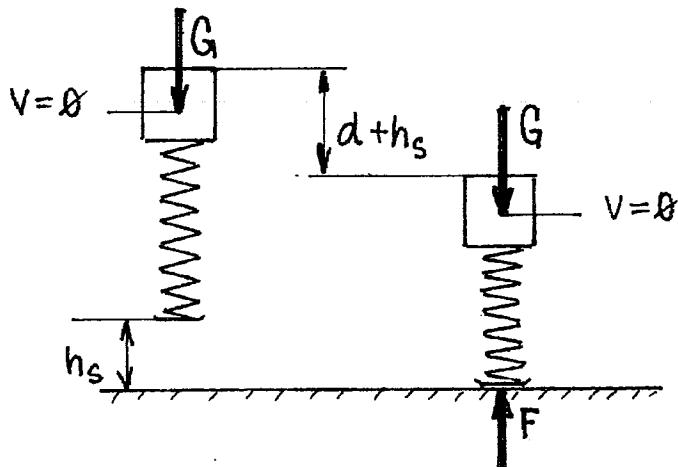
Porovnáním energií p řed přistáním a po dosednutí letounu dostaneme

$$\frac{1}{2}mv_x^2 + \frac{1}{2}mv_y^2 + \frac{1}{3}Gd = \frac{1}{2}mv_x^2 + \frac{1}{2}Fd$$

$$\text{Po úpravě je provozní násobek podvozku } n_p = \frac{F}{G} = \frac{2}{3} + \frac{2}{d} \cdot \frac{mv_y^2}{2mg} = \frac{2}{3} + \frac{2h}{d}$$

Shazovací zkouškou letounu se ověřuje pevnost podvozku. Letoun se zvedne do určité výšky h_s a nechá padnout volným pádem na zem. P ři tom na letoun nep ūsobí vztah shazovací výška je tedy menší než výška odpovídající svislé složce přistávací rychlosti v Shazovací výšce odvodíme op ět pomocí zákona o zachování energie:

$$E_{K1} + E_{p1} = E_{K2} + E_{p2}$$



Rychlosť na počiatku volného pádu a p ři největším stlačení pružiny podvozku je nulová, proto kinetická energia je také rovna nule. Srovnáváme tedy vlastn ě potenciální energii tiže a potenciální energii pružiny

$$E_{p1} = E_{p2}$$

$$G(d + h_s) = \frac{Fd}{2}, \text{ z předchozího je } F = G\left(\frac{2}{3} + \frac{2h}{d}\right)$$

$$G(d + h_s) = G\left(\frac{2}{3} + \frac{2h}{d}\right)\frac{d}{2}$$

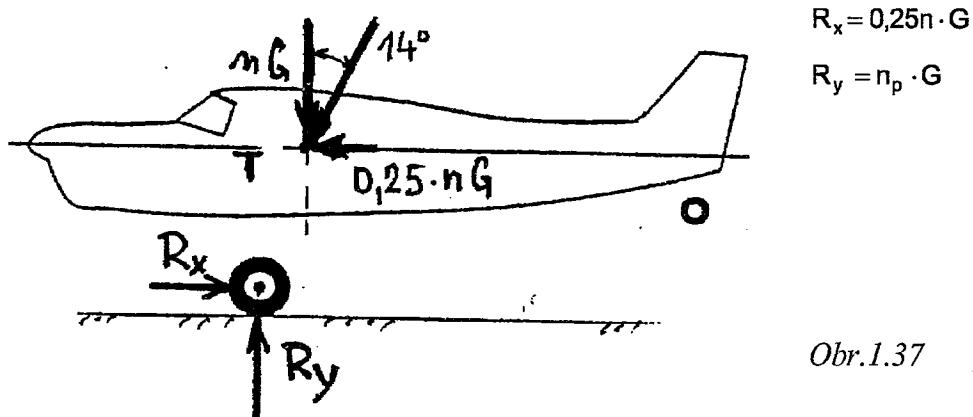
$$h_s = h - \frac{2}{3}d$$

Nyní budeme počítat síly na podvozek p ři různých způsobech přistání

1. Podvozek s ostruhou

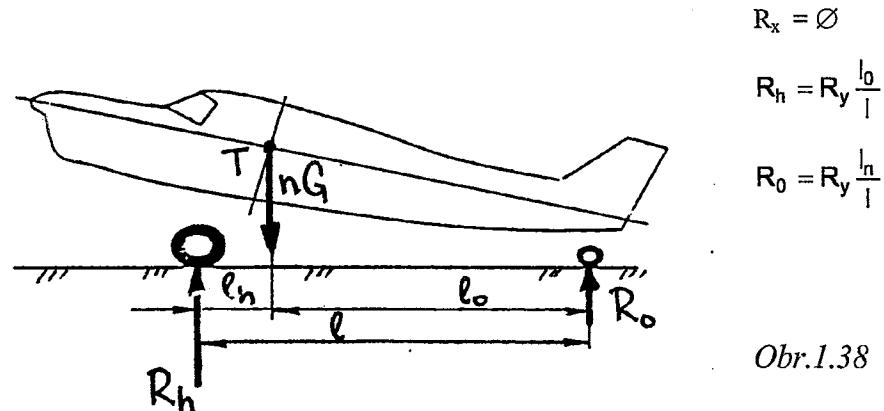
Způsob přistání:

a/ přistání na dva body, trup je vodorovn ě



Obr.1.37

b/ přistání na tři body

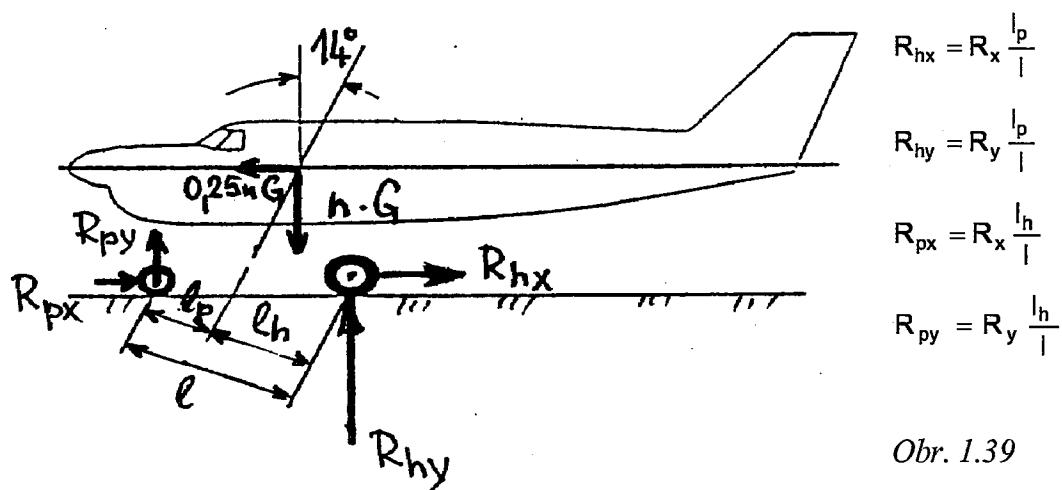


Obr. 1.38

2. Příd'ový podvozek

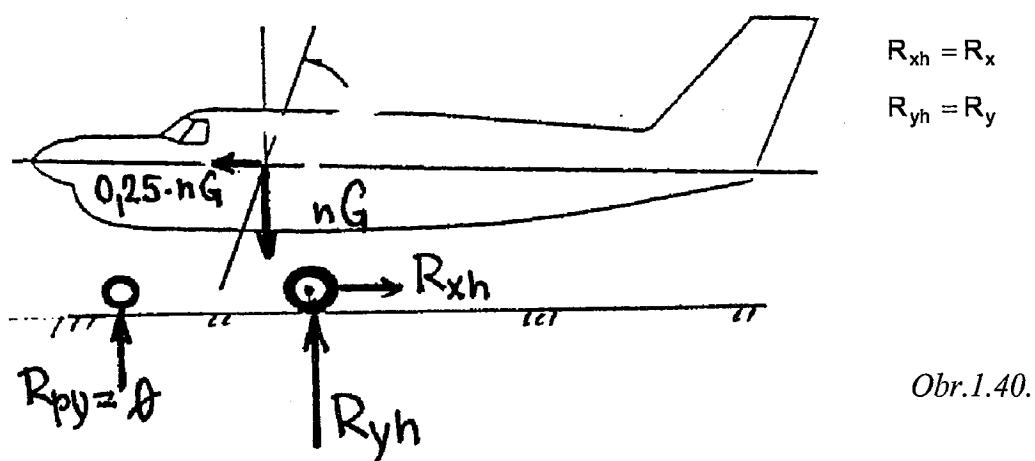
Způsob přistání:

a/ přistání na tři kola



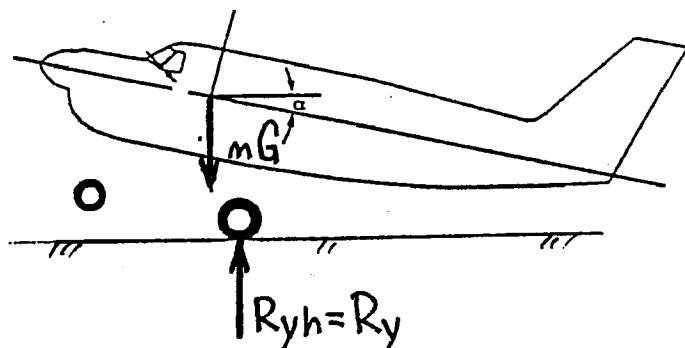
Obr. 1.39

b/ přistání na dvě kola, trup je vodorovně



Obr. 1.40.

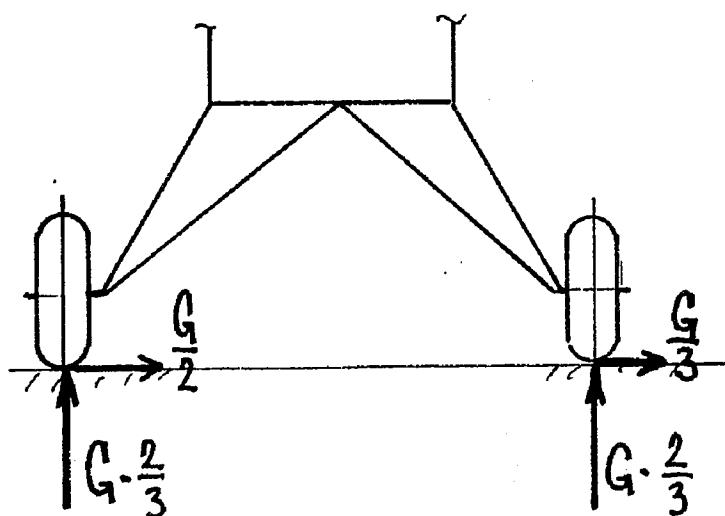
c/ přistání na dvě kola, záď těsně nad zemí



Obr. 1.41

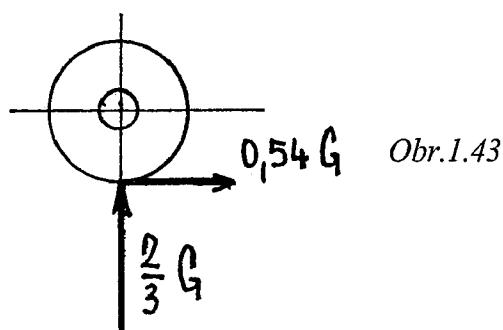
3. Hlavní podvozek

a/ boční zatížení



Obr. 1.42

b/ brzděné kolo

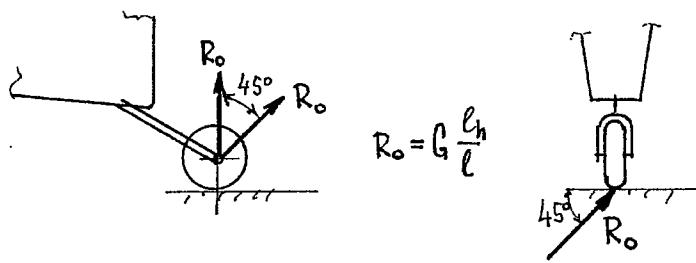


Obr. 1.43

4. Ostruhové kolo

a/ sklon reakce

b/ boční zatížení



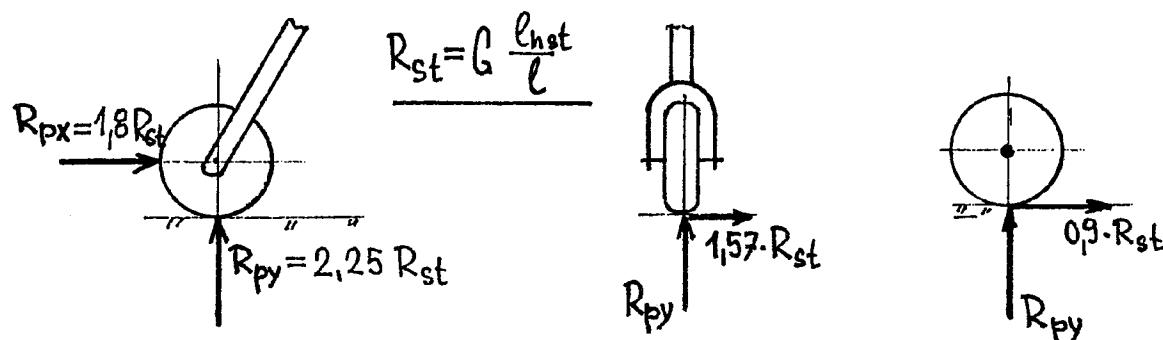
Obr. 1.44.

5/ Přídové kolo

a/ základní zatížení

b/ boční zatížení

c/ brzděné kolo



Obr. 1.45.

Příklad 15

Máme určit síly na podvozek s ostruhou. Hmotnost letounu je $m = 450 \text{ kg}$, propružení podvozku $d = 175 \text{ mm}$ - gumové tlumiče + pneumatika, $l = 4 \text{ m}$, $l_h = 0,45 \text{ m}$, $S = 14 \text{ m}^2$.

Rychlosť klesání je podľa p ředpisu UL-2

$$v_y = 0,51 \cdot \sqrt{\frac{mg}{S}} = 0,51 \cdot \sqrt{\frac{450 \cdot 9,81}{14}} = 2,15 \text{ m/s}$$

této rychlosťi odpovídá výška volného pádu

$$h = \frac{v_y^2}{2g} = \frac{2,15^2}{2 \cdot 9,81} = 0,236 \text{ m}$$

Vypočítáme provozní násobek podvozku

$$G = m \cdot g = 450 \cdot 9,81 = 4,41 \text{ kN} \quad n_p = \frac{0,236 + \frac{175}{3}}{0,5 \cdot 175} = 3,37$$

provozní násobek letounu je

$$n = n_p + \frac{2}{3} = 3,37 + \frac{2}{3} = 4,04 > 4$$

1. Zatížení podvozku

a/ přistání na dvě kola, (podle obr.1.37.)

$$R_x = \frac{n \cdot G}{4} = \frac{4,04 \cdot 4,41}{4} = 4,45 \text{ kN} \quad R_y = n_p \cdot G = 3,37 \cdot 4,41 = 14,9 \text{ kN}$$

Tyto síly jsou součtem sil na obě kola!

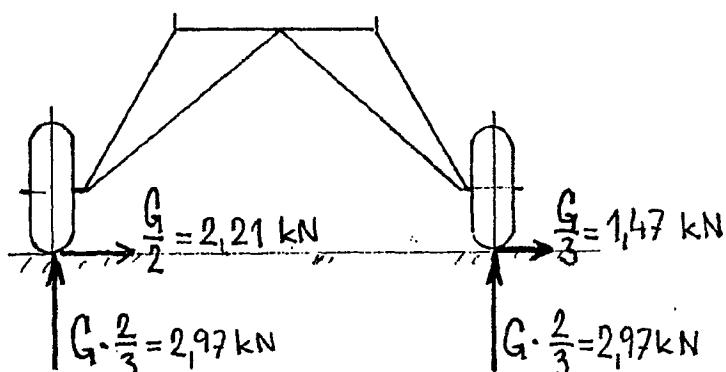
b/ přistání na dva body

$$l_0 = 4 - 0,45 = 3,55 \text{ m}$$

Síla na ostruhu bude

$$R_0 = 14,9 \frac{0,45}{4} = 1,68 \text{ kN} = 168 \text{ kp}$$

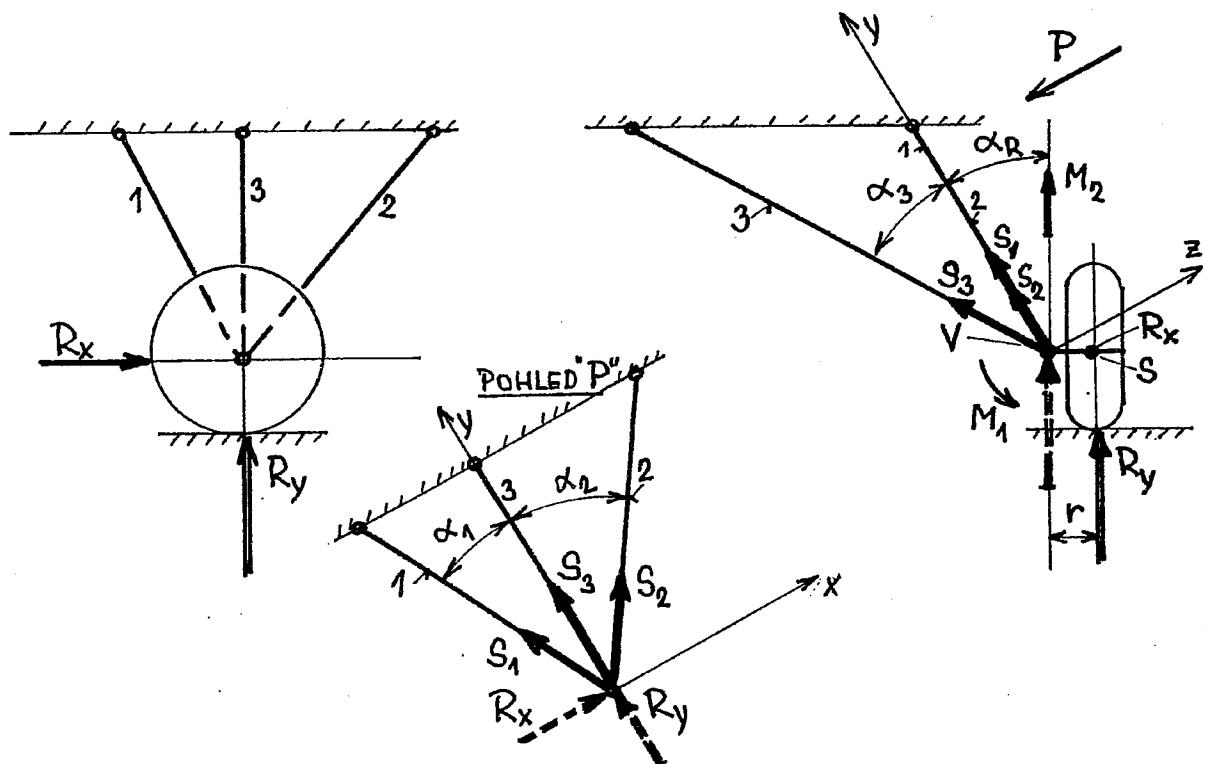
2. Boční zátěž hlavního podvozku



Obr.1.46

Příklad 16

Polovinu podvozku tvoří tři trubky 1,2,3 osa kola a kolo. Máme určit síly při přistání na dva body, obr.1.47.



Obr.1.47

V příkladu 15 byly vypočteny celkové síly na hlavní podvozek. Na jedno kolo v obr.1.47. působí

$$R_x = \frac{4,45}{2} = 2,23 \text{ kN}$$

$$R_y = \frac{14,9}{2} = 7,45 \text{ kN}$$

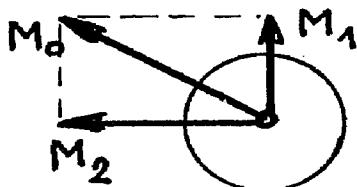
Dále známe

$$r = 80 \text{ mm}, \alpha_1 = 26^\circ, \alpha_2 = 34^\circ, \alpha_3 = 31^\circ, \alpha_R = 29^\circ$$

Řešení: 1/ Síly R_x a R_y posuneme do vrcholu V, ve kterém jsou spojeny trubky a osa kola, posunuté síly jsou kresleny čárkovaně. Aby účinek sil zůstal zachován musíme přidat silovou dvojici o momentech

$M_1 = r \cdot R_y$ a $M_2 = r \cdot R_x$. Tyto silové dvojice namáhají osu kola ohybem. Výsledný ohybový moment je

$$M_0 = \sqrt{M_1^2 + M_2^2} = r \cdot \sqrt{R_y^2 + R_x^2} = 0,08 \sqrt{7,45^2 + 2,23^2} = 0,622 \text{ kNm}$$



Pohled na kolo z boku

obr. 1.48.

2/ Vrchol V uvolníme tím, že budeme předpokládat tahové síly v trubkách, S_1 , S_2 , S_3 . (Jde o působení sil z trubek na vrchol.)

3/ Napíšeme rovnovážné rovnice. To jsou složkové rovnice ve směru os zvoleného souřadného systému. Zde bude výhodné položit souřadný systém tak, aby trubky 1 a 2 ležely v rovině xy a trubka 3 v rovině xz. Nakreslíme průměr ve směru osy x, to je pohled "P" v obr. 1.47.

Aby byla soustava sil v rovnováze, musí být součet průmětů všech sil ve směru os x,y,z nulový. To popisuje soustava tří rovnovážných rovnic:

$$x: R_x - S_1 \cdot \sin \alpha_1 + S_2 \cdot \sin \alpha_2 = 0$$

$$y: R_y \cdot \cos \alpha_R + S_1 \cos \alpha_1 + S_2 \cos \alpha_2 + S_3 \cos \alpha_3 = 0$$

$$z: R_y \sin \alpha - S_3 \sin \alpha_3 = 0$$

4/ Výpočet reakcí S_1 , S_2 , S_3 z rovnovážných rovnic.

- ze třetí rovnice vypočítáme

$$S_3 = R_y \frac{\sin \alpha_R}{\sin \alpha_3} = 7,45 \frac{\sin 29^\circ}{\sin 31^\circ} = 7,01 \text{ kN}$$

- první rovnici znásobíme $\cos \alpha_1$, druhou rovnici znásobíme $\sin \alpha_1$ a rovnice sečteme. Tím získáme rovnici, která neobsahuje S_1

$$R_x \cdot \cos \alpha_1 + S_2 \cdot \sin \alpha_2 \cos \alpha_1 + R_y \cos \alpha_R \sin \alpha_1 + S_2 \cos \alpha_2 \sin \alpha_1 + S_3 \cos \alpha_3 \sin \alpha_1 = 0$$

Rovnici upravíme a vypočítáme S_2

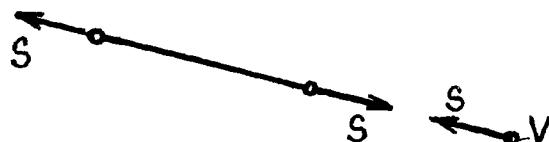
$$S_2 (\sin \alpha_2 \cos \alpha_1 + \cos \alpha_2 \sin \alpha_1) = -R_x \cos \alpha_1 - R_y \cos \alpha_R \sin \alpha_1 - S_3 \cos \alpha_3 \sin \alpha_1$$

$$S_2 = -\frac{R_x \cos \alpha_1 + (R_y \cos \alpha_R + S_3 \cos \alpha_3) \sin \alpha_1}{\sin(\alpha_1 + \alpha_2)}, \quad \sin \alpha_2 \cdot \cos \alpha_1 + \cos \alpha_2 \cdot \sin \alpha_1 = \sin(\alpha_1 + \alpha_2)$$

$$S_2 = -\frac{2,23 \cos 26^\circ + (7,45 \cos 29^\circ + 7,01 \cos 31^\circ) \sin 26^\circ}{\sin(26^\circ + 34^\circ)} = -8,65 \text{ kN}$$

$$- nakonec z první rovnice vypočítám S_1 = \frac{R_x + S_2 \sin \alpha_2}{\sin \alpha_1} = \frac{2,23 - 8,65 \sin 34^\circ}{\sin 26^\circ} = -8,80 \text{ kN}$$

Trubky 1 a 2 jsou namáhaný tlakem, trubka 3 tahem. (Musíme si znova uvědomit, že síly v obr. 1.47. jsou působením trubky na vrchol. V opačném smyslu působí vrchol na trubku, obr. 1.49., proto síla $S > 0$ namáhá trubku tahem.)



Obr. 1.49

Trubky 1 a 2 jsou namáhaný také ohybem od silové dvojice s momentem M_0 , který namáhá také osu kola. Rozdělení ohybu na jednotlivé trubky je úloha staticky neurčitá a lze ji řešit až po stanovení dalších deformačních rovnic. Trubka 3 ohyb nepřenáší, protože je spojena s osou čepem, k trupu je připevněna gumovou pružinou.

1.22. Podélná statická stabilita

Podélnou stabilitou se rozumí stabilita letounu při otáčení kolem osy z. Letoun musí být samozřejmě stabilní i kolem zbývajících dvou os x a y, to je stabilita příčná a směrová.

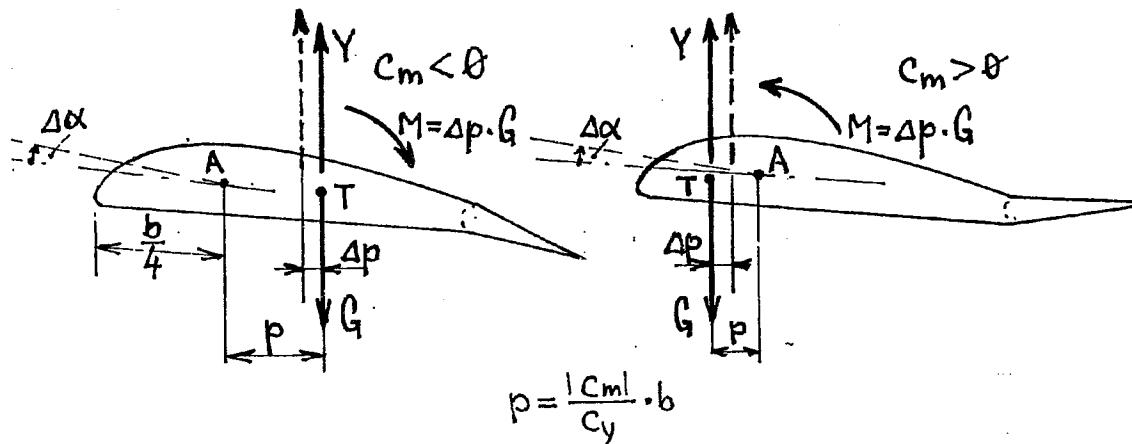
Statická stabilita označuje snahu letounu navrátit se po poruše do původního ustáleného režimu letu bez zásahu pilota. Dynamická stabilita popisuje utlumení kmitavého pohybu po poruše.

Neutrální bod

Tento bod u letounu je obdobou aerodynamického středu (čtvrtinového bodu) u profilu. Jestliže sledujeme chování profilu s klapkou, jako je např. profil UA-2, vidíme, že se vychýlením klapky bude měnit součinitel klopného momentu C_m .

Při vychýlení klapky dolů (kladná výchylka) se bude C_m zvětšovat, ovšem v absolutní hodnotě. Do kladných hodnot se dostane výchylkou klapky nahoru (záporná výchylka). Přitom hodnota součinitele klopného momentu zůstává prakticky konstantní vzhledem k úhlu náběhu.

Z výkladu o aerodynamických silách na profil již víme, že velikost a znaménko C_m ovlivňuje polohu výsledného vztlaku Y .



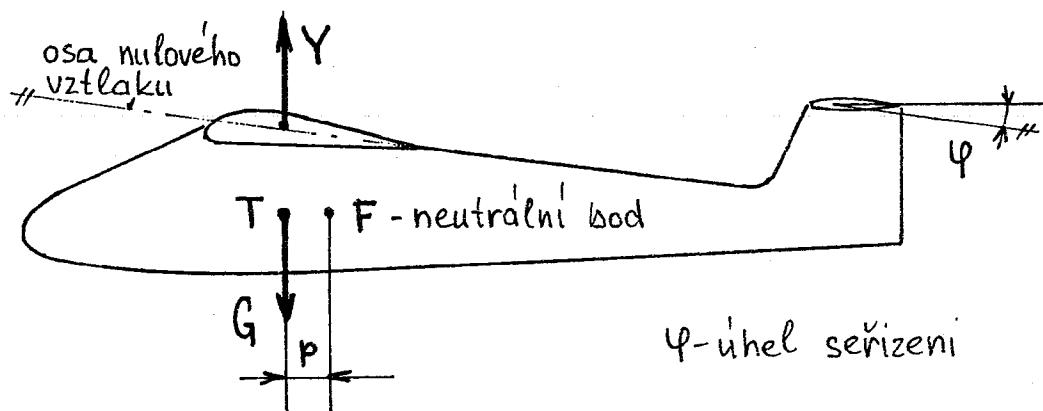
Obr. 1.50

Jestliže chceme letět na samotném křídle (bez šípu a zkroucení) musíme vyvážit samokřídlo tak, aby výsledná vztlaková síla procházela těžištěm, obr. 1.50. Takové samokřídlo poletí bez problémů, pokud nebude změněn úhel náběhu např. poryvem. Při zvýšení úhlu náběhu dojde ke zvýšení součinitele vztlaku a zmenšení vzdálenosti vztlaku od bodu A. Vztlaková síla pak tvoří se silou třídy dvojici, která otáčí křídlem. V případě,

kdy je součinitel klopného momentu kladný p ůsobí tento moment jako stabilizující, tj. vraci křídlo do původního rovnovážného stavu. V opačném případě zvětšuje úhel náběhu a destabilizuje situaci.

Stejná situace nastane u letounu. Křídlo a VOP dává výslednou vztlakovou sílu, která je buď před nebo za neutrálním bodem F, který je obdobou aerodynamického středu profilu. Součinitel klopného momentu celého letounu bude závislý na úhlu seřízení VOP, tedy obdoba úhlu klapky profilu.

Jestliže má být letoun stabilní musí být součinitel klopného momentu kladný a to se



Obr.1.51

dosáhne tím, že VOP má menší úhel náběhu než křídlo, obr.1.51.

Míra stabilizace byla dána velikostí součinitele klopného momentu, což se projevilo posunutím těžiště před aerodynamickým středem. U letounu se při posuzování míry stability řídíme právě touto veličinou. Označuje se jako statická zásoba bývá udána v poměru k střední aerodynamické tětivě křídla b_{SAT} . Volí se v rozmezí 0,02 až 0,1.

$$\bar{p} = \frac{p}{b_{SAT}}$$

Příloha P1.1.

Výpočet vnitřních statických účinků u obdélníkového křídla /Schrenkova metoda/

spojité zatížení podél rozpětí křídla q [N/m]

posouvající síla T [N]

ohybový moment M_0 [Nm]

se vypočítají z následujících vzorců:

$$q = \frac{Y}{l} \left(\frac{1}{2} + \frac{2}{\pi} \sqrt{1 - \zeta^2} \right) \quad \zeta = \frac{z}{\frac{l}{2}}$$

$$T = \frac{Y}{2} \left[1 - \frac{\zeta}{2} - \frac{1}{\pi} \left(\zeta \sqrt{1 - \zeta^2} + \arcsin \zeta \right) \right]$$

$$M_0 = \frac{Y \cdot l}{4} \left[\frac{1 - \zeta^2}{4} + \frac{2}{3\pi} (1 - \zeta^2)^{1.5} - \frac{T \cdot \zeta}{\frac{Y}{2}} \right]$$

ve kterých značí

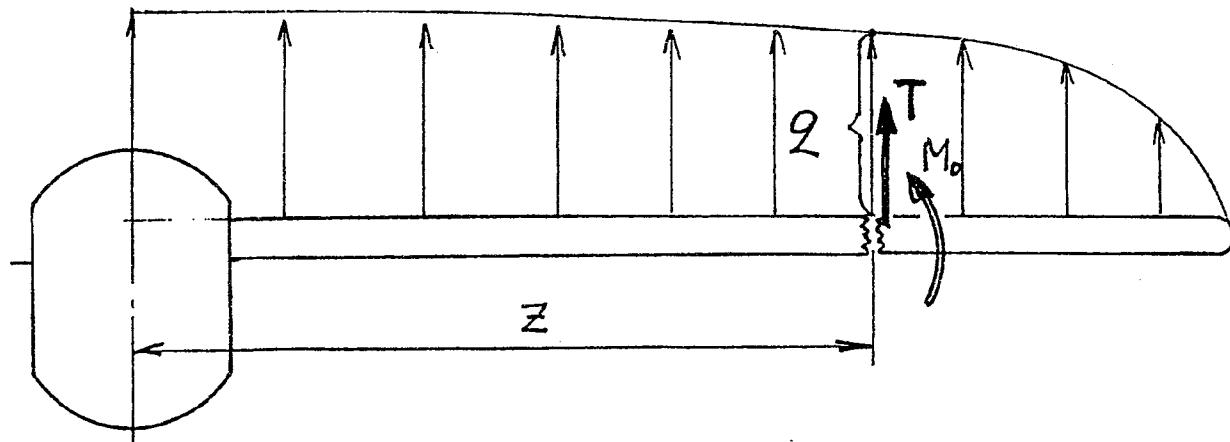
l rozpětí křídla,

Y vztlak křídla,

z vzdálenost od středu křídla,

ζ poměrná vzdálenost vztažená na polovinu rozpětí/

Pozn.: Při výpočtu funkce \arcsin musí být kalkulátor v režimu "RAD" !



Obr. 1.52

Výpočet vnitřních statických účinků u obdélníkového křídla

$\zeta = \frac{Z}{l/2}$	0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$\frac{q}{Y/l}$	1,137	1,133	1,124	1,107	1,083	1,051	1,009	0,955	0,882	0,523	0,500
$\frac{T}{Y/l/2}$	1,000	0,886	0,774	0,662	0,552	0,446	0,342	0,244	0,152	0,069	0,000
$\frac{M_0}{Y^* l/4}$	0,462	0,368	0,285	0,213	0,153	0,102	0,063	0,034	0,014	0,003	0,000

Příklad použití tabulky :

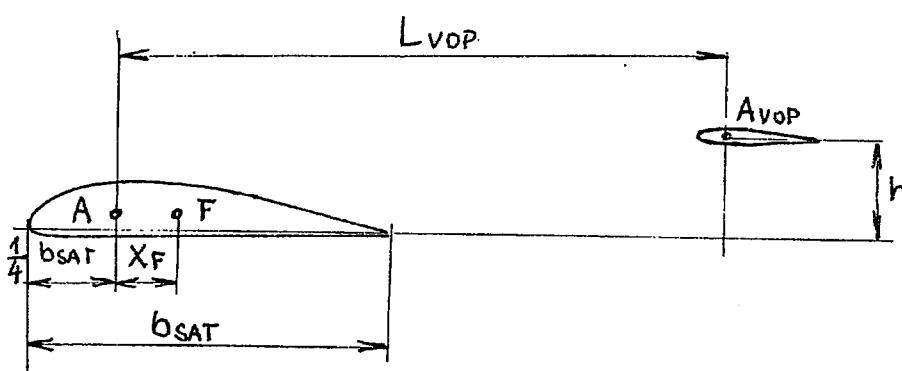
U křídla o rozpětí $l = 10$ m a vztlaku $Y = 16\,000$ N je v místě

$$\zeta = 0,5 \text{ tj. } Z = \zeta \frac{l}{2} = 0,5 \frac{10}{2} = 2,5 \text{ m}$$

$$\text{spojité zatížení } q = 1,051 \frac{Y}{l} = 1,051 \frac{16000}{10} = 1682 \text{ N/m}$$

$$\text{posouvající síla } T = 0,446 \frac{Y}{2} = 0,446 \frac{16000}{2} = 3568 \text{ N}$$

$$\text{ohybový moment } M = 0,102 \frac{Y \cdot l}{4} = 0,102 \frac{10 \cdot 16000}{4} = 4080 \text{ Nm}$$

Příloha P1.2**Výpočet polohy neutrálního bodu****Obr. 1.53**

A je aerodynamický střed křídla

Avop ... je aerodynamický střed VOP /vodorovné ocasní plochy/

F ... je neutrální bod

Vstupní údaje:

I ... je rozpětí křídla Lvop ... je rozpětí VOP

S ... je plocha křídla Svop ... je plocha VOP

bSAT ... je střední aerodynamická tětiva křídla

Lvop ... vzdálenost aerodynamického středu křídla a VOP

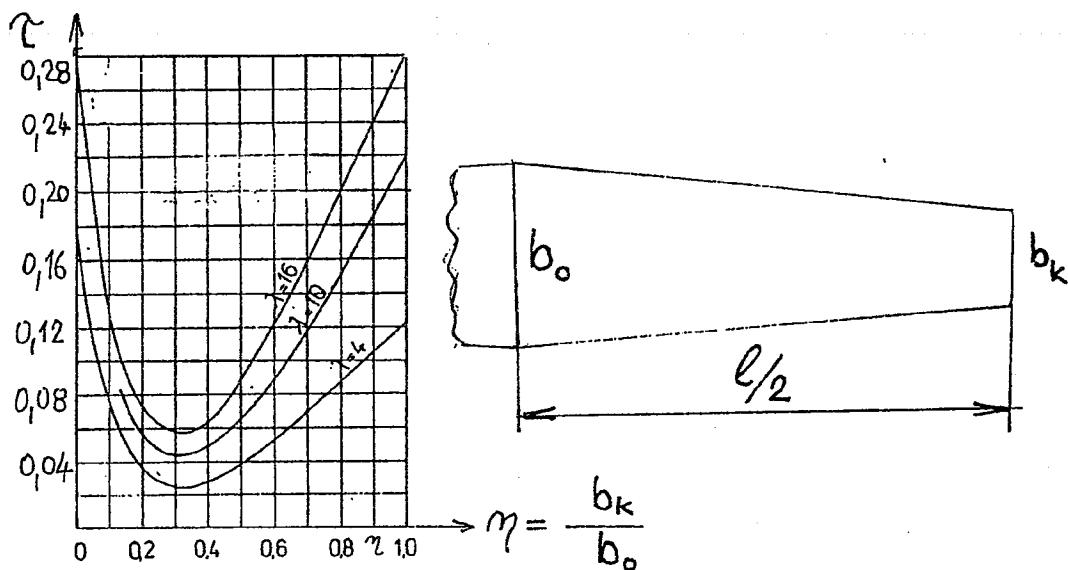
$$\lambda = \frac{l^2}{S}, \quad \lambda_{VOP} = \frac{l_{VOP}^2}{S_{VOP}} \quad \text{je štíhlosť k řídla, VOP}$$

$$A_{VOP} = \frac{L_{VOP} \cdot S_{VOP}}{b_{SAT} \cdot S} \quad \text{je mohutnosť VOP}$$

Postupně se vypočítá:

a/ směrnice /stoupání/ vztlakové čáry k řídla

$$a = 2\pi \frac{\lambda}{\lambda + 2(1+\tau)} \quad \tau \text{ se odečte z obr. 1.54.}$$



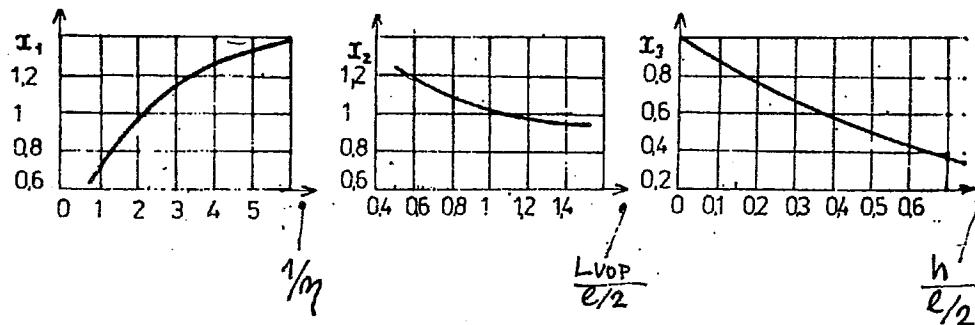
Obr. 1.54

b/ směrnice vztlakové čáry VOP

$$a_{VOP} = \frac{\pi \cdot \lambda_{VOP}}{\sqrt{\left(\frac{\lambda_{VOP}}{2}\right)^2 + 1} + 1}$$

c/ zešikmení proudu na VOP

$$D = 0,806 \frac{a}{\lambda} x_1 \cdot x_2 \cdot x_3 \quad x_1, x_2, x_3 \text{ z obr. 1.55.}$$

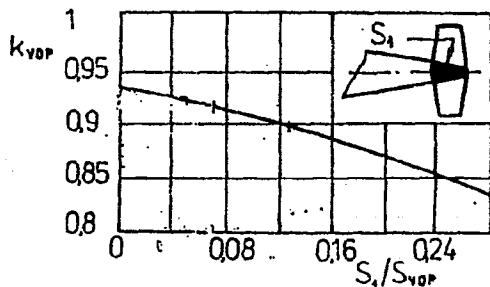


Obr. 1.55

d/ poměrná vzdálenost neutrálního bodu od aerodynamického středu křídla

$$\xi = \frac{a_{VOP} \cdot A_{VOP}}{a} (1 - D) \cdot k_{VOP}$$

k_{VOP} se odečte z obr.1.56.



Obr.1.56.

S_1 je plocha zakrytá trupem

e/ skutečná vzdálenost neutrálního bodu od a.s. k řídla

$$x = \xi \cdot b_{SAT}$$

f/ posunutí neutrálního bodu vlivem trupu

$$\xi_t = (0,066 \cdot b_{SAT} + 0,105 \cdot x_t) \frac{l_t \cdot Z_t}{S}$$

x_t je vzdálenost neutrálního bodu a čtvrtinového bodu trupu,

Z_t je šířka trupu v místě křídla,

l_t je délka trupu

g/ poměrná vzdálenost neutrálního bodu od aerodynamického středu křídla

$$\xi_F = \xi - \xi_t$$

h/ skutečná vzdálenost neutrálního bodu od a.s. k řídla

$$x_F = \xi_F \cdot b_{SAT}$$

Příklad 17

Máme vypočítat polohu neutrálního bodu UL letounu. Známe rozpětí křídla $l = 10,0$ m, plochu křídla $S = 14$ m², hloubku obdélníkového křídla $b = 1,4$ m, rozpětí VOP $l_{VOP} = 2,3$ m, plochu VOP $S_{VOP} = 1,8$ m². Polohu VOP vzhledem k trupu určují vzdálenosti $L_{VOP} = 3,5$ m a $h = 0$. Délka trupu $l_t = 5,0$ m, šířka trupu v místě křídla $z_z = 1,0$ m, vzdálenost neutrálního bodu podle e/ a čtvrtinového bodu trupu $\xi_t = 0,2$ m.

Řešení:

- vypočítáme štíhlosti křídla a VOP

$$\lambda = \frac{10^2}{14} = 7,14 \quad \lambda_{VOP} = \frac{2,3^2}{1,8} = 2,94$$

$$\text{a mohutnost VOP} \quad A_{VOP} = \frac{l_{VOP} \cdot S_{VOP}}{b_{SAT} \cdot S} = \frac{3,5 \cdot 1,8}{1,4 \cdot 14} = 0,321$$

a/ směrnice vztakové čáry křídla je

$$a = \frac{2\pi \cdot 7,14}{7,14 + 2(1+0,2)} = 4,70 \quad \text{z obr.1.54. je pro } \eta = 1, \tau = 0,2$$

b/ směrnice vztakové čáry VOP je

$$a_{VOP} = \frac{\pi \cdot 2,94}{\sqrt{\left(\frac{2,94}{2}\right)^2 + 1} + 1} = 3,32$$

c/ zešikmení proudu na VOP vypočítáme po odečtení koeficient ū

x_1, x_2, x_3 z obr.1.55. Pro

$$\frac{1}{\eta} = 1 \text{ je } \dots x_1 = 0,7, \quad \frac{L_{VOP}}{\frac{1}{2}} = 0,70 \dots x_2 = 1,15$$

$$\frac{h}{\frac{1}{2}} = 0 \dots x_3 = 1$$

$$D = 0,806 \frac{a}{\lambda} x_1 \cdot x_2 \cdot x_3 = 0,806 \frac{4,70}{7,14} \cdot 0,7 \cdot 1,15 \cdot 1 = 0,427$$

d/ poměrná vzdálenost neutrálního bodu od aerodynamického středu křídla je

$$\xi = \frac{a_{VOP} \cdot A_{VOP}}{a} (1 - D) \cdot k_{VOP} = \frac{3,32 \cdot 0,321}{4,70} (1 - 0,427) \cdot 0,93 = 0,121$$

$$\text{z obr.1.56 je pro } \frac{S_1}{S_{1VOP}} = 0,03 \dots k_{VOP} = 0,93$$

e/ skutečná vzdálenost neutrálního bodu od aerodynamického středu křídla je

$$x = 0,121 \cdot 1,4 = 0,169 \text{m}$$

f/ posunutí neutrálního bodu vlivem trupu

$$= (0,066 b_{SAT} + 0,105 x_t) \frac{l_t \cdot Z_t}{S} = (0,066 \cdot 1,4 + 0,105 \cdot 0,2) \frac{5 \cdot 1}{14} = 0,041$$

g/ poměrná vzdálenost neutrálního bodu od aerodynamického středu křídla

$$\xi_F = \xi - \xi_t = 0,121 - 0,041 = 0,080$$

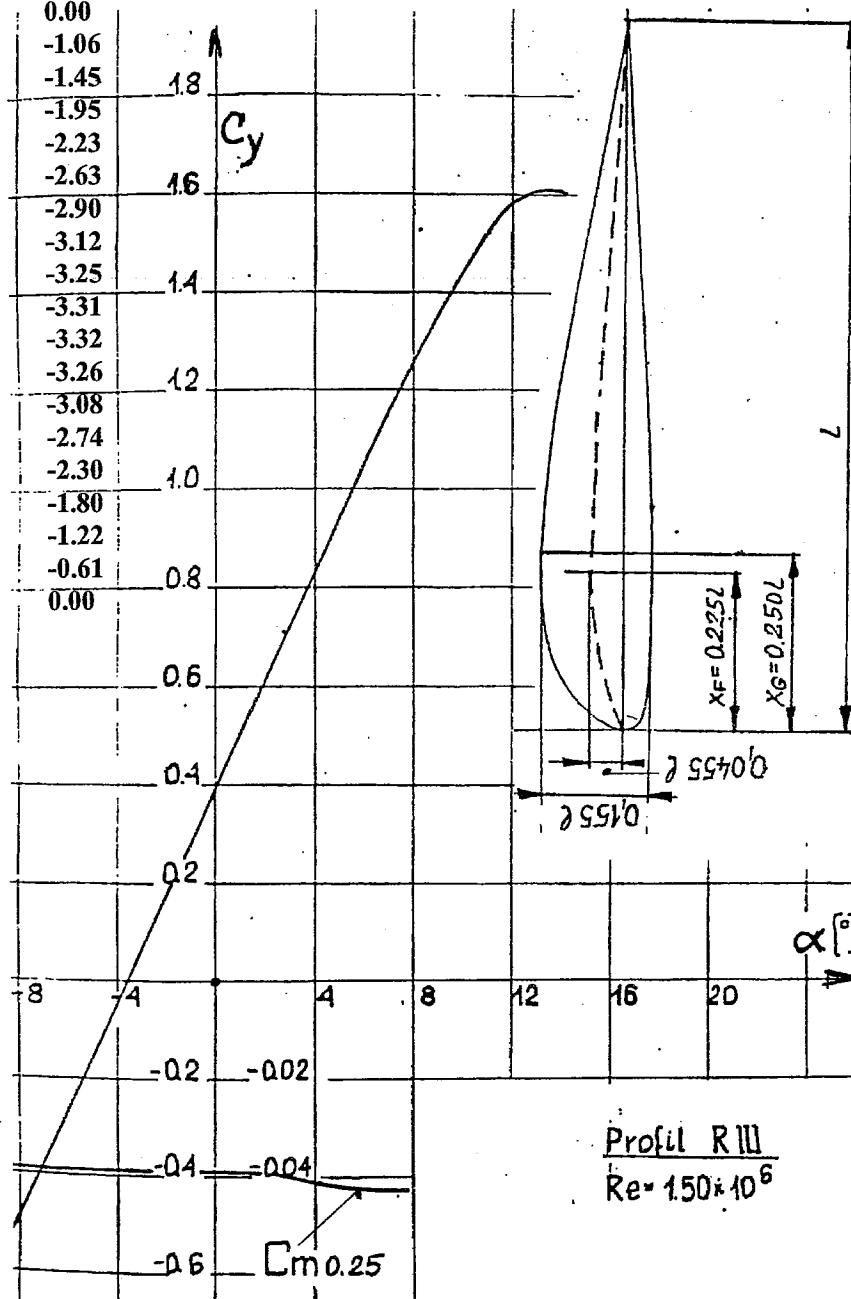
h/ skutečná vzdálenost neutrálního bodu od a.s. k řidla

$$x_F = \xi_F \cdot b_{SAT} = 0,080 \cdot 1,4 = 0,112 \text{m}$$

Příloha P1.3

Souřadnice a vztaková čára profilu: RIII

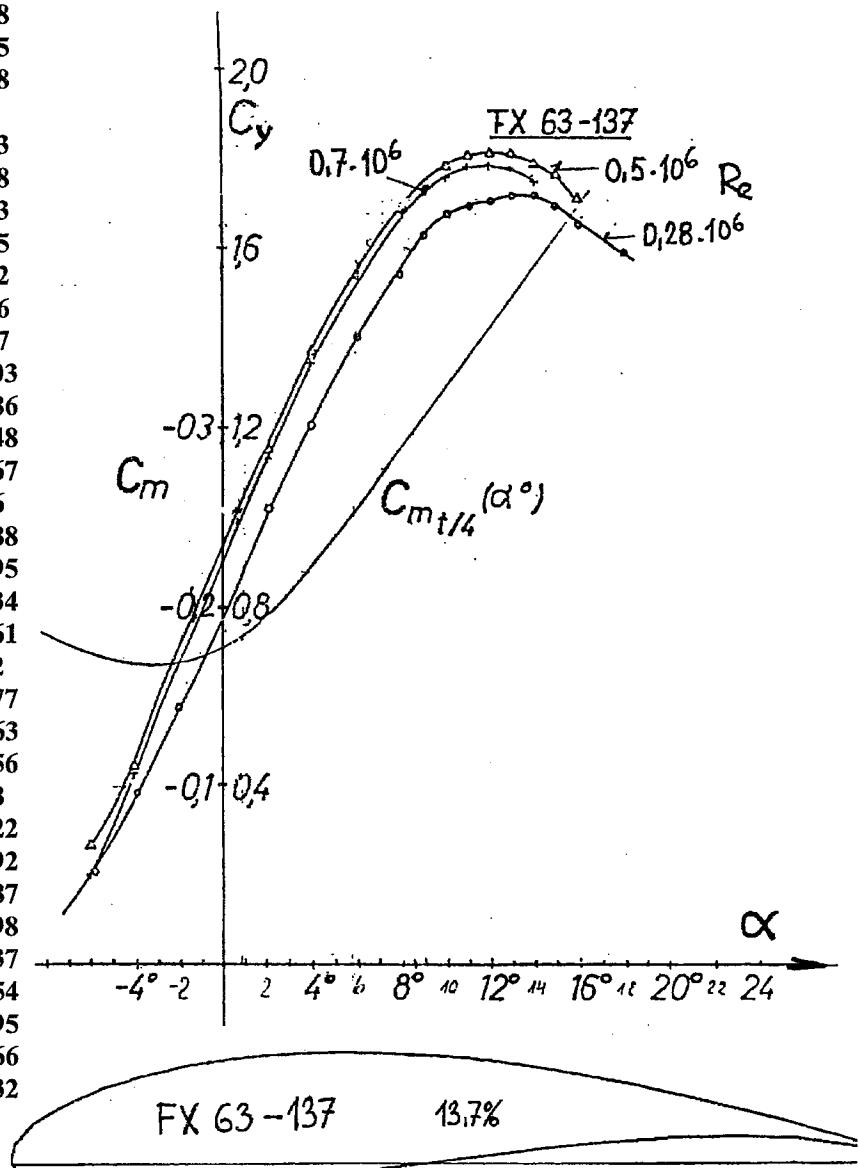
x	y horni	y dolni
.0	0.00	0.00
0.5	2.30	-1.06
1.0	3.30	-1.45
2.0	4.84	-1.95
3.0	6.00	-2.23
5.0	7.75	-2.63
7.0	9.05	-2.90
10.0	10.40	-3.12
15.0	11.70	-3.25
20.0	12.18	-3.31
25.0	12.18	-3.32
30.0	11.92	-3.26
40.0	10.90	-3.08
50.0	9.40	-2.74
60.0	7.60	-2.30
70.0	5.70	-1.80
80.0	3.80	-1.22
90.0	1.90	-0.61
100.0	0.00	0.00



Příloha P1.4

Souřadnice a vztlaková čára profilu: FX 63-137

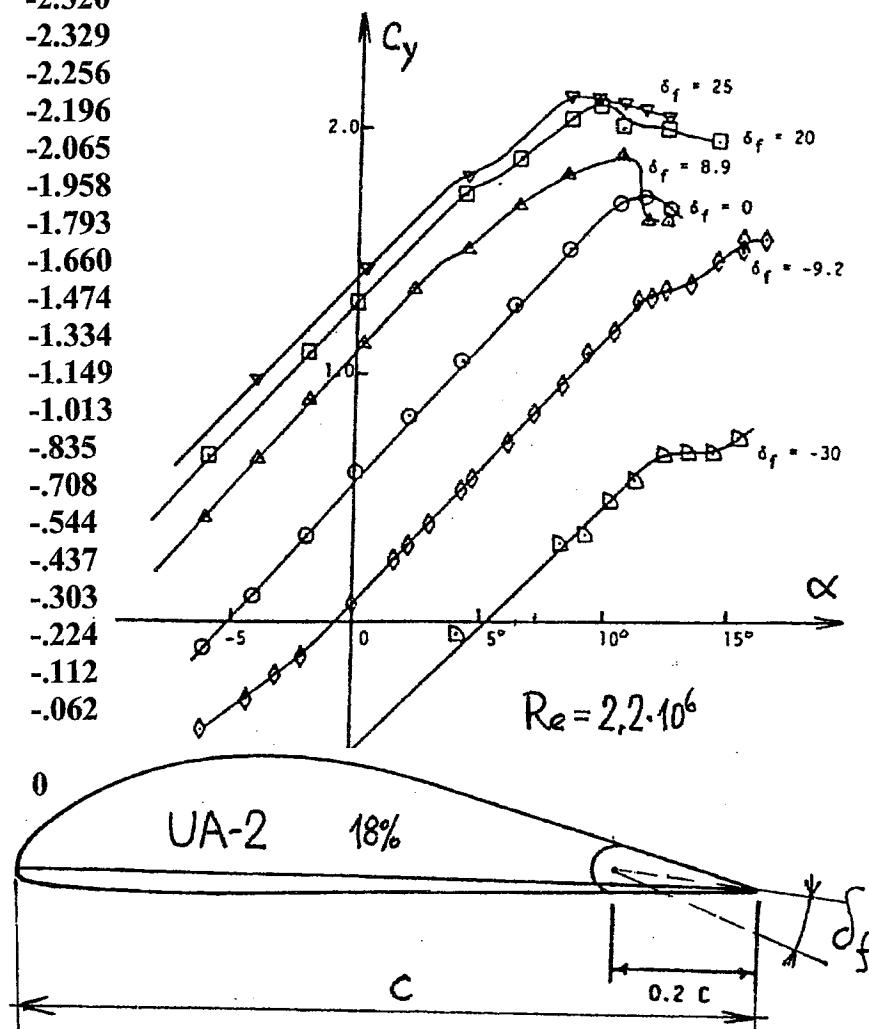
x	yhorni	y dolni
100	0	0
99.891	0.082	0.04
99.671	0.249	0.169
99.034	0.501	0.373
98.291	0.818	0.63
97.344	1.189	0.921
96.192	1.601	1.219
94.848	2.043	1.514
93.299	2.516	1.794
91.571	3.018	2.052
89.644	3.533	2.264
87.5	4.114	2.479
85.35	4.711	2.631
82.97	5.323	2.729
80.435	5.962	2.768
77.773	6.605	2.745
74.995	7.273	2.668
72.115	7.927	2.53
69.133	8.59	2.343
66.074	9.204	2.098
62.938	9.804	1.813
59.75	10.331	1.475
56.525	10.823	1.112
53.274	11.221	0.716
49.997	11.578	0.307
46.733	11.833	-0.103
43.469	12.042	-0.486
40.246	12.137	-0.848
37.056	12.191	-1.167
33.933	12.128	-1.46
30.861	12.024	-1.688
27.891	11.792	-1.895
24.938	11.522	-2.034
22.221	11.122	-2.161
19.558	10.704	-2.22
17.037	10.165	-2.277
14.643	9.622	-2.263
12.403	8.961	-2.256
10.33	8.313	-2.18
8.422	7.555	-2.122
6.694	6.836	-1.992
5.158	6.005	-1.887
3.802	5.248	-1.698
2.65	4.471	-1.537
1.702	3.625	-1.254
0.96	2.74	-0.995
0.422	2.077	-0.566
0.102	1.012	-0.232
0	0	0



Příloha P1.5

Souřadnice a vztlaková čára profilu: UA -2

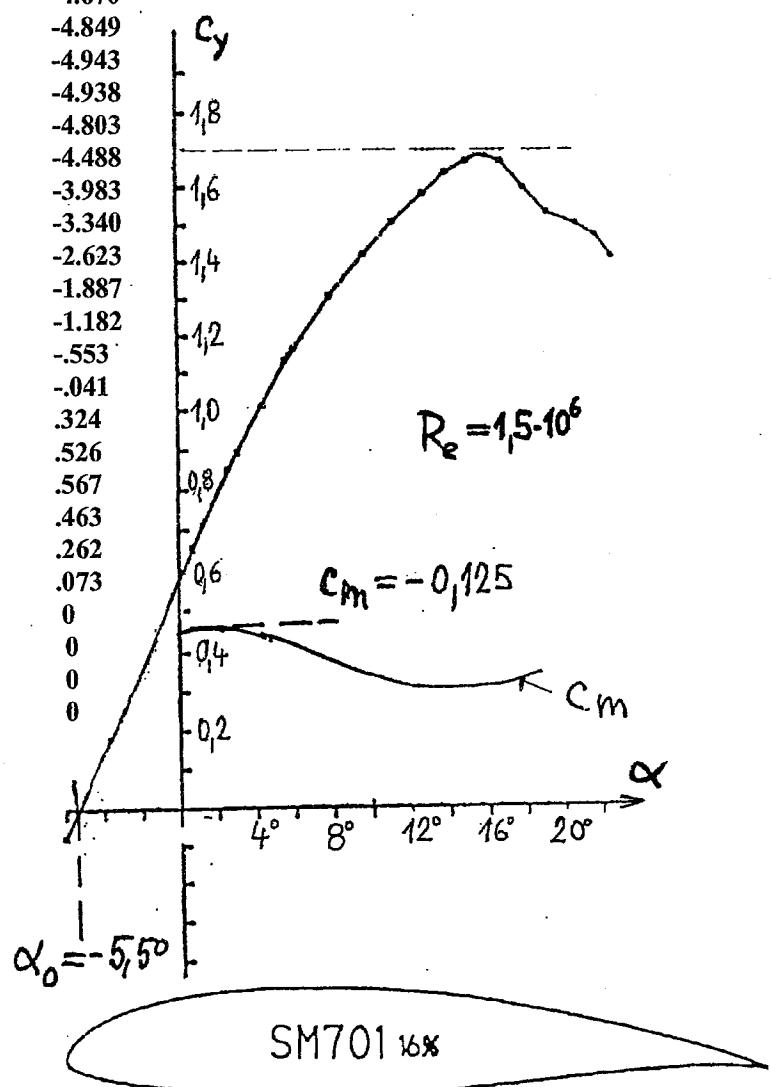
x	yhorni	y dolni
0	0	0
.293	1.267	-.976
1.169	3.087	-1.353
2.617	4.917	-1.636
4.621	6.944	-1.871
7.157	8.844	-2.075
10.195	10.740	-2.201
13.700	12.339	-2.310
17.631	13.731	-2.320
21.941	14.735	-2.329
26.580	15.540	-2.256
31.493	15.929	-2.196
36.624	16.039	-2.065
41.911	15.593	-1.958
47.293	14.577	-1.793
52.707	13.160	-1.660
58.089	11.821	-1.474
63.376	10.395	-1.334
68.507	9.062	-1.149
73.420	7.579	-1.013
78.059	6.232	-.835
82.369	4.995	-.708
86.300	3.857	-.544
89.805	2.862	-.437
92.843	1.957	-.303
95.379	1.287	-.224
97.383	.700	-.112
98.831	.299	-.062
99.707	.083	0
100	0	0



Příloha P1.6

Souřadnice a vztlaková čára profilu: SM 701

X	y	X	y
.168	.771	.016	-.212
.736	1.910	.435	-.981
1.701	3.121	1.501	-1.632
3.055	4.344	3.127	-2.244
4.794	5.534	5.277	-2.800
6.915	6.648	7.923	-3.294
9.417	7.658	11.036	-3.726
12.295	8.544	14.575	-4.101
15.541	9.296	18.488	-4.418
19.133	9.914	22.722	-4.670
23.041	10.397	27.222	-4.849
27.229	10.746	31.929	-4.943
31.654	10.964	36.784	-4.938
36.268	11.055	41.726	-4.803
41.019	11.018	46.727	-4.488
45.853	10.853	51.811	-3.983
50.714	10.557	56.979	-3.340
55.548	10.120	62.191	-2.623
60.323	9.517	67.386	-1.887
65.041	8.760	72.497	-1.182
69.676	7.903	77.446	-.553
74.171	6.990	82.144	-.041
78.466	6.055	86.497	.324
82.498	5.125	90.406	.526
86.207	4.221	93.768	.567
89.529	3.348	96.489	.463
92.431	2.493	98.462	.262
94.922	1.669	99.624	.073
96.999	.946	100	0
98.605	.405	0	0
99.640	.095	0	0
100	0	0	0



Pevnostní výpočet UL letounů

2.1. Početní zatížení, koeficient bezpečnosti

V předchozím oddílu byla počítána zatížení, která se vyskytují za provozu letounu.

Konstrukce letounu však musí snést vyšší tzv. **početní zatížení**. To proto, že musíme počítat s různými vlivy, které nelze do výpočtu zahrnout, a které by mohly vést k poruše konstrukce. Toto zvýšení pevnosti určuje **koeficient bezpečnosti**. Mezi provozním a početním zatížením platí jednoduchý vztah:

$$\text{početní zatížení} = \text{bezpečnost} \times \text{provozní zatížení}$$

Základní koeficient bezpečnosti UL letounů podle předpisu UL-2 je $f=1,5$. Předpis dále stanoví, že některé části, (např. kování, odlitky, kompozitové díly, mechanismus řízení, a další,) mají **zvýšený koeficient bezpečnosti**.

2.2. Poruchy konstrukce

dělíme na dvě skupiny:

I. Poruchy **pevnosti materiálu**, při kterých dochází k překročení pevnosti materiálu. Sem patří především porušení konstrukce tahem, tlakem, ohybem, krutem, smykiem, případně jejich kombinacemi.

II. Poruchy **stability tvaru** konstrukce, při kterých dochází k zborcení, aniž by byla překročena pevnost materiálu.

Typickou stabilitní poruchou je **vzpěr**. Při stlačování tenké tyče osovou silou dojde p ří určité, tzv. **kritické síle** k jejímu vybočení. Pokud v tomto okamžiku zatížení zmenšíme, vrátí se tyč do původního přímého tvaru a zůstane neporušená. Pokud však zatížení trvá, tyč se poruší ohybem. Laik se proto mylně domnívá, že tyč praskla ohybem. Technik ovšem správně posuzuje tuto poruchu jako **stabilitní**: prvotní příčinou poruchy byla ztráta stability tvaru, totiž vybočení tyče.

U lehkých leteckých konstrukcí se stabilitní poruchy, bohužel, vyskytují mnohem častěji, než u ostatních konstrukcí. Bohužel říkáme proto, že výpočet stabilitních poruch je mnohem náročnější, než výpočet materiálových poruch. (Případ vzpěru je výjimkou potvrzující pravidlo.) Sem patří např. **zborcení potahu torzních skříní, zborcení stojín, zborcení tlakové pásnice** u nedostatečně stabilizovaných nosníků, atd.

Teorie pevnosti tenkostěnných konstrukcí jsou složité a nedávají výsledky ve formě jednoduchých vzorečků, tak jak jsme na to zvyklí např. u tahu, tlaku, ohybu nebo krutu. Při ověřování pevnosti zmíněných dílů letounu se musíme spolehnout na empirické vzorce nebo provést vlastní zkoušky vzorků a celých dílů.

2.3. Dřevo

je tradiční materiál pro stavbu letounů a zůstává dodnes nejpoužívanějším materiélem pro amatérskou stavbu UL letounů. Výhody a nevýhody použití dřeva byly již popsány v úvodní části "Příručky". Zde se o tom p řesvědčíme tímto nenáročným výpočtem:

Největší podíl na hmotnosti k řídla UL letounu má obal torzní skříně a stojiny nosníku. Ten je z překližky tloušťky od 0,8 do 1,2 mm. Překližka má měrnou hmotnost $0,8 \text{ kg/dm}^3$. Pokud bychom nahradili překližku duralovým plechem, který má měrnou hmotnost $2,8 \text{ kg/dm}^3$, vycházejí (při stejně hmotnosti) tloušťky plechu od 0,23 do 0,34 mm. Tak tenký plech ovšem nemůžeme použít pro jeho malou ohybovou tuhost. Jak ukazují praktické zkušenosti ze stavby UL letounů z duralu, přicházejí v úvahu tloušťky plechů 0,4 až 0,6 mm. Obal a stojiny z duralu budou proto 1,7 krát těžší. Obdobně

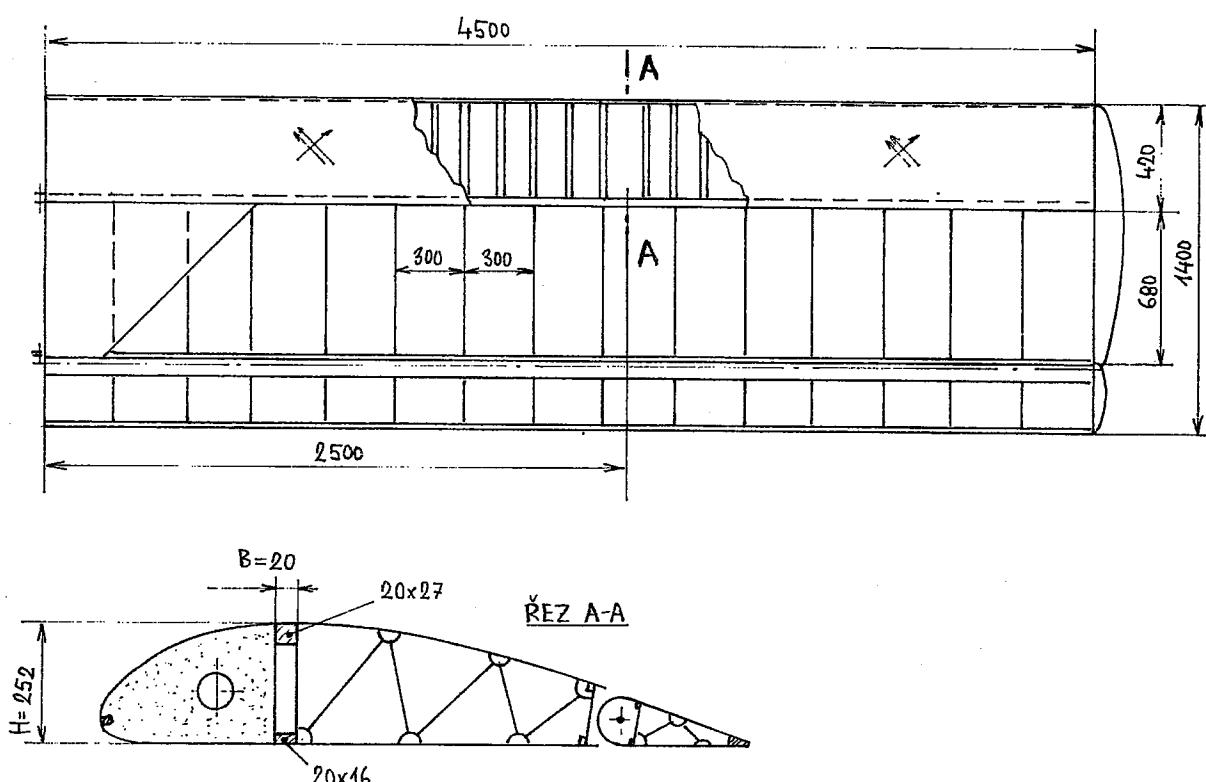
vychází srovnání překližky se skelným laminátem, (pokud není použita sendvičová konstrukce).

Dřevo bylo v hromadné výrobě letadel opuštěno proto, že práce s tímto materiélem vyžaduje velmi kvalifikované pracovníky, a také proto, že se vzhledem plošného zatížení se výhody dřeva snižují.

Pevnostní konstanty různých druhů dřeva a překližek jsou dostupné a jsou uvedeny v přílohách P2.1 až P2.2.

2.4. Konstrukce křídla UL letounu,

vhodného pro amatérskou stavbu, bývá nejčastěji taková, jako na obr.2.1.

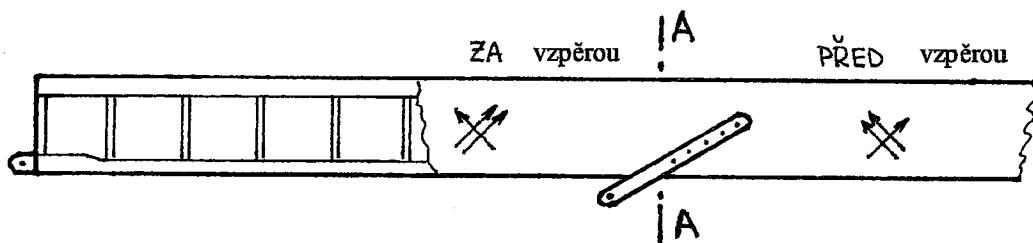


Obr.2.1

Jde o jednonosníkové křídlo s jednodutinovou torzní skříní. Skříň zachycuje pouze kroutící moment, nosník křídla ohybový moment a posouvající sílu. Křídlo může být samonosné, nebo vyztužené jednoduchou vzpěrou. Potah v zadní části je plát čený. Obdélníkový tvar je nejméně pracný, ale nevhodný pro samonosné provedení, protože výška nosníku u kořene, kde je největší ohybový moment, je příliš malá.

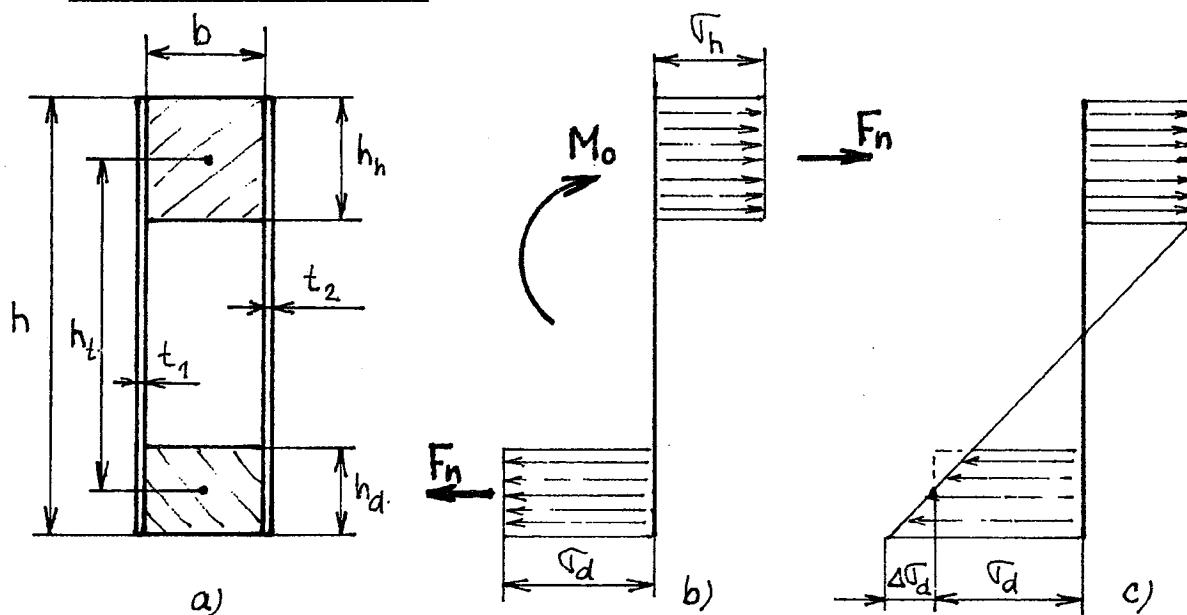
2.5. Nosník křídla

je sestaven z horní a dolní pásnice a stojin. Pásnice jsou slepeny z dřevěných lišť, stojiny z překližky s léty na 45°. Mezi horní a dolní pásnici jsou rozpěrky ze dřeva nebo pěnové hmoty, které stabilizují překližku ve stojině.



Obr.2.2.

2.5.1. Pevnostní kontrola pásnic



Obr.2.3. a , b , c

Za předpokladu napětí v řezu nosníku podle obr.2.3. b se napětí v horní a dolní pásnici spočítá ze vzorce

$$\sigma_h = \frac{-F_n}{b \cdot h_h}, \quad \sigma_d = \frac{F_n}{b \cdot h_d}$$

kde síla v pásnicích je $F_n = \frac{M_0}{h_t}$; $h_t = h - \frac{h_h + h_d}{2}$

Tento zjednodušený výpočet je možné použít jen tehdy, když je výška pásnic malá a vyhovuje nerovnosti

$$h_h + h_d < 0,3 \cdot h$$

Jestliže tato podmínka není splněna musíme předpokládat průběh napětí podle obr.2.3. c. a zvýšit napětí v dolní pásnici o

$$\Delta \sigma_d = \frac{h_d}{2} \cdot \frac{\sigma_d + |\sigma_h|}{\Delta h}, \quad \Delta h = h_t - \frac{h_h}{2}$$

Příklad 18

Máme zkontrolovat pevnost pásnic k řídlo podle obr.2.1. v řezu A-A, kde je zakotvena vzpěra a ohybový moment největší, jde o pokračování Příkladu 6. Pásnice jsou z borovice o pevnosti v tahu 70 MPa, v tlaku 40 MPa. Průřezy pásnic jsou nahoře 20x27mm a dole 20x16mm.

Řešení:

a/ Ohybový moment v řezu A-A byl vypočítán pro největší provozní zatížení křídla v příkladu 6, je $M_0 = 2,52 \text{ kNm}$, odpovídající početní zatížení je $M_0 = 1,5 \cdot 2,52 = 3,7$

$$\text{kNm} = 3,78 \cdot 10^6 \text{ Nmm.}$$

b/ Zkontrolujeme výšku pásnic podle podmínky

$$h_h + h_d < 0,3 \cdot h$$

$$27 + 16 < 0,3 \cdot 252$$

$$43 < 75,6$$

Výška pásnic vyhovuje podmínce, můžeme použít zjednodušený způsob výpočtu napětí v pásnicích při průběhu napětí podél obr.2.3.b.

c/ Vzdálenost těžišť řezů pásnic je

$$h_t = h - \frac{h_h + h_d}{2} = 252 - \frac{27 + 16}{2} = 230,5 \text{ mm}$$

d/ síla v pásnicích je

$$F_n = \frac{M_0}{h_t} = \frac{3780}{230,5} = 16,4 \text{ kN}$$

e/ napětí v pásnicích je

$$\sigma_h = \frac{-F_n}{b \cdot h_h} = \frac{-16,4 \cdot 10^3}{20 \cdot 27} = -30,4 \text{ MPa}; \quad \sigma_{ptak} = -40 \text{ MPa}$$

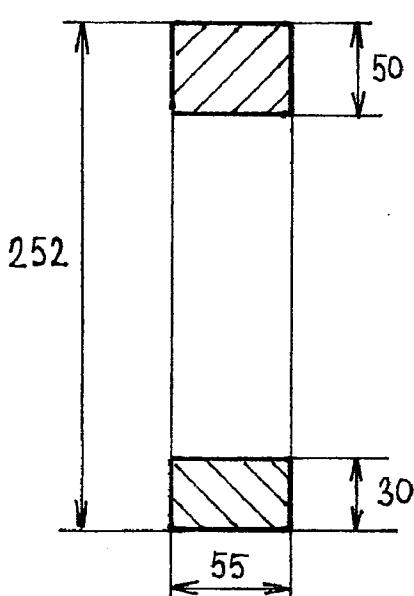
$$\sigma_d = \frac{F_n}{b \cdot h_d} = \frac{16,4 \cdot 10^3}{20 \cdot 16} = 51,3 \text{ MPa}; \quad \sigma_{ptah} = 70 \text{ MPa}$$

Obě pásnice pevnostně vyhovují.

(Pozorný počítář si jistě všiml, že je výhodné dosazovat do vzorce ú sily v N a rozměry v mm, pak vychází napětí v MPa. To proto, že 1 N/mm² = 1 MPa.)

Příklad 19

Máme zkontrolovat pásnice samonosného křídla, které má stejně rozměry jako v předchozím příkladu. Rez nosníkem křídla u kořene je na obr.2.4.



Obr.2.4.

Řešení:

a/ Ohybový moment u kořene křídla byl vypočítán pro největší provozní zatížení v Příkladu 6 a je $M_0 = 14,7 \text{ kNm}$, při početním zatížení je $M_0 = 1,5 \cdot 14,7 = 22,1 \text{ kNm}$.

b/ podmínka pro výšku pásnic

$$h_h + h_d < 0,3 \cdot h$$

$$50+30 < 0,3 \cdot 252$$

$$80 < 75,6$$

není splněna, budeme předpokládat průběh napětí podle obr.2.3. c.

c/ vzdálenost těžišť řezů pásnic je

$$h_t = h - \frac{h_h + h_d}{2} = 252 - \frac{50 + 30}{2} = 212 \text{ mm}$$

d/ síla v pásnicích je

$$F_n = \frac{M_0}{h_t} = \frac{22100}{212} = 104 \text{ kN}$$

e/ napětí v horní pásnici a střední napětí v dolní pásnici je

$$\sigma_h = \frac{-F_h}{b \cdot h_h} = \frac{-104 \cdot 10^3}{55 \cdot 50} = -37,8 \text{ MPa} \quad \sigma_d = \frac{F_h}{b \cdot h_d} = \frac{104 \cdot 10^3}{55 \cdot 30} = 63 \text{ MPa}$$

f/ zvýšení na okraji dolní pásnice je

$$\Delta h = h_t - \frac{h_h}{2} = 212 - \frac{50}{2} = 187 \text{ mm}$$

$$\Delta \sigma_d = \frac{h_d}{2} \cdot \frac{\sigma_d + |\sigma_h|}{\Delta h} = \frac{30}{2} \cdot \frac{63 + |-37,8|}{187} = 8,1 \text{ MPa}$$

$$\sigma_d + \Delta \sigma_d = 63 + 8,1 = 71,1 < 70 \text{ MPa}$$

Horní pásnice vyhovuje, dolní musíme zesílit.

Srovnání výsledků příkladů ukázalo značnou úsporu materiálu při použití vzpěry křídla.

Pozn.: Do průřezu pásnic jsme mohli přiřídit části průřezů obalu skříně a stojin, které jsou k pásnicím přilepeny. Někdy se dokonce předpokládá, že část obalu také nese a přiříta část obalu v šířce 10 až 20 tloušťek překližky obalu.

2.5.2. Pevnostní kontrola stojin

Stojina přenáší posouvající sílu, která se snaží nosník usmýknout. Stojina je rovněž částí torzní skříně, která je namáhána kroucením. Obě tato namáhání vyvolají smykové napětí ve stojině. Obal torzní skříně má jinou tloušťku překližky než stojina, která bývá složena z několika překližek. Z tohoto důvodu je výhodné počítat s tzv. **smykovým tokem**, což je smyková síla vztázená na jednotku délky stojiny. Jednotkou smykového toku je N/mm. Posouvající síla vyvolá ve stojině smykový tok

$$q = \frac{T}{h}$$

Celkový smykový tok je

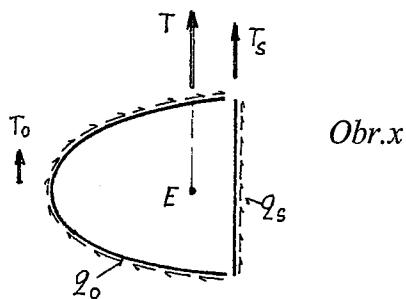
$$q = q_T + q_M$$

kde q_M je smykový tok vyvolaný kroutícím momentem, ten bude počítán v odst.2.7.

Smykové napětí ve stojině je

$$\tau = \frac{q}{t_s} \quad t_s = t_1 + t_2$$

Ve skutečnosti přenáší malou část smykového toku také obal torzní skříně, který vlastně tvoří druhou zakřivenou stojinu, jak ukazuje obrázek.



Smykový tok se rozdělí na dvě části:
obal přenáší sílu

$$T_0 = \frac{\kappa_0}{\kappa_s + \kappa_0} \cdot T$$

stojina přenáší sílu

$$T_s = \frac{\kappa_s}{\kappa_s + \kappa_0} \cdot T$$

smykové tuhosti jsou

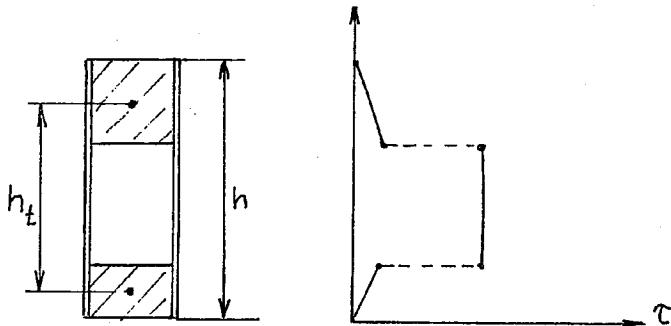
$$\kappa_s = \frac{t_s \cdot G_s}{h} \quad \kappa_0 = \frac{t_0 \cdot G_0}{o}$$

G_s, G_0 jsou moduly pružnosti ve smyku obalu a stojiny
Po dosazení čísel z našeho příkladu a Příkladu 21 bude

$$T_0 = 0,097 \cdot T; \quad T_s = 0,903 \cdot T$$

Napětí ve stojině je asi o 10% nižší, než p ři zjednodušeném výpočtu.

Pozn.: Uvedený způsob výpočtu napětí ve stojině lze obhájit jen u nízkých pásnic. Podle Žuravského věty není napětí ve stojině nosníku konstantní, jeho p řiblžný průběh ukazuje obr.y.



Obr.y

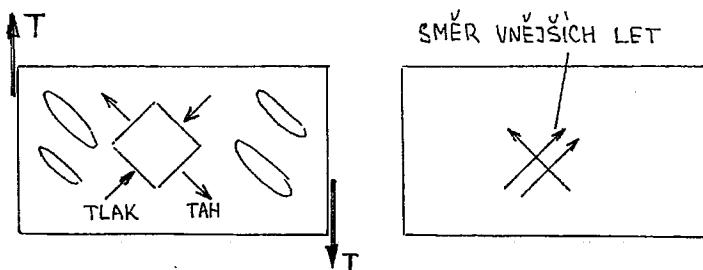
Překližková část stojiny má vyšší napětí, které přibližně určíme znásobením poměrem h/h_t .

Aby stojina vyhověla, musí být toto napětí menší než napětí při kterém dojde k porušení stojiny.

U tenkých stojin nastává nejprve zvlnění, protože smykové napětí odpovídá tahovému a tlakovému napětí ve směrech skloněných o 45° , obr.2.5a. Při zvyšování napětí se vlny prohlubují, dochází k postupnému odtrhávání p řekližky od pásnic a k poruše. Jde o stabilní poruchu, protože nejprve došlo ke zborcení tvaru a teprve následně k odtržení p řekližky.

Většinou považujeme za **pevnostně vyhovující**, když ke zvlnění dojde až při největším provozním napětí ve stojině. Bezpečnost je v tom, že stojina po zvlnění ještě snese značné zvýšení napětí.

Z výkladu je zřejmé, že největší smykovou pevnost bude mít pěkližka kladená tak, aby vnější léta byla ve směru tlakového napětí, obr.2.5b. Při opačné orientaci let bude pevnost pěkližky přibližně jen poloviční !

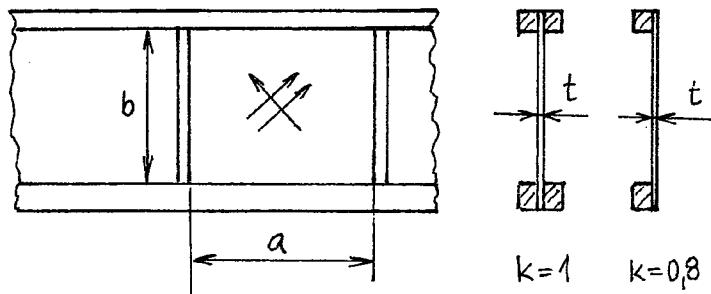


Obr.2.5

Napětí, při kterém dojde k zvlnění počítáme ze vztahu pěrvzatého z /1/, který dává výsledky v dobré shodě se zkouškami pevnosti UL letounů.

$$\tau_{ZVL} = 1075 \cdot \frac{t}{a^{0,7} \cdot b^{0,3}} \cdot k \quad a > b$$

t, a, b, dosazujeme v mm, **τ** vychází v MPa



Obr.2.6.

Ze vzorce je zřejmé, že pokud chceme zvýšit pevnost stojiny, musíme zmenšit volné pole pěkližky. Praxe však ukazuje, že **smykové napětí při zvlnění by nemělo přesáhnout hodnotu 10 MPa**.

Příklad 20

Zkontrolujte stojinu nosníku křídla z obr.2.1, která je tvořena dvěma březovými pěkližkami tl. 1,5 mm, výška stojiny je $h = 252$ mm. Jde o křídlo se vzpěrou.

Řešení:

Největší zatížení stojiny posouvající silou je v místě řezu A-A. Bylo řešeno v Příkladu 6, kde jsme vypočítali

$T = 2,74$ kN těsně před vzpěrou

$T_V = -3,14$ kN těsně za vzpěrou, (při postupu od konce křídla)

a/ od posouvající síly bude smykový tok

$$q_t = \frac{T}{h} = \frac{2740}{252} = 10,9 \text{ N/mm}$$

$$q_T = \frac{T_V}{h} = \frac{-3140}{252} = -12,5 \text{ N/mm}$$

b/ od kroutícího momentu (z Příkladu 21) je smykový tok

$$q_M = 3,42 \text{ N/mm} \dots \text{před}$$

vzpěrou

$$q_M = 0,865 \text{ N/mm} \dots \text{za}$$

c/ celkový smykový tok je

$$q = 10,9 + 3,42 = 14,3 \text{ N/mm} \dots \text{před}$$

vzpěrou

$$q = -12,5 + 0,862 = -11,6 \text{ N/mm} \dots \text{za}$$

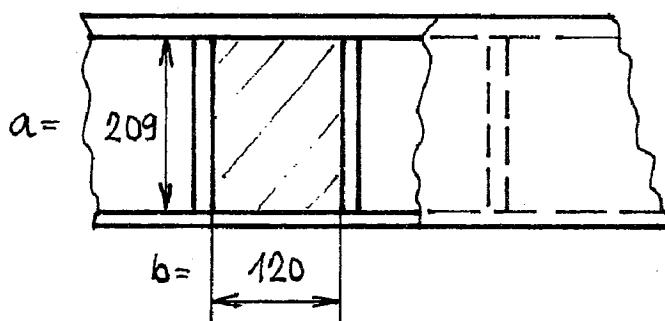
d/ napětí ve stojině je

$$\tau = \frac{q_c}{2 \cdot t_s} = \frac{14,3}{2 \cdot 1,5} = 4,77 \text{ MPa}$$

$$\tau = \frac{q_c}{2 \cdot t_s} = \frac{-11,6}{2 \cdot 1,5} = -3,87 \text{ MPa}$$

Pozn.: Záporné znaménko znamená, že za vzpěrou se obrací smysl smykového napětí, takže překližka musí být kladena s opačnou orientací let, tak jak je to na obr.2.2.

e/ pole překližky má rozměry podle obr.2.7.



Obr.2.7.

Koeficient $k = 0,8$, protože překližka je přilepena k pásnici z jedné strany,
Napětí při zvlnění je

$$\tau_{ZVL} = 1075 \cdot 0,8 \frac{1,5}{209^{0,7} \cdot 120^{0,3}} = 7,29 \text{ MPa}$$

Podmínka pevnosti stojiny

$$\tau_{provoz.} = 4,77 \text{ MPa} < \tau_{ZVL} = 7,29 \text{ MPa}$$

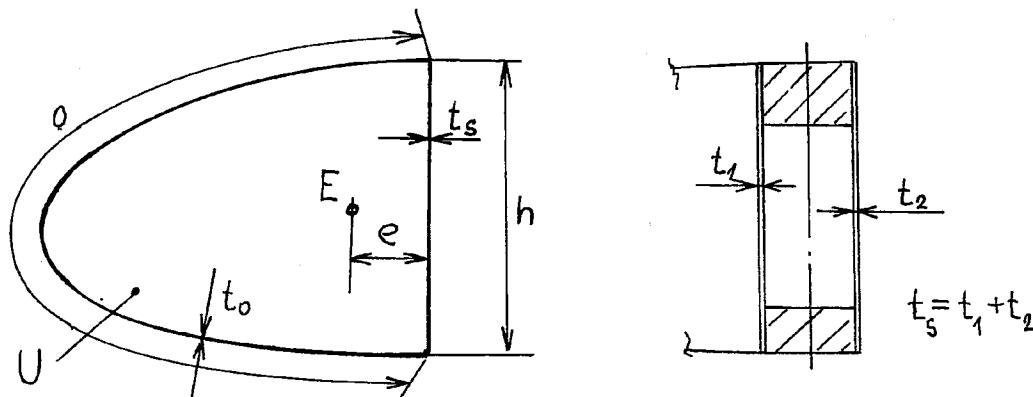
je splněna

2.6. Obal torzní skříně

tvoří spolu se stojinou dutinu, která přenáší kroutící moment M_k . Smykový tok v obalu, ale i ve stojině bude

$$q_M = \frac{M_k}{2U}$$

U je plocha řezu dutiny



Obr. 2.8

Obal torzní skříně přenáší také část posouvající síly, jak bylo vyloženo v poznámce v odst. 2.6.2. Při přesnějším výpočtu musíme k smykovému toku od kroutícího momentu přičítat ještě smykový tok od posouvající síly.

Kroutící moment musí být vztažen ke středu elasticity E , jeho poloha se spočítá ze vzorce

$$e = \frac{2U}{h} \cdot \frac{1}{1 + \frac{t_s \cdot o}{t_o \cdot h}}$$

ve kterém je h ... výšku nosníku, o rozvinutá délka obalu,
 t_s ... součet tloušťek všech překližek ve stojině,
 t_o ... tloušťku obalu

Uvedený vzorec platí v případě, kdy modul pružnosti ve smyku (tj. snyková tuhost materiálu) obalu a stojiny je stejný. Obecně platí pro polohu středu elasticity

$$e = \frac{2U}{h} \cdot \frac{\kappa_o}{\kappa_o + \kappa_s}$$

Smykové tuhosti použité ve vzorci byly definovány v odst. 2.6.2.

Nesmíme přehlédnout, že u překližky závisí snyková tuhost na směru let. Tedy v případě, že budou léta překližky ve stojině orientována jinak než v obalu, musíme použít tento obecnější vzorec.

Podklady pro výpočet vicedutinové torzní skříně a dalších i velmi složitých skořepin nalezneme v doporučené literatuře např. v [3].

Napětí v obalu torzní skříně bude

$$\tau = \frac{q_M}{t_o}$$

Při posuzování pevnosti obalu postupujeme stejně jako u stojiny.

Příklad 21

Zkontrolujte pevnost potahu torzní skříně křídla z obr.2.1. Dutina je tvořena obalem z překližky tl. 1,2 mm. Výška dutiny je $h = 252$ mm, plocha řezu $U = 80400 \text{ mm}^2$, tloušťky $t_s = 2,1,5 = 3 \text{ mm}$, $t_o = 1,2 \text{ mm}$.

Řešení:

a/ kroutící moment při rychlosti 180 km/h byl vypočítán v Příkladu 7. Jeho velikost (při provozním zatížení) je

$$M_K = 550 \text{ Nm} \dots \text{ před}$$

vzpěrou

$$M_K = 139 \text{ Nm} \dots \text{ za}$$

b/ smykový tok v potahu je

$$q_M = \frac{M_K}{2U} = \frac{550 \cdot 10^3}{2 \cdot 80400} = 3,42 \text{ N/mm}$$

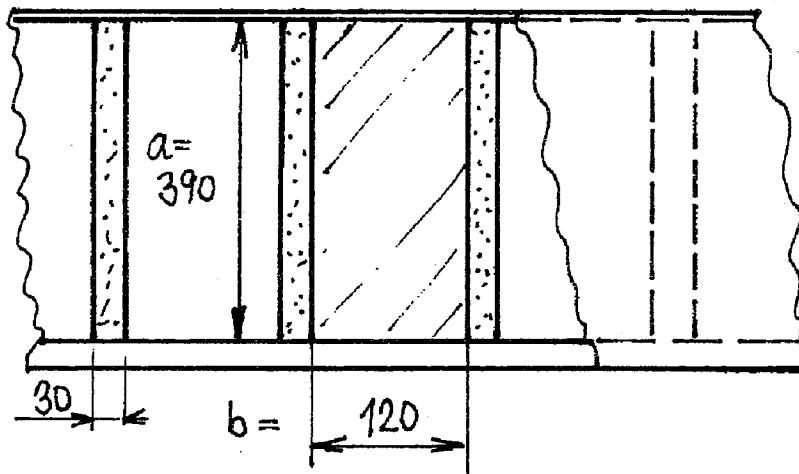
$$q_M = \frac{M_K}{2U} = \frac{139 \cdot 10^3}{2 \cdot 80400} = 0,864 \text{ N/mm}$$

c/ smykové napětí v překližce je

$$\tau = \frac{q_M}{t_o} = \frac{3,42}{1,2} = 2,85 \text{ MPa}$$

$$\tau = \frac{q_M}{t_o} = \frac{0,864}{1,2} = 0,72 \text{ MPa}$$

d/ volné pole překližky má rozměry podle obr.2.9.



Obr.2.9.

napětí při zvlnění je podle vztahu v odst.2.6.2.

$$\tau_{ZVL} = 1075 \cdot \frac{t_o \cdot k}{a^{0,7} \cdot b^{0,3}} = 1075 \cdot \frac{1,2 \cdot 0,8}{390^{0,7} \cdot 120^{0,3}} = 3,77 \text{ MPa}$$

e/ podmínka pevnosti obalu je

$$\tau_{\text{provoz.}} < \tau_{ZVL}$$

$$2,85 \text{ MPa} < 3,77 \text{ MPa}$$

je splněna.

2.7. Pevnostní kontrola kování

Kování je namáháno silami mezi jednotlivými díly letounu. Jde koncentraci sil do jedné osamělé síly, proto předpis UL-2 předepisuje pro kování **zvýšený koeficient bezpečnosti f = 2.**

Nejčastější konstrukční provedení kování sestává z plechů spojených čepem. Provedeme postupně kontroly čepu, oka kování, šroubu (nýtů), kterými jsou plechy kování připevněny a dřeva v místě kování.

2.7.1. Čep

je namáhán smykem a otlačením.

Smykové napětí musí být menší než smykové napětí na mezi pevnosti materiálu

$$\tau = \frac{R}{S} < \tau_p = \sigma_{pt} \cdot 0,6$$

$$S = k_s \cdot \frac{\pi \cdot d^2}{4}$$

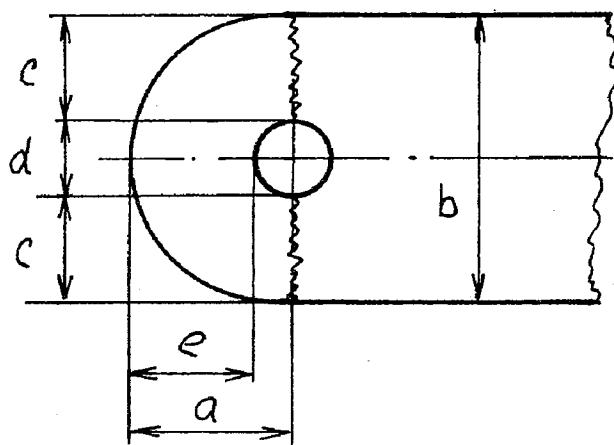
R ... je síla přenášená kováním, k_s... je počet střížných rovin,

d ... je průměr čepu

Napětí při otlačení musí vyhovovat nerovnosti

$$\sigma_{otl} = \frac{R}{t \cdot d} < \sigma_{pt}$$

2.7.2. Oko kování



t je celková tloušťka plechů kování

Obr.2.10

Má velmi složitý průběh napětí. V literatuře nalezneme mnoho různých výpočetních postupů, jeden z nich je popsán v příloze P2.7, P2.8. Jednoduchou pevnostní kontrolu kritického řezu oka představuje podmínka

$$\sigma = \frac{R}{2 \cdot c \cdot t \cdot k} < \sigma_{pt}$$

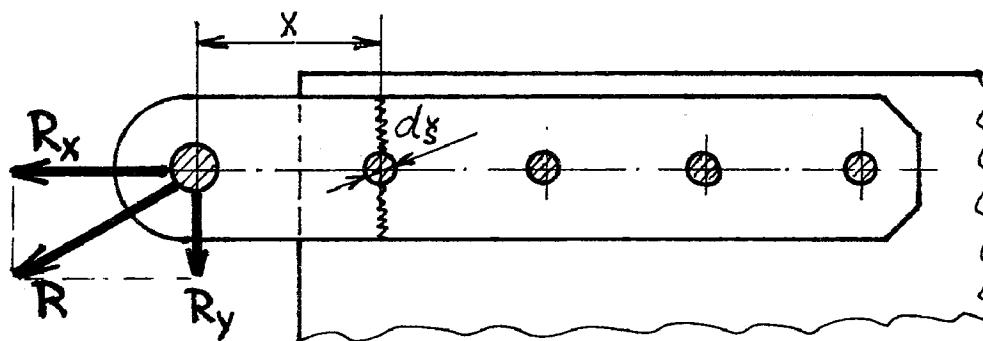
$$k = 0,565 + 0,46 \cdot \frac{e}{c} - 0,1 \frac{b}{d}$$

k je koeficient zvýšení napětí na okrajích díry pro čep

Ovlačení oka kování musí vyhovovat obdobné podmínce jako při otlačení čepu. Napětí otlačení je stejné, ale pevnost materiálu kování je jiná.

2.7.3. Plech kování

bývá nejvíce namáhan v místě prvního šroubu



Obr.2.11

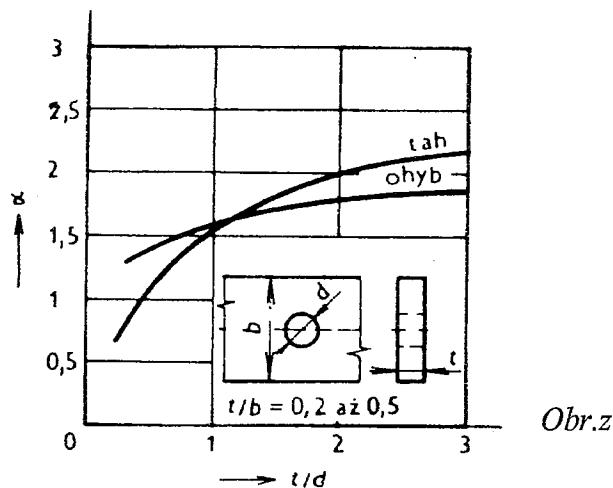
Celkové napětí je dáno součtem tahového (tlakového) napětí a ohybového napětí

$$\sigma = \frac{R_x \cdot \alpha_t}{S} + \frac{R_y \cdot x \cdot \alpha_o}{W_o}$$

plocha kritického řezu a ohybový modul odporu je

$$h_h + h_d \quad W_o = \frac{1}{6} (b^2 - d_s^2) t$$

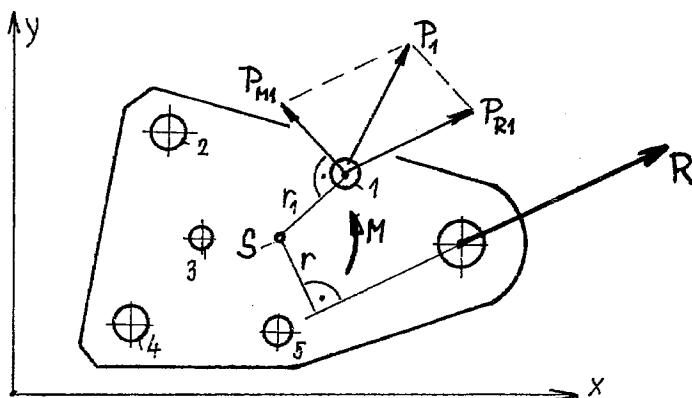
Vrubový součinitel díry odečteme z následujícího grafu α_t, α_o



Obr.z

2.7.4. Pevnostní kontrola šroubů

Kování na obr.2.12 je zatíženo silou obecného směru, ta se snaží kování posunout a pootočit.



Obr.2.12

Síla od posuvu na první, druhý a další šrouby bude

$$P_{R1} = R \cdot \frac{d_1}{d_1 + d_2 + d_3 \dots}$$

$$P_{R2} = R \cdot \frac{d_2}{d_1 + d_2 + d_3 \dots}$$

d_1, d_2, \dots jsou průměry šroubů. Všechny tyto síly mají směr síly v čepu R.

Souřadnice středu smyku, kolem kterého se kování pootočí, jsou

$$x_s = \frac{d_1 x_1 + d_2 x_2 + d_3 x_3 + \dots}{d_1 + d_2 + d_3 + \dots}$$

$$y_s = \frac{d_1 y_1 + d_2 y_2 + d_3 y_3 + \dots}{d_1 + d_2 + d_3 + \dots}$$

(Střed smyku se bývá označován jako **těžiště šroubů**.)

Síla na první, druhý a další šrouby od pootočení bude

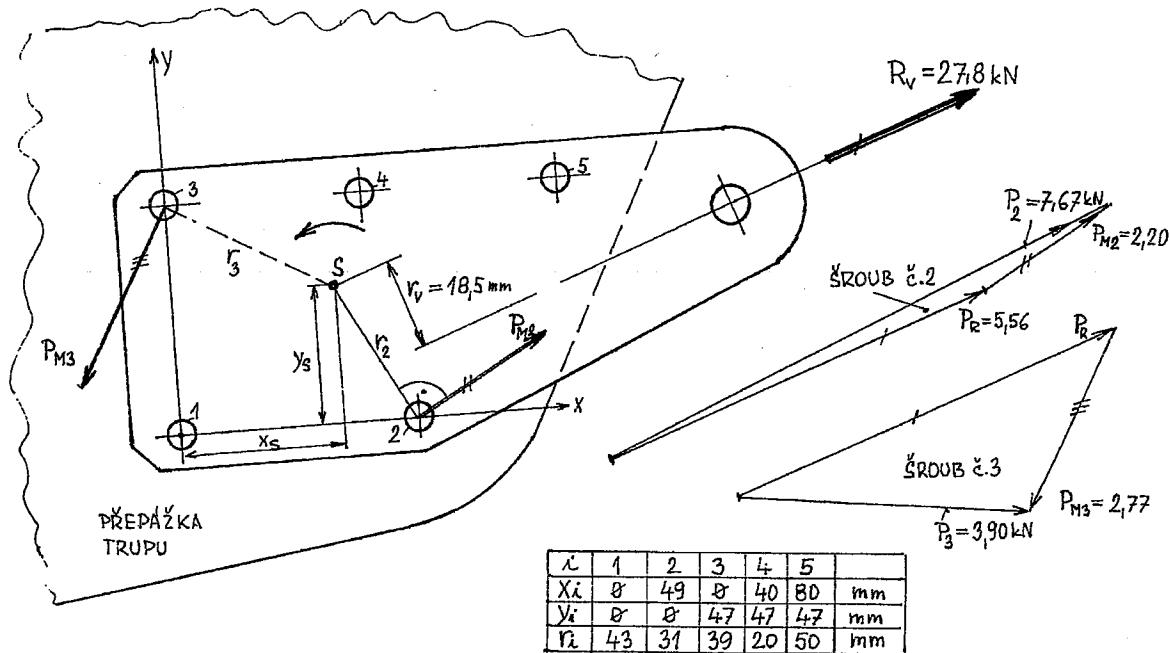
$$P_{M1} = M \cdot \frac{d_1 r_1}{d_1 r_1^2 + d_2 r_2^2 + d_3 r_3^2 + \dots} ; M = R \cdot r$$

$$P_{M2} = M \cdot \frac{d_2 r_2}{d_1 r_1^2 + d_2 r_2^2 + d_3 r_3^2 + \dots}$$

Síly od pootočení mají směr kolmý na spojnici osy šroubu se středem smyku. Výsledná síla na určitý šroub se získá vektorovým sečtením síly od posuvu a od pootočení. Postup výpočtu ukáže následující příklad.

Příklad 22

Máme určit síly na šrouby kování, které spojuje vzpěru křídla s přepážkou trupu, obr.2.13. Šrouby mají stejný průměr. Síla v oku kování (provozní), která byla vypočtena v Příkladu 6 je $R_V = 13,9 \text{ kN}$.



Obr.2.13

Řešení:

- a/ reakce v čepu při početním zatížení je $R_V = 2 \cdot 13,9 = 27,8 \text{ kN}$
 b/ zvolíme souřadný systém ve středu šroubu č.1. (Souřadný systém můžeme zvolit zcela libovolně!) Vypočítáme polohu středu smyku z dříve uvedených vzorců. Ty se zjednodušíly vykrácením průměru d , což je možné pouze při stejném průměru všech šrouub.

$$x_S = \frac{x_1 + x_2 + x_3 + x_4 + x_5}{5} = \frac{0 + 49 + 0 + 40 + 80}{5} = 33,8 \text{ mm}$$

$$y_S = \frac{y_1 + y_2 + y_3 + y_4 + y_5}{5} = \frac{0 + 0 + 47 + 47 + 47}{5} = 28,2 \text{ mm}$$

Síla od posuvu bude u všech šrouub stejná

$$P_R = \frac{R_V}{5} = \frac{27,8}{5} = 5,56 \text{ kN}$$

Z obr.2.13 odečteme vzdálenost síly R_V od středu smyku a vypočítáme
 $M = R_V \cdot r_v = 27,8 \cdot 18,5 = 514 \text{ kNm}$

Síla na šroub č.2 od momentu M je

$$P_{M2} = M \frac{r_2}{r_1^2 + r_2^2 + r_3^2 + r_4^2 + r_5^2} = 514 \frac{31}{43^2 + 31^2 + 39^2 + 20^2 + 50^2} = 2,20 \text{ kN}$$

Síla na šroub č.3 od momentu je

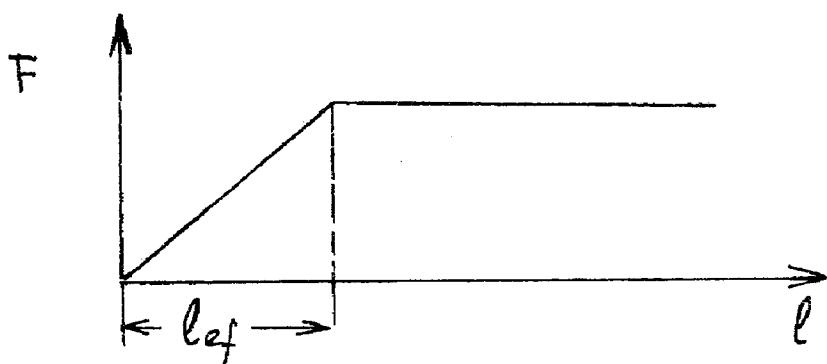
$$P_{M3} = M \frac{r_3}{r_1^2 + r_2^2 + r_3^2 + r_4^2 + r_5^2} = 514 \frac{39}{43^2 + 31^2 + 39^2 + 20^2 + 50^2} = 2,77 \text{ kN}$$

V obr.2.13 jsou vektorově sečteny sily od posuvu a momentu u šroubu č.2 a č.3.

Z výsledku řešení vidíme, že poloha šroubů není výhodná, protože šrouby v horní řadě nejsou využity. Je příliš velký rozdíl mezi silou na šroub č.2 a č.3. Měli bychom zřejmě přesunout šroub č.4 poněkud níž. O správnosti této změny bychom se přesvědčili novým řešením sil. V ideálním případě by síla R procházela středem smyku, pak by síly na šrouby byly všechny stejné a minimálně zatížené.

2.8. Kontrola pevnosti dřeva zatíženého šrouby

Šrouby, kterými je kování přišroubováno k nosníku křídla, nebo k přepážce trupu, namáhají dřevo na **otlačení**. U dlouhých šroubů dochází k jejich průhybu, takže šrouby nesou prakticky jenom na okrajích. Výsledky zkoušek ukazují, že po půlekročení efektivní délky šroubu, únosnost dřeva již nestoupá, obr.2.14.



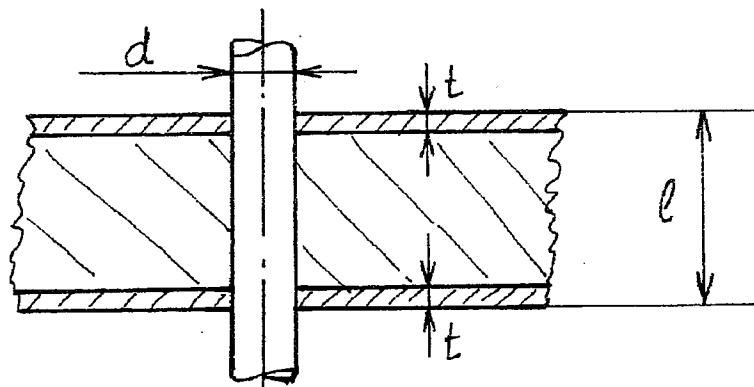
Obr.2.14

V souhlasu s výsledky zkoušek můžeme efektivní délku počítat následovně:

$$l_{\text{eff}} = l \quad \dots \text{pro } l \text{ menší než } 4 \cdot d$$

$$l_{\text{eff}} = 4 \cdot d \quad \dots \text{pro } l \text{ větší než } 4 \cdot d$$

Dřevo bývá vždy přelepeno překližkou, která výrazně zvyšuje pevnost v otlačení. Tloušťka překližkových přelepu nepřesahuje zpravidla nikdy 4.d



Obr.2.15

Pokud nemáme k dispozici výsledky zkoušek můžeme počítat únosnost dřeva podél let P_V a napříč létům P_K

$$P_V = 0,75 \cdot \sigma_t (l_{\text{eff}} - 2t)d \qquad P_K = 0,25 \cdot \sigma_t (l_{\text{eff}} - 2t)d$$

Únosnost překližky je

$$P_{\text{pr}} = \sigma_{\text{pr}} \cdot 2 \cdot t \cdot d$$

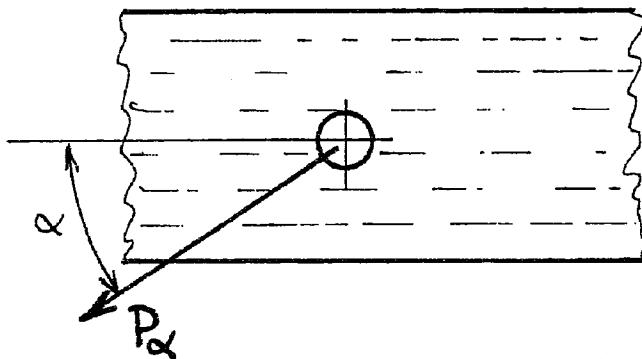
Celková síla přenášená dřevem přelepeným překližkou je

$$P = P_V + P_{\text{pr}} \quad \text{nebo} \quad P = P_K + P_{\text{pr}}$$

σ_{tl} je pevnost dřeva v tlaku, pevnost překližky v tlaku $\sigma_{pr} = 40 \text{ MPa}$ u překližky s léty na 45° , pro jinou orientaci vyhledáme pevnost překližky v příloze P2.2.

Sílu přenášenou dřevem přelepeným překližkou v obecném směru vypočítáme ze vzorce

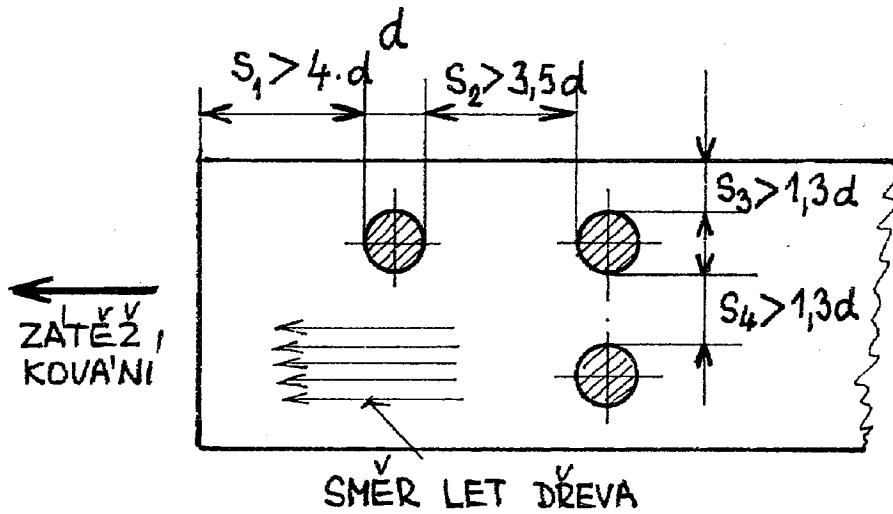
$$P_\alpha = \frac{1}{\frac{\sin^2 \alpha}{P_k} + \frac{\cos^2 \alpha}{P_v}} + P_{pr}$$



Obr.2.16

V případě, že je kování tvořeno jen jedním plechem bude únosnost šroubu snížena. Počítáme ji tak,že do výše uvedených vzorců dosadíme jen 0,65 leh a výsledek dělíme dvěma.

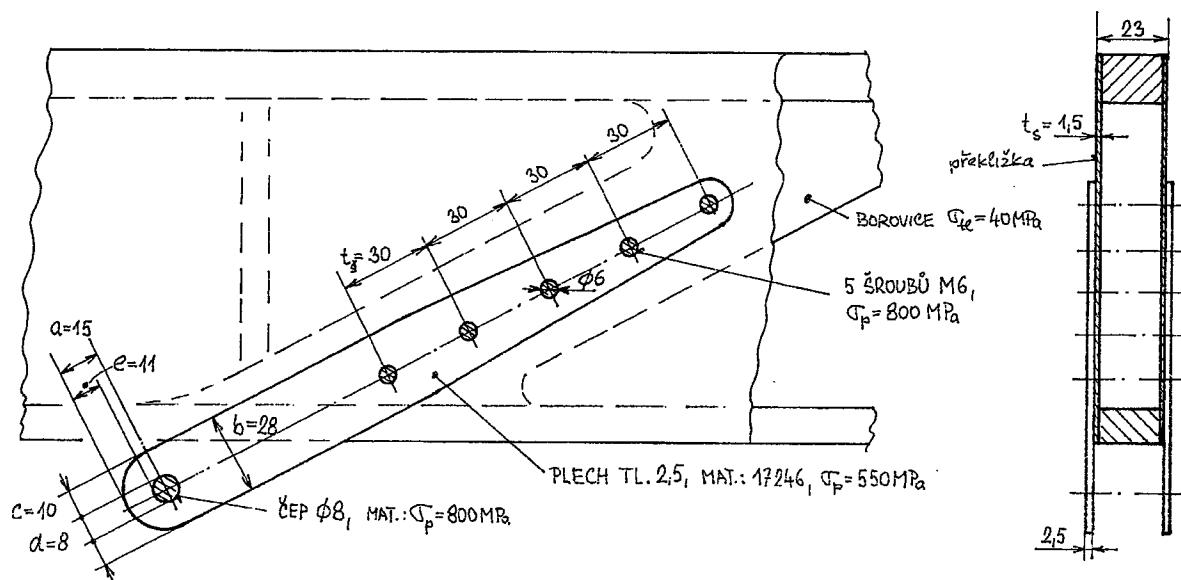
Vzájemná poloha šroubů by měla být volena s ohledem na obecné zásady dané zkušenostmi. Nejmenší vzdálenosti šroubů ukazuje obr.2.17.



Obr.2.17

Příklad 23

Kování křídla spojující vzpěru s křídlem, obr.2.18, je zatíženo silou $R_V = 27,8 \text{ kN}$, vypočtenou v Příkladu 21. Máme provést jeho pevnostní kontrolu.



Obr. 2.18

Řešení:

Provedeme postupně kontroly podle odst. 2.7. až 2.8.

- čep průměru 8mm, materiál o pevnosti 800 MPa má smykové napětí

$$\tau = \frac{27800}{2 \cdot \frac{\pi \cdot 8^2}{4}} = 277 \text{ MPa} < 0,6 \cdot 800 = 480 \text{ MPa} \dots \text{vyhovuje}$$

- čep přenáší sílu na dva plechy tl. 2,5 mm, tlakové napětí je

$$\sigma_{\text{otl}} = \frac{27800}{5 \cdot 8} = 695 \text{ MPa} < 800 \text{ MPa} \dots \text{vyhovuje}$$

- oko kování má v kritickém řezu napětí

$$\sigma = \frac{27800}{2 \cdot 10 \cdot 5 \cdot 0,721} = 386 \text{ MPa} < 550 \text{ MPa} \dots \text{vyhovuje}$$

$$k = 0,565 + 0,46 \frac{11}{10} - 0,1 \frac{28}{8} = 0,721$$

- tlakové napětí v oku kování, které již bylo vypočítáno srovnáváme s pevností plechů

$$\sigma_{\text{otl}} = 695 \text{ MPa} < 550 \text{ MPa} \dots \text{nevyhovuje!}$$

Podmínka není splněna. Na plechy je nutno přivářit podložky k zvětšení plochy otlačení.- při kontrole plechů kování u prvního šroubu počítáme nejprve plochu kritického řezu
 $S = (28 - 6) \cdot 5 = 110 \text{ mm}^2$

napětí v řezu je

$$\sigma = \frac{27800 \cdot 1}{110} = 253 \text{ MPa} < 550 \text{ MPa} \dots \text{vyhovuje}$$

(α_t=1 z obrázku v odtavci 2.73)

- kontrola šroubů nemusí být počítána, protože celková střížná plocha a plocha otlačení je výrazně větší než u čepu.
- největší dovolená síla na jeden šroub s ohledem k otlačení d řeva je

$$P_v = 0,75 \cdot 40(23 - 2 \cdot 1,5)6 = 3600\text{N}$$

$$l_{ef} = l = 23\text{mm} < 4d = 4 \cdot 6 = 24\text{mm}$$

$$P_{pr} = 40 \cdot 2 \cdot 1,5 \cdot 6 = 720\text{N}$$

$$P = P_v + P_{pr} = 3600 + 720 = 4320\text{N}$$

5 šroubů přenese sílu

$$5P = 5 \cdot 4320 = 21600\text{N} > 27800 \dots \text{nevyhovuje!}$$

Podmínka pevnosti d řeva není splněna. Další přelepení překližkou mnoho nepomůže, protože efektivní délka je omezena. Bude nutné přidat šrouby, nebo zvětšit průměr šroubů.

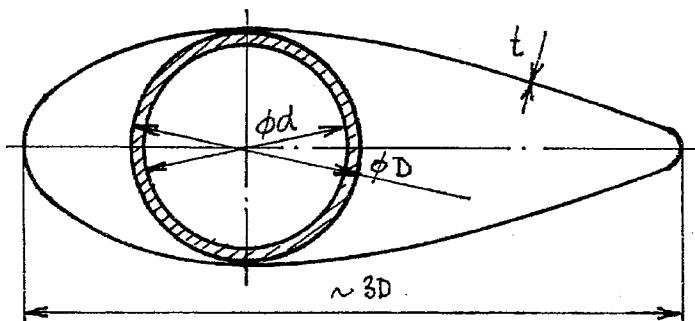
2.19. Pevnostní kontrola vzpěry křídla

Únosnost vzpěry kontrolujeme porovnáním kritické síly F_{kr} se silou při největším záporném násobku $n = -2$. Kritická síla trubky s aerodynamickým krytem je

$$F_{kr} = \frac{\pi^2}{12} (E \cdot J + E_k \cdot J_k)$$

zde značí E, E_k moduly pružnosti v tahu materiálu trubky a krytu,

J, J_k osové momenty setrvačnosti průřezu trubky a krytu



Obr.2.19.

Trubka má osový moment setrvačnosti průřezu

$$J = \frac{\pi}{64} (D^4 - d^4)$$

kde D , d je vnější a vnitřní průměr trubky. Osový moment setrvačnosti aerodynamického krytu najdeme v tabulkách, nebo ho můžeme přibližně spočítat ze vzorce

$$J_k = \frac{\pi}{64} (b_1 h_1^3 - b_2 h_2^3) \quad b_1 = 2,2 \cdot D \quad h_1 = D + 2t \\ b_2 = b_1 - 2t \quad h_2 = D$$

Moduly pružnosti v tahu (tlaku) konstrukčních materiálů jsou ve všech strojních příručkách, zde uvádíme jen nejpřesnější:

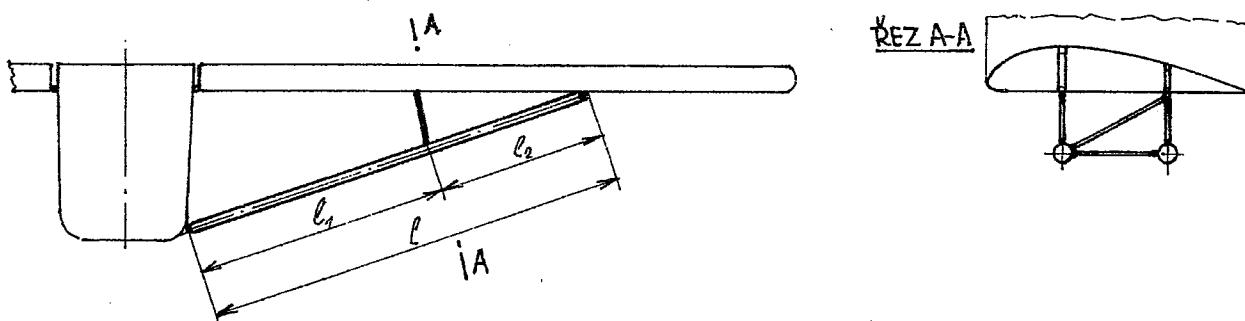
ocel $210 \cdot 10^3 \text{ MPa}$,

dural $72 \cdot 10^3 \text{ MPa}$,

skelný laminát $21 \cdot 10^3 \text{ MPa}$, (modul ve směru podél vláken, plátnová vazba výztuže)

uhlíkový laminát.... $43 \cdot 10^3 \text{ MPa}$

U velmi dlouhých vzpěr lze vzpěrnou délku zmenšit provázáním vzpěry pomocnými vzpěrkami, tím se kritická síla výrazně zvýší.



Obr.2.20

V případě, že je $l_1 = l_2$ je zvýšení kritické síly čtyřnásobné. Při nerovnoměrném rozdělení bude zvýšení dáno vztahem

$$F_{krz} = F_{kr} \frac{(1+\phi)^3}{1+\phi^3} \quad \phi = \frac{l_2}{l_1}$$

Typické konstrukční provedení u dvou vzpěr ukazuje obr.2.20. Řez A-A.

Příklad 24

Máme zkontrolovat únosnost vzpěry křídla z Příkladu 6. Vzpěra je tvořena duralovou trubkou 52x1,5 mm a laminátovým aerodynamickým krytem $t = 1,2$ mm. Vzpěrná délka, tj. vzdálenost os čepů kování, je $l = 2750$ mm

Řešení:

a/ vzpěra je zatížena, při největším kladném provozním násobku $n = 4$, silou $R_V = 13,9$ kN, (byla vypočítána v Příkladu 6). Při největším záporném násobku $n = -2$ je síla poloviční:

$R_V = -13,9/2 = -6,95$ kN. Součinitel bezpečnosti je $f=1,5$, početní síla je $R_V = 1,5 \cdot 6,95 = 10,4$ kN

b/ postupně vypočítáme:

- moment setrvačnosti trubky

$$J = \frac{\pi}{64} (D^4 - d^4) = \frac{\pi}{64} (52^4 - 49^4) = 75,9 \cdot 10^3 \text{ mm}^4$$

- moment setrvačnosti krytu

$$J_k = \frac{\pi}{64} (b_1 h_1^3 - b_2 h_2^3) = \frac{\pi}{64} (114,4 \cdot 54,4^3 - 112 \cdot 52^3) = 131 \cdot 10^3 \text{ mm}^4$$

kde

$$b_1 = 2,2D = 114,4 \text{ mm}$$

$$h_1 = D + 2t = 54,4 \text{ mm}$$

$$b_2 = b_1 - 2t = 112 \text{ mm}$$

$$h_2 = D = 52 \text{ mm}$$

c/ kritická síla je

$$F_{kr} = \frac{\pi^2 (E \cdot J + E_k \cdot J_k)}{l^2} = \frac{\pi^2 (72 \cdot 10^3 \cdot 75,9 \cdot 10^3 + 21 \cdot 10^3 \cdot 131 \cdot 10^3)}{2750^2} = 10722 \text{ N} > R_v = 10400 \text{ N}$$

vzpěra vyhovuje.

Příklad 25

Máme zkontrolovat únosnost vzpěry, která nahrazuje vzpěru z předchozího Příkladu 23. Vzpěra je rozdělena pomocnou rozpěrkou tak, že je $l_1 = 2750 \text{ mm}$, $l_1 = 1650 \text{ mm}$, $l_2 = 1100 \text{ mm}$. Je tvořena duralovou trubkou $40 \times 1,5$ bez aerodynamického krytu.

Řešení:

Při výpočtu kritické síly nejprve vypočítáme

$$J = \frac{\pi}{64} (40^4 - 37^4) = 33,7 \cdot 10^3 \text{ mm}^4 \quad \phi = \frac{1100}{1650} = 0,667$$

Kritická síla je

$$F_{krz} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot J}{l^2} \cdot \frac{(1+\phi)^3}{1+\phi^3} = \frac{\pi^2 \cdot 72 \cdot 10^3 \cdot 33,7 \cdot 10^3}{2750^2} \cdot \frac{(1+0,667)^3}{1+0,667^3} = 11312 \text{ N} > R_v = 10425 \text{ N}$$

Vzpěra vyhovuje

2.10. Příhradové konstrukce

O pevnosti celé příhradové konstrukce rozhoduje pevnost prutů namáhaných na vzpěry. Kritická síla se vypočítá stejným způsobem, jako u vzpěr křídla, odst. 2.10.

U svařovaných trupů zvyšuje kritickou sílu prutů tuhost styčníků, takže obecně platí

$$F_{krp} = F_{kr} \cdot c$$

$c = 1$ šroubované a nýtované styčníky,

$c = 2$ svařované styčníky

U krátkých vzpěr, kde se tlakové napětí v průřezu blíží k mezi kluzu se jedná o tzv. **nepružný vzpěr** musíme použít jiný postup:

- nejprve zjistíme, zda jsme v již v oblasti nepružného vzpěru z podmínky

$$\frac{l}{i} < 90 \dots \text{ocel}, \quad \frac{l}{i} < 80 \dots \text{dural}$$

poloměr setrvačnosti řezu prutu je

$$i = \sqrt{\frac{J}{S}}$$

kde S je plocha řezu. Pro trubku je

$$S = \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2) \quad i = \frac{1}{4} \sqrt{D^2 + q^2}$$

Pro tenkostěnnou trubku platí přibližně

$$i = \frac{\sqrt{2}}{4} D$$

podmínka nepružného vzpěru je pak

$$l < 32 \cdot D \dots \text{ocel}, \quad l < 28 \cdot D \dots \text{dural}$$

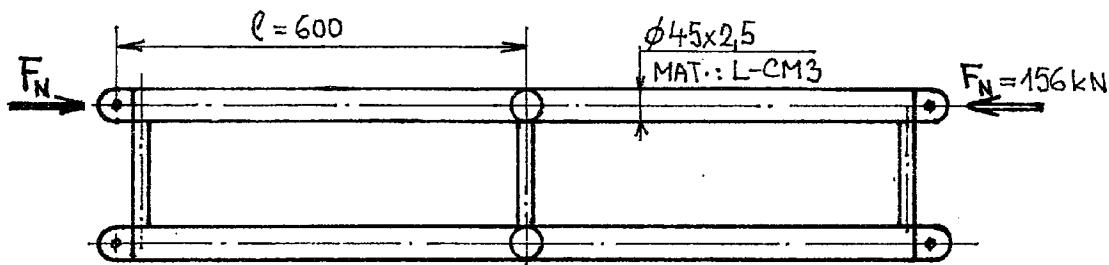
- pro stanovení kritické síly použijeme tabulky v přílohách P2.5 a P2.6, nebo některý z empirických vzorců, jako je následující:

$$F_{kr} = \left[\sigma_k - \frac{\sigma_k^2}{4\pi^2 \cdot E \cdot c} \left(\frac{l}{i} \right)^2 \right] \cdot S$$

σ_k je mezikluzu materiálu trubky

Příklad 26

Máme zkontrolovat pevnost trubky centroplánu samonosného k řídla z Příkladu 19. Centroplán, obr.2.19., je svařen z trubek 45x2,5 mm. Materiálem je ocel L-CM3 - žíhaná, mez kluzu 550 MPa. Centroplán je upevněn uprostřed k trupu, takže vzpěrná délka je $l = 600$ mm.



Obr.2.21

Řešení:

a/ v příkladu 19 byla vypočítána síla v horní pásnici $F = 104$ kN, (provozní), odpovídající početní zatížení je $F = 1,5 \cdot 104 = 156$ kN

b/ štíhlost vzpěry

$$\frac{l}{i} = \frac{l}{\frac{1}{4}\sqrt{D^2 + d^2}} = \frac{600}{\frac{1}{4}\sqrt{45^2 + 40^2}} = 39,9 < 90$$

což znamená, že jsme v oblasti nepružného vzpěru. Postupně počítáme:

c/ plochu řezu trubky

$$S = \frac{\pi}{4}(D^2 - d^2) = \frac{\pi}{4}(45^2 - 40^2) = 334 \text{ mm}^2$$

d/ nejedná se o svařované styčníky, proto je součinitel $c = 1$,

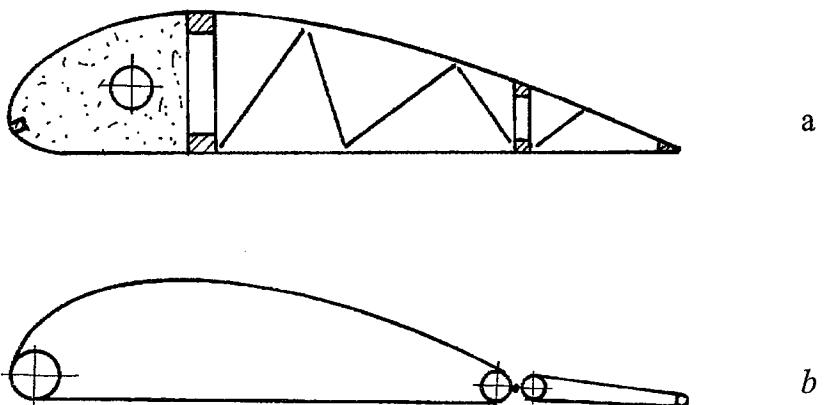
e/ kritická síla je

$$F_{kr} = \left[\sigma_k - \frac{\sigma_k^2}{4\pi^2 \cdot E \cdot c} \cdot \left(\frac{l}{i} \right)^2 \right] \cdot S = \left[550 - \frac{550^2 \cdot 39,9^2}{4\pi^2 \cdot 210 \cdot 10^3 \cdot 1} \right] \cdot 334 = 164 \cdot 10^3 \text{ N} = 164 \text{ kN}$$

$$F_N = 156 \text{ kN} < F_{kr} = 164 \text{ kN}$$

Trubka vyhovuje.

2.11. Dvounosníkové křídlo bez torzní skříně



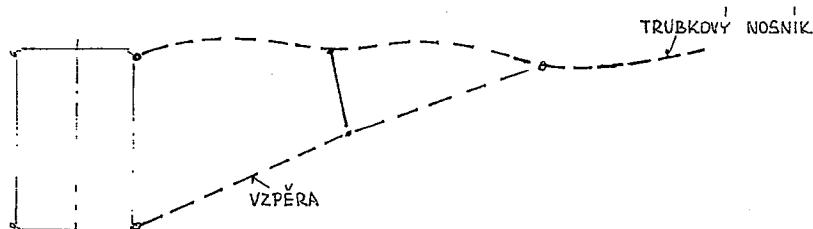
Obr.2.22

bez torzní skříně musí mít nutně dvě vzpěry k zachycení kroutícího momentu. Jak se zatížení křídla dělí na hlavní a vedlejší nosník záleží na rychlosti letu a toto rozdělení bylo již řešeno v odst.1.10.

Torzní skříň bud' vůbec chybí, nebo má funkci aerodynamickou, tj. zlepšuje obtékání v nejdůležitější přední horní části profilu. Skříň není nosná, takže její obal může být z tenčí překližky s léty podél. U trubkové konstrukce se v této části profilu vkládá do dvojitého potahu tuhá pěnová hmota nebo laminát, torzní skříň není.

Při dimenzování **dřevěného křídla**, obr.2.22a, postupujeme stejně jako u jednonosníkového křídla. Vedlejší nosník je však nedostatečně stabilizován a jeho horní pásnice je náhylná k vybočení. Proto u horní pásnice vedlejšího nosníku musíme snížit dovolené napětí v tlaku.

Trubkové křídlo obr. 2.22b nelze, ani přibližně, amatérsky počítat vůbec. Velké průhyby duralových trubek při zatížení, jak ukazuje obr.2.23, způsobují kombinované namáhání: vzpěr a ohyb u nosníku, tah a ohyb u vzpěry. Vzpěra a nosník se navzájem ovlivňují, protože jsou spojeny pomocnou vzpěrkou. Pevnost takového křídla ověřují amatéři a malé firmy zátěžovou zkouškou.



Obr. 2.23

Spolehlivost a ekonomika výpočtu

Většina lidí (snad pod vlivem sdělovacích prostředků) se domnívá, že na letadle se dá všechno spočítat a že výsledky jsou stoprocentní. Na druhé straně člověk, který mnoho studoval a tak se dozvěděl o spoustě složitostí a vlivů, propadá beznaději, že nic není jisté a vůbec nic nelze spočítat zcela přesně a spolehlivě. Paradoxní je, že oba pohledy jsou v podstatě správné, představují totiž mantinely, ve kterých se profesionální výpočtař pohybuje.

Fyzikální podstata jevů, jako je např. proudění vzduchu obtékajícího letoun, je nesmírně složitá. Abychom v úbec něco vypočítali, např. stanovili rozložení zatížení podél rozpětí křídla, musíme všechno velmi zjednodušit. Vytvoříme matematický model, který popisuje fyzikální jev přibližně a za omezujících předpokladů. Jeho správnost ověříme zkouškami.

My jsme řešili rozložení zátěže podél rozpětí křídla Schrenkovou metodou, která je dosti přibližná a platí pro přímé nezkroucené křídlo. Ještě jednodušší by bylo předpokládat rozložení podle půdorysného tvaru křídla, tj. u obdélníkového křídla konstantní. Přesněji řeší úlohu Multihoppova metoda, zde již může být křídlo zkroucené, ale nesmí být šipové. Jsou samozřejmě ještě daleko obecnější postupy výpočtu zatížení křídla, náležitě výpočtařsky komplikované.

Dnešní **výpočetní technika může řešit i krajně složité matematické modely**, jak je navrhuje teorie. (Tedy např. obtékání celého letounu.) Takový výpočet bude ovšem **nesmírně drahy, přesto nemusí být spolehlivý**. Výsledky každého nového výpočetního postupu je nutno **ověřit zkouškou**.

Když se vrátíme k našim **UL letounům** vidíme, že pro amatéra a i pro malou firmu je možný jediný **způsob ověřování: jednoduchý výpočet a mnoho jednoduchých zkoušek**. Tak se UL letouny schvalují ve světě a tak to také vyžaduje Letecká amatérská asociace.

Příloha P2.1**Mechanické vlastnosti leteckého řeziva, ON 491041 /část/**

dřevina	měrná hmotnost /početní/, kg/m ³	pevnost v tlaku /MPa/	pevnost v tahu / MPa/	modul pruž. / MPa/
skupina leteckého řeziva		I II III	I II III	
<u>smrk</u>	520	40 35 32	70 60 54	10 000
<u>borovice</u>	600	48 40 35	80 70 60	10 000
<u>buk</u>	670	50	100	14 000
<u>jasan</u>	700	45	100	12 000
<u>jilm</u>	680	50	100	12 000
<u>bříza</u>	650	40	100	14 000
<u>lípa</u>	520	35	70	7 000
<u>topol</u>	450	38	70	8 000

absolutní vlhkost 12%

Příloha P2.2

**Mechanické vlastnosti leteckých p řekližek, ČSN 492460 /část/
tloušťka překližky /mm/ 0,8 až 1,0 1,2 až 3,0 4,0 až 8,0**

<u>vlákna podél</u>	<u>pevnost / MPa/</u>	70	70	70
	v tahu			
	<u>modul E /MPa/</u>	11 000	12 500	10 000
<u>vlákna napříč</u>	<u>pevnost</u>	55	60	60
	v tahu			
	<u>modul E</u>	8 500	9 500	8 500
<u>vlákna na 45°</u>	<u>pevnost</u>	40	40	35
	v tahu			
	<u>modul E</u>	4 200	4 000	3 000
<u>vlákna podél</u>	<u>pevnost</u>	48	50	50
	v tlaku			
	<u>modul E</u>	11 000	12 500	10 000
<u>vlákna napříč</u>	<u>pevnost</u>	42	46	42
	v tlaku			
	<u>modul E</u>	9 000	9 000	9 000
<u>vlákna na 45°</u>	<u>pevnost</u>	40	40	40
	v tlaku			
	<u>modul E</u>	4 200	4 200	3 500
<u>vlákna podél</u>	<u>pevnost</u>	120	120	100
	v ohybu			
	<u>modul E</u>	11 000	12 500	10 000
<u>vlákna napříč</u>	<u>pevnost</u>	30	60	65
	v ohybu			
	<u>modul E</u>	3 500	4 500	5 500
<u>vlákna na 45°</u>	<u>pevnost</u>	50	60	40
	v ohybu			
	<u>modul E</u>	3 500	3 500	3 000
<u>vlákna podél</u>	<u>pevnost</u>	120	120	100
	v ohybu			
	<u>modul E</u>	11 000	12 500	10 000
<u>vlákna podél</u>	<u>pevnost</u>	20	20	25
	ve smyku			
	<u>modul G</u>	1 000	1 000	1 000
<u>vlákna napříč</u>	<u>pevnost</u>	42	45	45
	ve smyku			
	<u>modul G</u>	4 500	4 500	4 500
pevnost slepení ve smyku	za mokra	22	22	22

Pro II. jakost se snižují hodnoty o 10%

Příloha P2.3

Konstrukční oceli - výběr

označení	stav	mez kluzu /MPa/	pevnost /MPa/	svári- telnost	prokali- telnost
L-VARD 12 024 .4	.1 nor.žíhaný zušlecht.	24 30	36-52 50	zaruč.	průměr 30mm
L-ROL 14 331	.3 žíhaný na měkko .7 zušlecht. .1 norm.žíh.,popoušt.		75 110		podmí- něná
L-CM3 15 130	.3 žíh. na měkko .7 zušlecht. .1 norm.žíh.,popoušt.	70	75 90	dobrá	45mm
L-ROLN 15 532	.3 žíhaný na měkko .8 zušlecht. .1 norm.žíh.,popoušt.	135	90 165	podmí- něná	65mm
L-HORC 16 720	.3 žíhaný na měkko .7 zušlecht.	95	115		15mm
L-AUTOR 14 140	.3 žíhaný na měkko .7 zušlecht.	80	95		45mm
L-WGH 12 050	.6 zušlecht.	40	65		40mm
17 246	.1 norm.žíhaný		55	dobrá	
13 180	.20 žíhaný .8 zušlecht.		80 160		

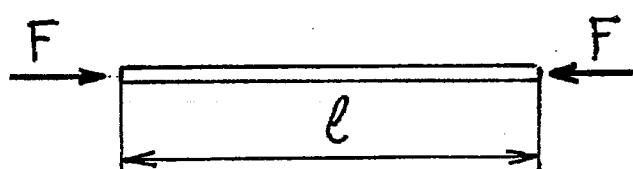
Příloha P2.4**Lehké slitiny - výběr**

označení ČSN	označ. inform.	stav	mez kluzu /MPa/	pevnost /MPa/
424201.61 .11	D1-T D1-M	vytvrzený	27 8-16	40 18-25
424203.61 11	D16-T D16-M	vytvrzený	32 8-16	46 18-25
424412.15 .25	AMg-M AMg-P	měkký polotvrdý	7 12	16-20 20-25
424413.15 .25 .11		měkký polotvrdý měkký	8 14	19 24 23
424432.14 .25 .11	AMc-M AMc-P (amcam)	měkký polotvrdý měkký	10	10-15 15 9-14
424400.14 .61 .11	(pantal)	hluboko taž. vytvrzený měkký	5-8 11 5-8	11-15 19 11-16
424272.7	V95-T1	vytvrzený	41-50	40-49
424206.61	AKG-1-T1	vytvrzený	28	39
424331.70	k lití	vytvrzený	16	20
424911.70	ML5-T4 (elektron)	uměle stárnutý	11	23

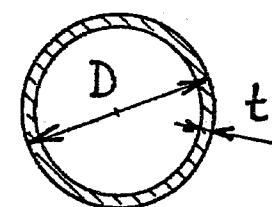
Příloha P2.5

Vzpěrná pevnost duralových trubek

materiál:	mez pevnosti	420 MPa,
	mez kluzu	300 MPa
	modul pružnosti	72 000 MPa

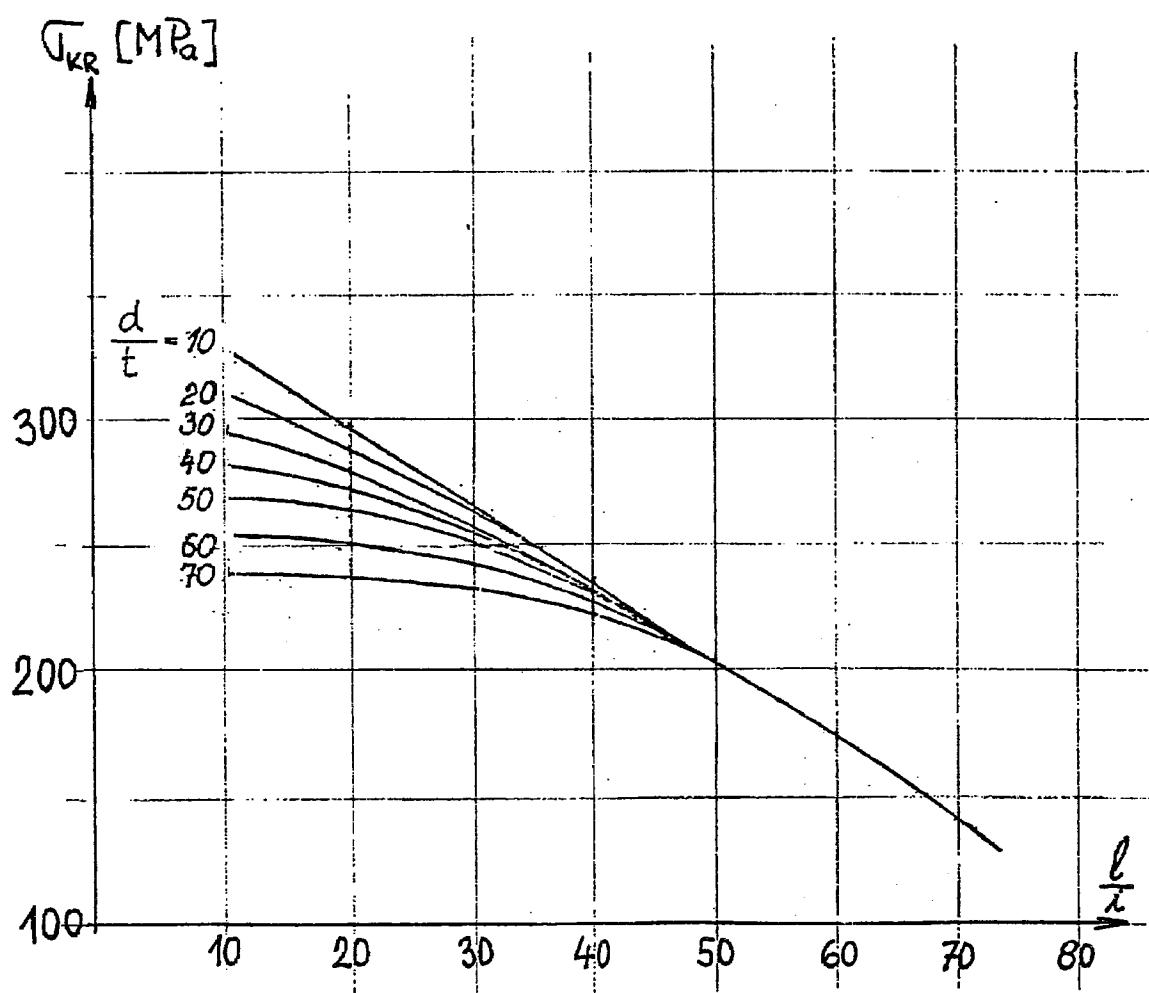


$$\underline{F_{KR}} = G_{KR} \cdot S$$



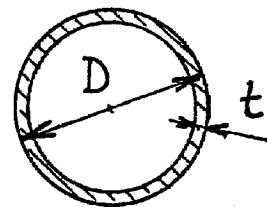
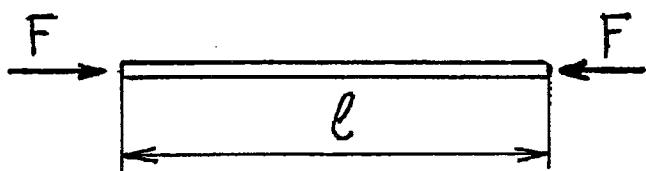
$$d = D - 2 \cdot t$$

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



Příloha P2.6**Vzpěrná pevnost ocelových trubek**

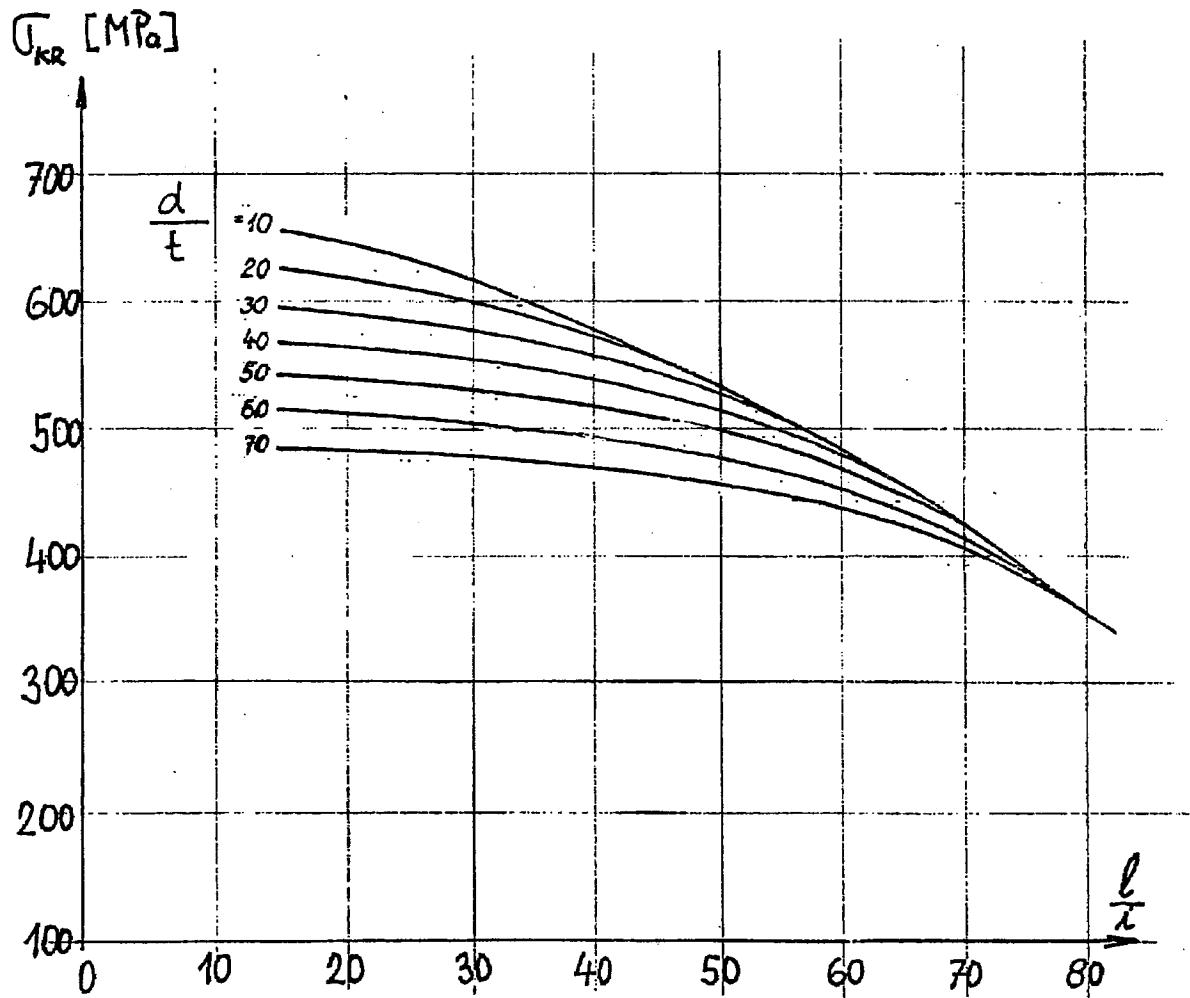
materiál: mez pevnosti 700 MPa,
 mez kluzu 500 MPa
 modul pružnosti 210 000 MPa



$$\underline{F_{KR} = G_{KR} \cdot S}$$

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

$$d = D - 2 \cdot t$$



Příloha P2.7**Výpočet oka s ohledem na pevnost****I. Pevnostní výpočet oka na:****1) utížení**

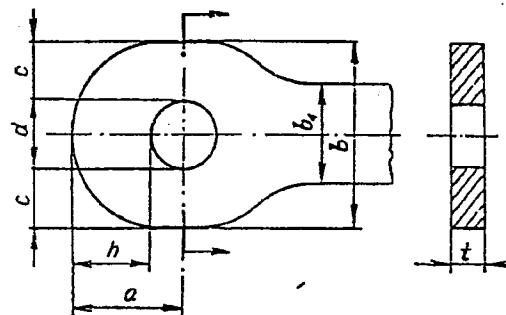
$$\sigma = (1,15 \div 1,2) \frac{P}{F_1},$$

$$\sigma \leq \sigma_p, F = 2ct.$$

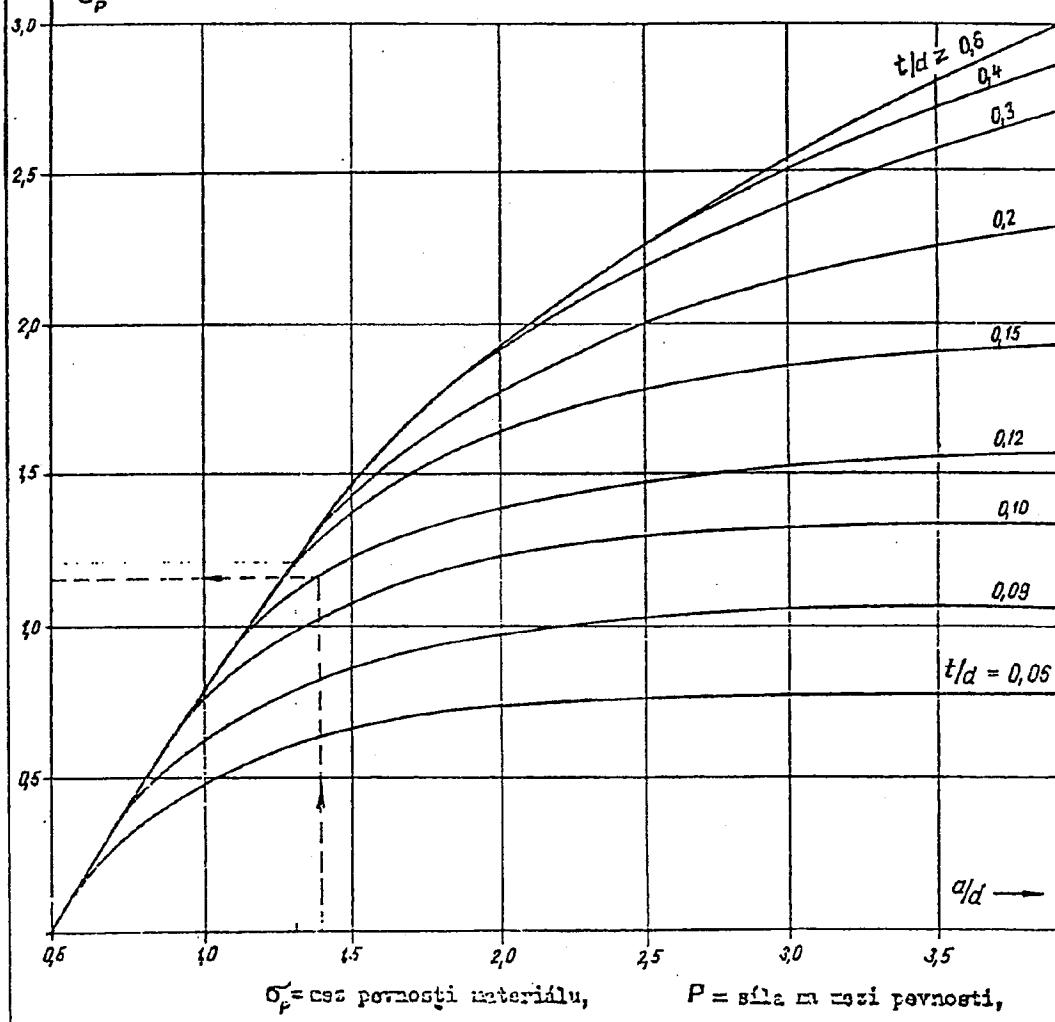
2) výstížení čepu a roztržení oka

$$(vztaheno na otlačení) \quad \sigma_{otl} = \frac{P}{F_2},$$

$$\sigma_{otl} \leq \sigma_{pk,otl}, F = dt.$$

3) otlačení oka (jen při čistém tlaku)

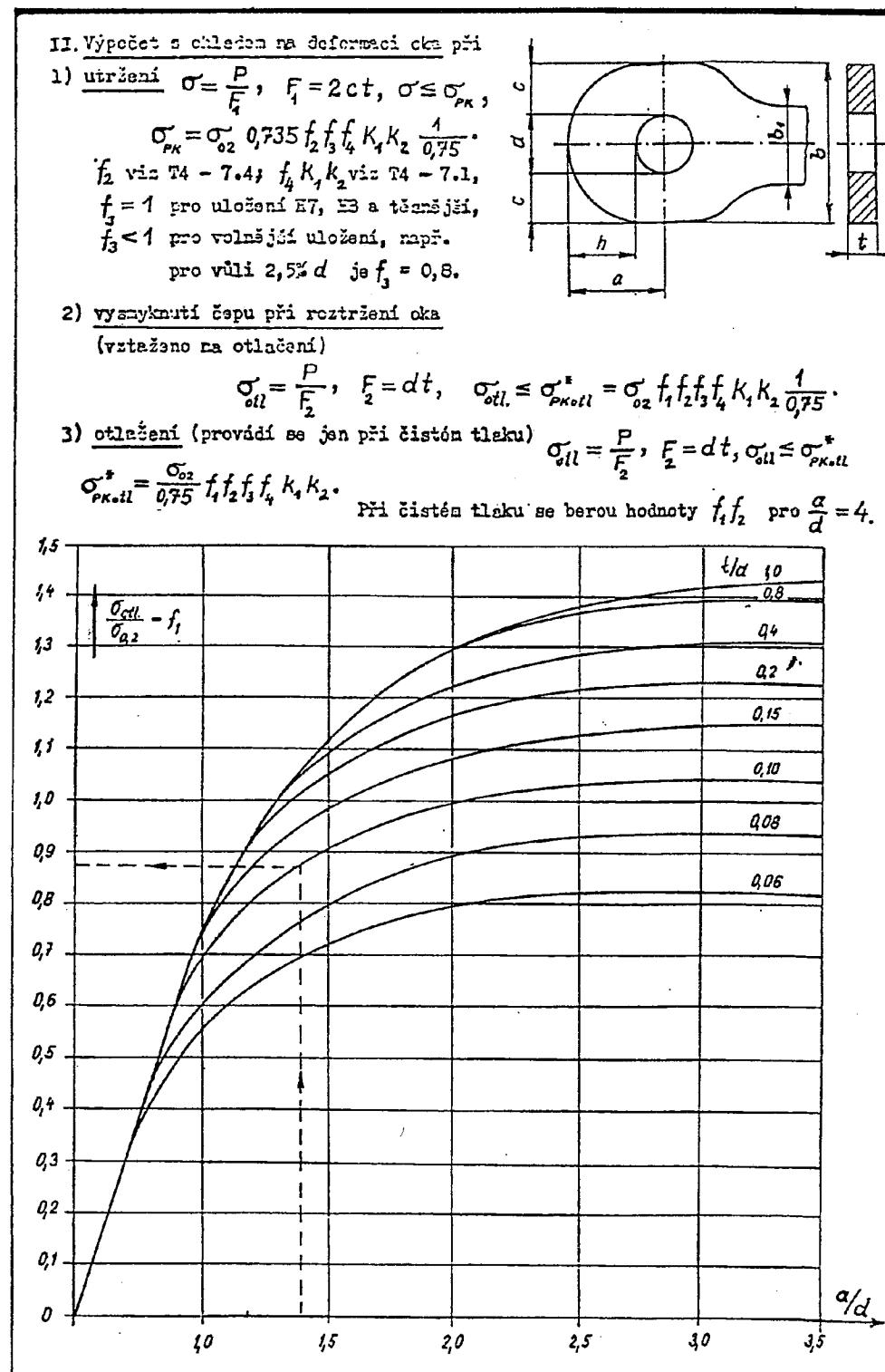
$$\sigma_{otl} = \frac{P}{F_2}, \quad \sigma_{otl} \leq \sigma_{pk,otl} \quad \text{Při čistém tlaku se bere } \sigma_{pk,otl} \text{ pro } \frac{a}{d} = 4.$$



Fro $h < c$ stačí provést výpočet dle bodu 2), pro $h \geq c$ dle bodů 1) a 2).

Příloha P2.8

Výpočet oka s ohledem na deformaci



Příloha 2.9.

Charakteristiky průřezu

Tvar průřezu	Plocha řezu	Poloha těžiště	Momenty setrvačnosti
profil R A F 6	$F = 0,738 bc$	$x_o = 0,4469 b$ $y_o = 0,42 c$	$J_{max} = 0,0446 b^3 c$ $J_{min} = 0,0464 b c^3$
Clark Y	$F = 0,7245 bc$	$x_o = 0,4405 b$ $y_o = 0,416 c$	$J_{max} = 0,0418 b^3 c$ $J_{min} = 0,0454 b c^3$
F	$F = 0,70 bc$	$x_o = 0,46 b$ $y_o = 0,40 c$	$J_{max} = 0,040 b^3 c$ $J_{min} = 0,046 b c^3$
Tvar řezu	Plocha řezu	Moment setrvačnosti	Modul odporu
Dvě paraboly	$F = 0,667 ab$	$J = 0,0381 ab^3$	$W = 0,0762 ab^2$
Dvě sinusovky	$F = 0,637 ab$	$J = 0,0354 ab^3$	$W = 0,0704 ab^2$
Dvě sinusovky a půleliposa	$F = 0,694 ab$	$J = 0,0407 ab^3$	$W = 0,0814 ab^2$
Parabola	$F = 0,667 ab$	$J = 0,0457 ab^3$	$W = 0,0762 ab^2$
Profil listu vrtule	$F = 0,72 ab$	$J = 0,049 ab^3$	$W = 0,0817 ab^2$
Půleliposa	$F = 0,785 ab$	$J = 0,0549 ab^3$	$W = 0,0964 ab^2$
Údaje profilů RAF 6, Clark Y, profil F - viz B.A. Aleksandrov, Vozdušnyje vinty, Moskva 1951, str. 456, 457.			
Ostatní - Spravočnaja kniga po rasčetu samoleta na průnosť, Moskva 1954, str. 97, 98.			

Statika

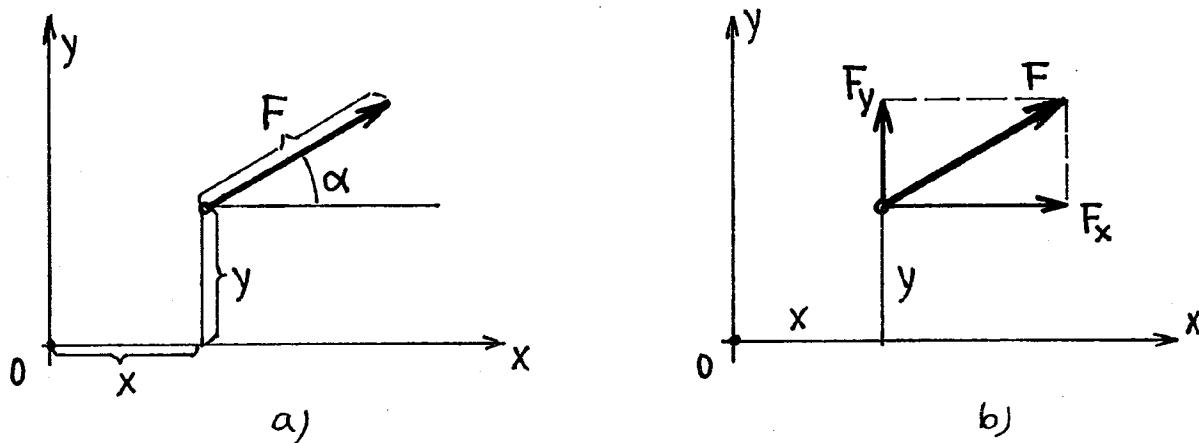
Stručné opakování základních pojmu a zákonů

1.0. Statika v rovině

je velmi jednoduchá, a proto se na ní dají dobře ukázat základní zákonitosti a postupy, které pak platí také v prostorové statice. Je to především nahrazení silové soustavy, rovnováha, výpočet reakcí. Soustava sil procházející jedním bodem v rovině je zvláštním případem soustavy sily rovině, proto se jí zvláště nezabýváme.

1.1. Síla

je určena svým působištěm, bodem o souřadnicích x, y , velikostí F a směrem, (úhel α), obr.1.1a



Obr.1.1

Pro výpočty bývá výhodnější pracovat se složkami síly F_x, F_y , což jsou průměty síly do souřadních os x, y , obr.1.1b. Mezi oběma způsoby zadání síly platí jednoduchý počet:

$$F_x = F \cdot \cos \alpha \quad F = \sqrt{F_x^2 + F_y^2}$$

$$F_y = F \cdot \sin \alpha \quad \operatorname{tg} \alpha = \frac{F_y}{F_x}$$

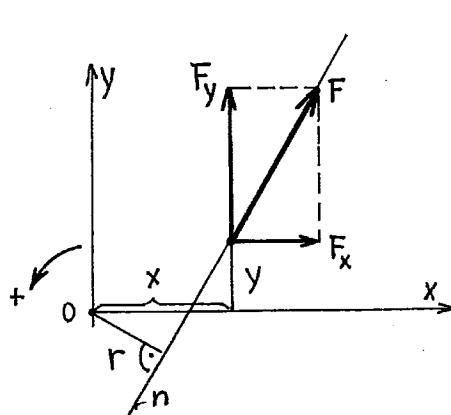
V tomto přehledu statiky nebudeme značit sílu jako vektor, F , protože pro odvození zákonitostí nebudeme používat vektorového počtu. Navíc ani vysokoškolské učebnice nerozlišují označením vektoru vázané na písmku a volné vektory, což znesnadňuje porozumění.

1.2. Účinek síly

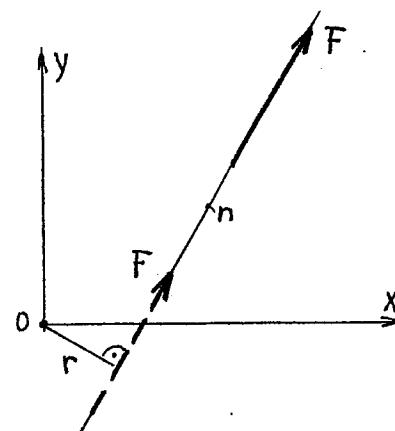
je suvný a točivý. Síla se snaží posunout rovinu, ve které leží (a na kterou působí), ve směru osy x a y silou F_x a F_y .

Síla zároveň otáčí rovinou vzhledem k počátku souřadného systému **O** momentem, který je dán součinem velikosti síly a nejkratší vzdálenosti nositelky síly od počátku,

$$M = F \cdot r$$



Obr.1.2.



Obr.1.3

Pokud použijeme k výpočtu momentu složky síly s tím, že moment výslednice je součtem momentů jednotlivých složek, máme pro moment síly vztah

$$M = x \cdot F_y - y \cdot F_x \quad \text{po úpravě dosazením za } F_x = F \cdot \cos \alpha$$

$$\text{a } F_y = F \cdot \sin \alpha \quad \text{je}$$

$$M = x \cdot F \cdot \sin \alpha - y \cdot F \cdot \cos \alpha = F(x \sin \alpha - y \cos \alpha)$$

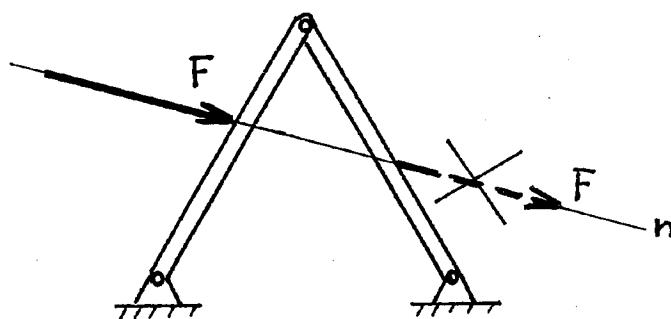
Oba výsledky jsou rovnocenné, protože

$$r = x \sin \alpha - y \cos \alpha$$

Kladný smysl točení je dán smyslem otočení osy x do osy y nejkratším směrem, obr.1.2.

Z uvedeného výkladu vyplývá, že **suvný a točivý účinek síly se nemění, pokud sílu posuneme po její nositelce**, obr.1.3.

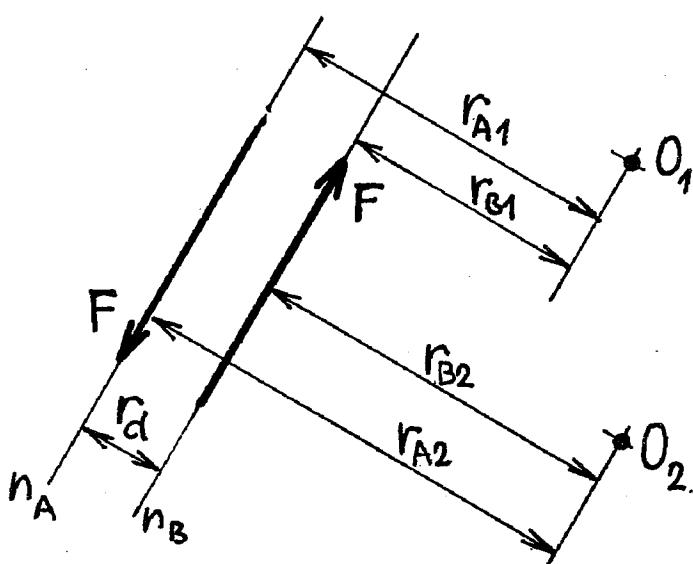
Sílu můžeme po její nositelce libovolně posunout, aniž by se změnily její účinky. To se ovšem týká posunutí na jednom určitém tělese. Nelze posunout sílu tak, aby působila na jiné těleso soustavy, tak jako to ukazuje obr.1.4.



Obr.1.4

1.3. Silová dvojice

je tvořena dvěma silami stejné velikosti, ale opačného smyslu, které působí na rovnoběžných nositelkách, obr.1.5.



Obr.1.5.

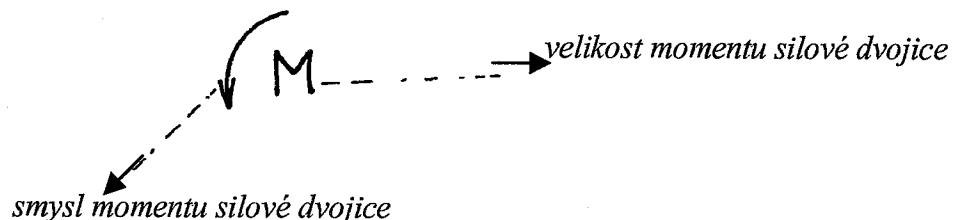
Silová dvojice má pouze točivý účinek, protože složky síly se navzájem ruší, celkový průměr do osy x a y je nulový. Moment silové dvojice k bodu O_1 je

$$M_{01} = F \cdot r_{A1} - F \cdot r_{B1} = F(r_{A1} - r_{B1}) = F \cdot r_d$$

moment silové dvojice k bodu O_2 je

$$M_{02} = F \cdot r_{B1} - F \cdot r_{B2} = F(r_{A2} - r_{B2}) = F \cdot r_d$$

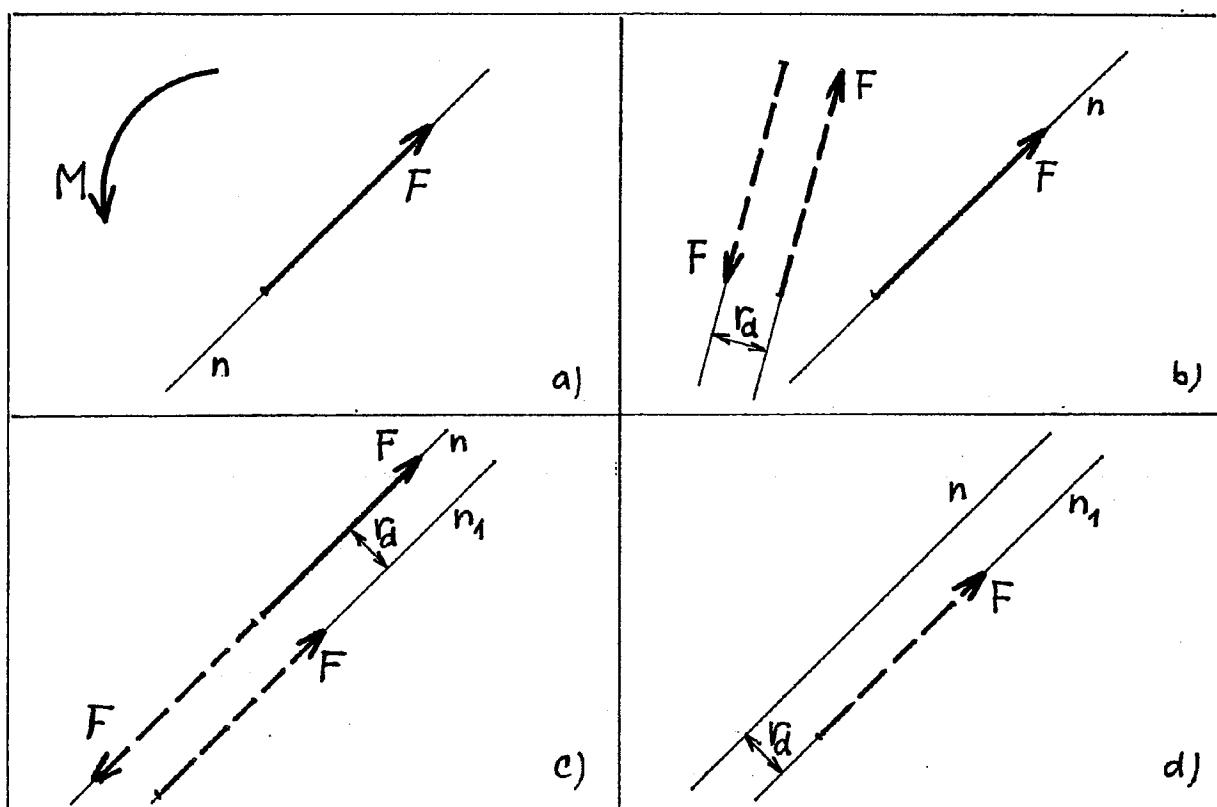
Vidíme, že **moment silové dvojice je ke všem bodům roviny stejný**. Proto se silová dvojice stručně označuje svým momentem a jeho smyslem :



Tímto zjednodušením vzniká mnoho nedorozumění. V běžné praxi se často mluví o momentu M a myslí se tím silová dvojice, která má moment M . V praxi to málodky způsobí nějakou škodu, protože jde o zaběhlé postupy výpočtů. Záměna zmíněných pojmu však brání opravdovému porozumění operací se silami a tím i celé statiky.

1.4. Sečtení síly a silové dvojice

"Sečtením" se zde rozumí nahrazení silové dvojice jedinou silou, posunutou na jinou nositelku. Názorně to ukazuje následující obrázkový "seriál", obr.1.6.



Obr.1.6.

Postup úpravy:

- Silovou dvojici M , která je na obr.1.6a zadána obecně nahradíme konkrétními dvěma silami o velikosti F . Musí ovšem platit, že $M = F \cdot r_d$, z toho vypočítáme vzdálenost nositelek silové dvojice

$$r_d = \frac{M}{F} \quad \text{obr.1.6b}$$

- Dvojici posuneme tak, aby se jedna složka silové dvojice dostala na nositelku n_1 síly F , a to v opačném smyslu.

Druhá složka silové dvojice bude na nositelce n_1 , obr.1.6c.

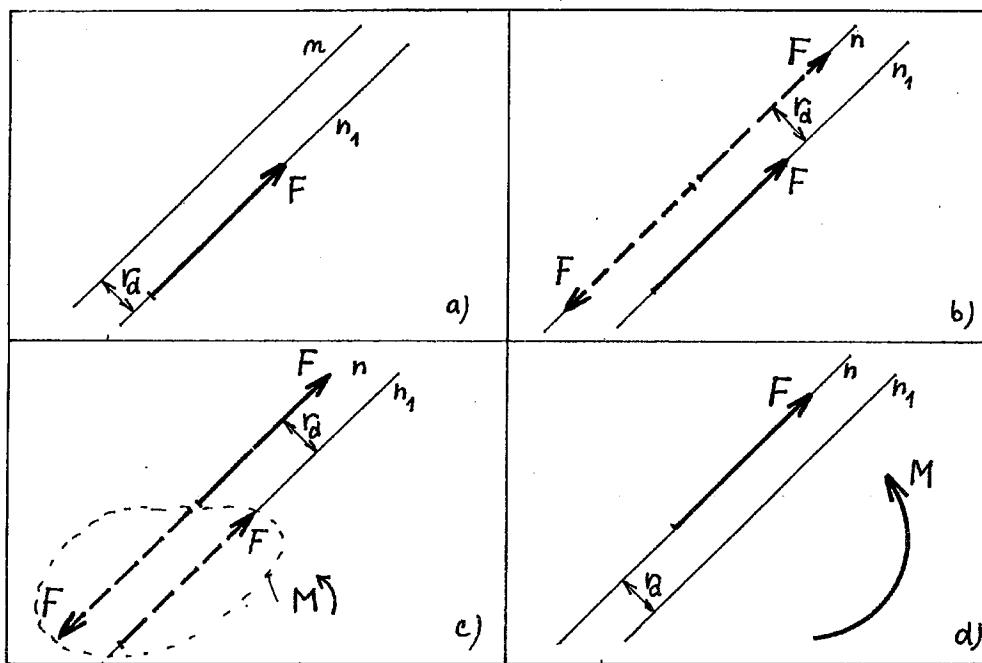
- Síly na nositelce n se ovšem ruší, zbude pouze síla F , posunutá na přímku n_1 rovnoběžnou a vzdálenou o r_d .

1.5. Posunutí síly

Máme posunout sílu F z nositelky n_1 na nositelku n , rovnoběžnou a vzdálenou o r_d .

Jde o opačnou úlohu než byla popsána v předchozím odstavci.

"Obrázkový seriál" nám názorně ukazuje postup, obr.1.7



Obr.1.7.

Popis úpravy:

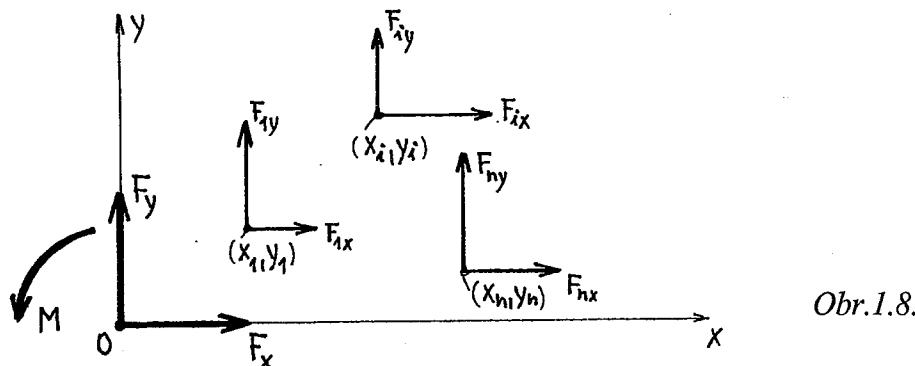
- Na nositelku n položíme dvě síly velikosti F opačného smyslu, obr.1.7b.
 - Původní síla a síla na nositelce n tvoří silovou dvojici o momentu $M = F \cdot r_d$, obr.1.7c.
 - Výsledek ukazuje obr.1.7d. K posunuté síle musíme přidat silovou dvojici o momentu M .

Čtenářům, kteří ovládají statiku na poněkud vyšší úrovni, by měl stačit naprostě jednoduchý výklad této úlohy. a 1.5., bez pomocí obrázkových seriálů. Když si uvědomíme, že silová dvojice má pouze točivý účinek, je nutné při sečtení síly a silové dvojice zvýšit točivý účinek původní síly a velikost a směr síly ponechat stejný. Točivý účinek síly zvýšíme jejím posunutím. Velikost posunu vypočítáme z momentu silové dvojice $r_d = M/F$. Naopak posunutím síly na jinou rovnoběžnou nositelku jsme změnili její točivý účinek. Ten musíme vyrovnat přidáním "čistého točivého účinku", tedy silové dvojice, o momentu $M = F \cdot r_d$, v opačném smyslu, aby celkový točivý účinek zůstal stejný.

1.7. Nahrazení silové soustavy

a silou a silovou dvojicí

Máme silovou soustavu tvořenou silami F_1 až F_n . Síly jsou dány tak, že známe jejich složky a působiště. Pokusíme se je nahradit, pokud možno, jedinou silou, obr. 1.8.



Silová soustava má účinek suvný a točivý. Tyto účinky musí být po náhradě zachovány. Z toho je zřejmé, že na nahrazení nestačí jediná síla o složkách F_x, F_y v počátku, ale musíme přidat ještě silovou dvojici, která má jen točivý účinek, obr.1.8.

Složky výsledné síly jsou dány součtem složek všech sil soustavy:

$$F_x = \sum_{i=1}^n F_{ix} = F_{1x} + F_{2x} + \dots + F_{nx}$$

$$F_y = \sum_{i=1}^n F_{iy} = F_{1y} + F_{2y} + \dots + F_{ny}$$

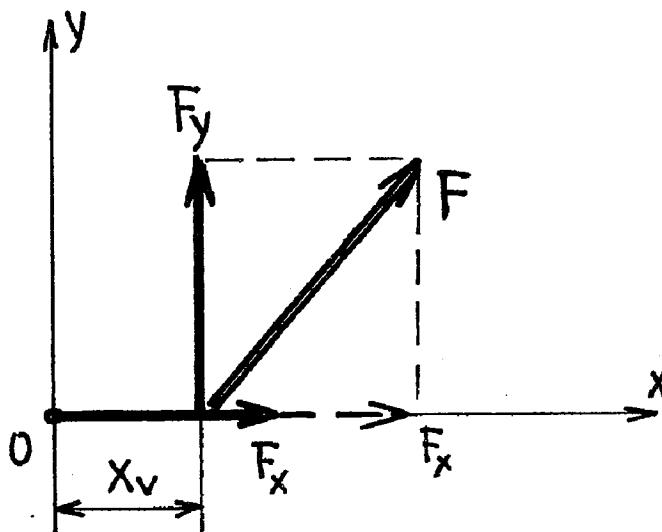
Moment silové dvojice je dán momentem celé silové soustavy k počátku souřadného systému:

$$M = \sum_{i=1}^n M_i = x_1 \cdot F_{1y} - y_1 \cdot F_{1x} + x_2 \cdot F_{2y} - y_2 \cdot F_{2x} + \dots + x_n \cdot F_{ny} - y_n \cdot F_{nx}$$

b/ nahrazení soustavy sil jedinou silou

Z předchozího výkladu v odst.1.4. víme, že síla a silová dvojice se dá sečít, výsledkem je síla posunutá. V případě hledání jediné výslednice ze soustavy sil můžeme posunout buď celou sílu F , nebo některou z jejích složek. Např. při posunutí F_y dostaneme velikost posunutí ze vztahu

$$x_v = \frac{M}{F_y}, \text{ obr.1.9.}$$



Obr.1.9.

Výslednice má složky F_x, F_y a prochází bodem na ose x vzdáleném o x_v od počátku.

1.8. Rovnováha soustavy sil

Soustava sil je v rovnováze, pokud jsou její účinky nulové. Má tedy nejenom nulovou výslednicí, ale také nulový moment.

Musí proto platit tři rovnovážné rovnice:

$$\sum F_{ix} = 0 \quad \dots \text{součet průmětů všech sil do osy } x,$$

$$\sum F_{iy} = 0 \quad \dots \text{součet průmětů všech sil do osy } y,$$

$$\sum M_{iz} = 0 \quad \dots \text{součet momentů všech sil počátku.}$$

Uvedené tři rovnovážné rovnice p ředstavují podmínu nutnou a zároveň dostačující, aby soustava sil v rovině byla v rovnováze. Sou řadný systém může být volen zcela libovolně, složkové rovnice mohou být nahrazeny momentovými, momentovou rovnici však nelze nahradit další složkovou rovnicí k jiné ose.

1.9. Reakce

Reakční síly jsou síly, které přenášejí vazby

1.10. Vazby těles v rovině

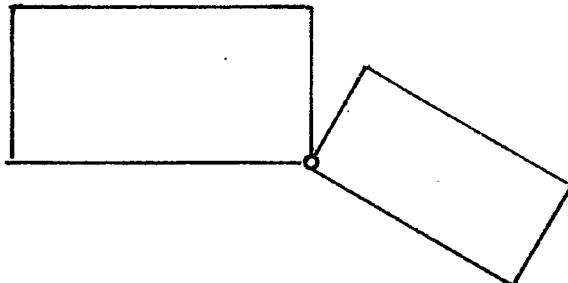
Tělesa v rovině mohou být navzájem spojena (vázána) třemi způsoby:

a/ rotační vazba,

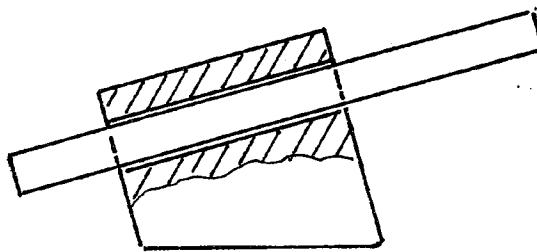
(společný bod)

b/ posuvná vazba,

(společná p římka)

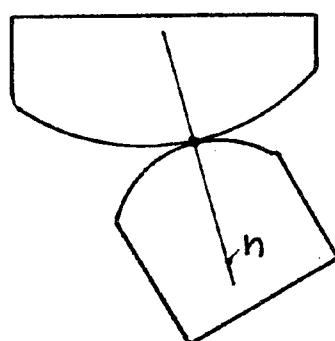


Obr. 1.10a



Obr. 1.10b

c/ obecná vazba, (společný dotykový bod křivek)



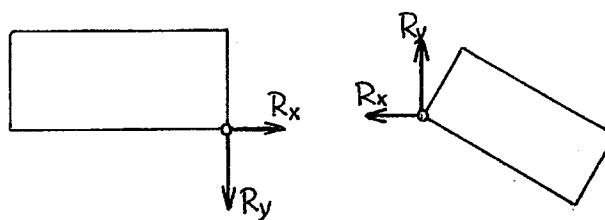
Obr. 1.10c

1.11. Uvolnění vazeb

Při řešení reakcí je nutné vazby, které tělesa spojují, rozpojit a vzájemné silové působení nahradit konkrétními reakčními silami.

Charakter reakcí závisí na druhu vazby. Budeme uvažovat ideální vazby bez tření.

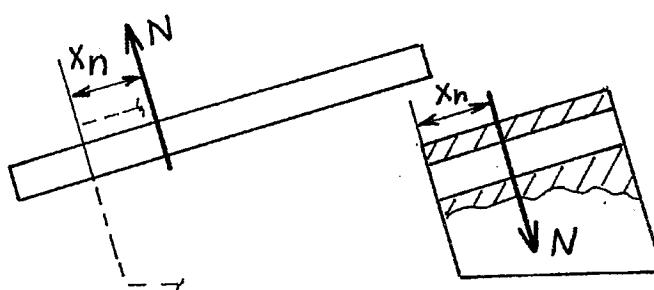
a/ rotační vazba přenáší sílu obecného směru, tedy dvě složky reakci R_x , R_y . Reakce na obě tělesa jsou stejně velké, ale opačného smyslu



Obr. 1.11a

b/ posuvná vazba přenáší sílu kolmou k vedení, u které neznáme polohu

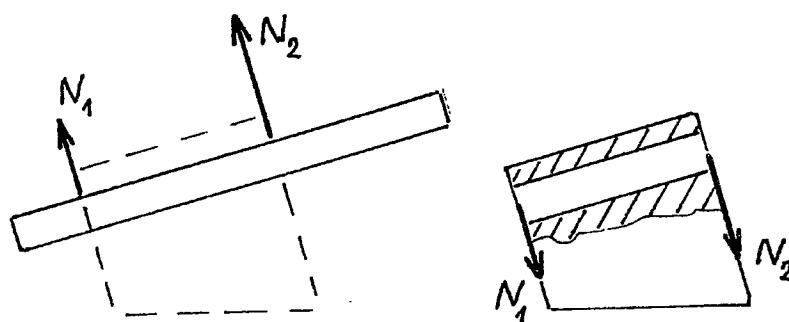
Jde o výslednici normálových (kolmých) tlaků mezi oběma tělesy. Průběh velikosti těchto tlaků závisí také na tuhostech vedení a pouze z rovnovážných rovnic ho nelze určit.



Obr. 1.11b

Posuvná vazba může přenést také jen "čistou" silovou dvojici. V tom případě způsob uvolnění podle obr. 1.11b nelze použít. Výpočet by selhal, protože $N = 0$ a $x \rightarrow \infty$

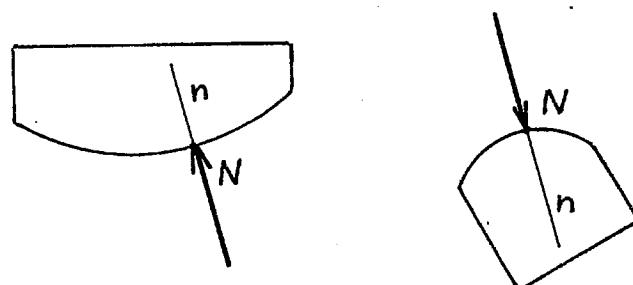
Vhodnější je proto uvolnění dvěma kolmými reakcemi ve zvolených bodech, např. okrajích vedení, obr. 1.11(b)



Obr. 1.11(b)

c/ obecná vazba

může přenést pouze sílu N , která leží na společné normále obou křivek v bodě dotyku. Proto je označována jako normálová reakce



Obr. 1.11c

1.12. Výpočet reakcí

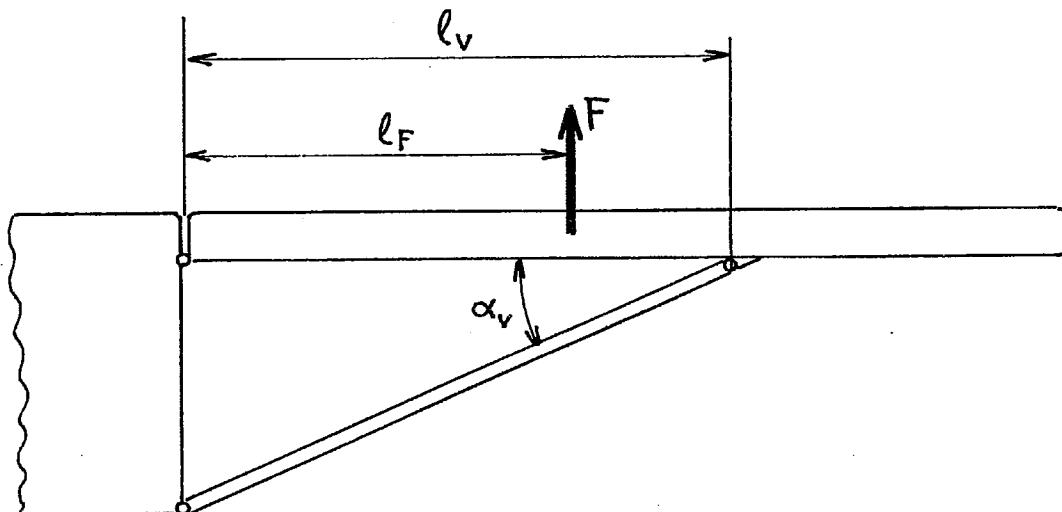
Tato typická úloha ve statice se řeší následujícím postupem:

- těleso (nebo soustava těles) se uvolní, vazby se nahradí silami,
- pro těleso (nebo každé těleso soustavy) se napíšou tři rovnovážné rovnice,
- řešením soustavy rovnovážných rovnic se vypočítají reakce.

Celý postup nejlépe ukáže příklad.

Příklad 1.

Máme určit reakce v uložení k řídla vzpěrového hornoplošníku, obr. 1.12.

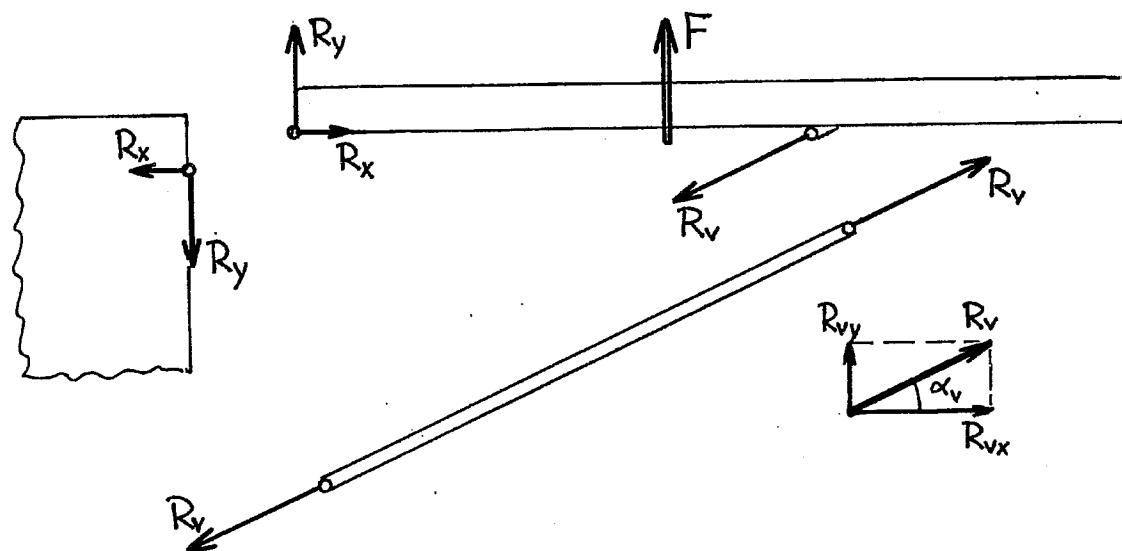


Obr. 1.12.

Známe sílu F , která zatěžuje křídlo, (je to vztlak zmenšený o setrvačné síly).

Řešení:

- jde o soustavu těles, uvolníme každé těleso, tj. vzpěru a polovinu křídla, obr. 1.13.



Obr. 1.13.

Vzpěra je připevněna rotační vazbou ke křídlu a další rotační vazbou k trupu. Jde tedy o krajně jednoduchý případ rovnováhy dvou sil, který vyřešíme úvahou: Dvě síly jsou v rovnováze, když leží na stejném nositelce a jsou stejně velké opačného smyslu. Proto leží

síla R_v na spojnici obou rotačních vazeb. Tím jsme ušetřili 3 rovnovážné rovnice nutné obecně pro rovnováhu vzpěry. (Když by na vzpěru působila další síla, např. tíže nebo setrvačná síla, bylo by nutné uvažovat dvě neznámé složky reakcí v rotačních vazbách a psát tři rovnovážné rovnice.)

Křídlo je spojeno rotační vazbou k trupu, zde jsou dvě složky reakce R_x , R_y , reakce u vzpěry R_v má již známý směr, vyřešený předchozí úvahou o rovnováze vzpěry.

b/ rovnovážné rovnice pro polovinu křídla jsou

$$R_x - R_{vx} = \emptyset \quad \text{...nulový součet průmětů do osy } x,$$

$$R_y + F - R_{vy} = \emptyset \quad \text{...nulový součet průmětů do osy } y,$$

$$F \cdot l_F - R_{vy} \cdot l_v = \emptyset \quad \text{...nulový moment k bodu závěsu (můžeme zvolit libovolný bod).}$$

c/ výpočet reakcí z rovnovážných rovnic:

- z druhé rovnice vypočítáme $-R_{vy} = R - R_{vy}$ (Záporné znaménko znamená, že R_y působí opačně než jsme předpokládali, tj. dolů)

$$\text{- ze třetí rovnice vypočítáme po úpravě } R_{vy} = \frac{F \cdot l_F}{l_v}$$

$$\text{Protože platí, že } R_{vy} = R_v \cdot \sin \alpha_v \quad \text{je} \quad R_v = \frac{R_{vy}}{\sin \alpha_v}$$

$$\text{a po dosazení } R_v = \frac{F \cdot l_F}{l_v \cdot \sin \alpha_v}$$

Nakonec vypočítáme z první rovnice $R_x = R_{vx}$

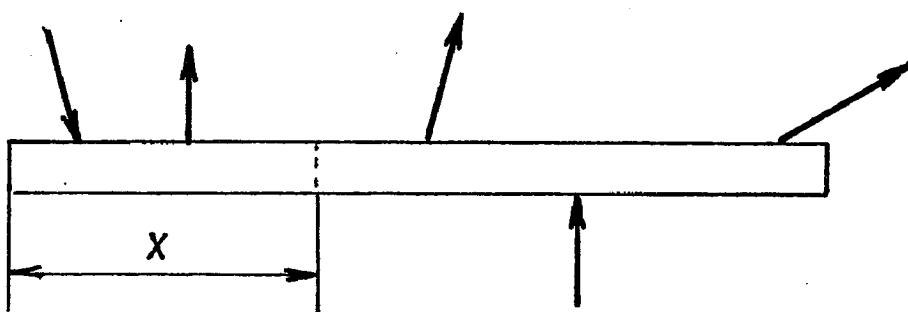
Z obr.1.13. je $R_{vx} = R_v \cdot \cos \alpha_v$ Po dosazení za R_v je

$$R_x = \frac{F \cdot l_F \cdot \cos \alpha_v}{l_v \cdot \sin \alpha_v} = \frac{F \cdot l_F}{l_v \cdot \operatorname{tg} \alpha_v}, \quad R_y = -F \left(1 - \frac{l_F}{l_v} \right)$$

Výpočet byl jednoduchý, protože šlo vlastně o řešení rovnováhy jednoho tělesa v rovině. U soustav o mnoha členech (zejména v prostorových případech) půjde o problém řešení soustavy lineárních rovnic vysokého rádu, který patří do oboru numerické matematiky.

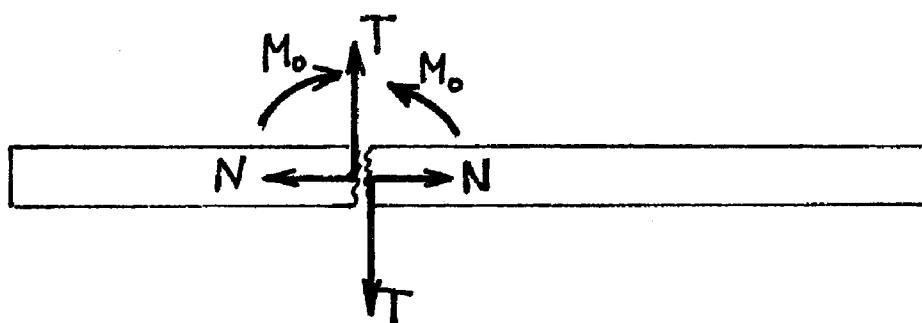
1.13. Vnitřní statické účinky

jsou silové účinky, kterými je namáhan určitý řez nosníku.



Obr.1.14.

Na nosník působí skupina akčních a reakčních sil, které jsou v rovnováze, obr.1.14. Pokud chceme vědět, jaké síly přenáší určitý průřez v místě x, nahradíme účinky soustavy sil na levé a na pravé straně řezu silou N a T a silovou dvojicí M, obr.1.15.



Obr.1.15.

Části výslednice se nazývají podle způsobu jakým namáhají řez:

- N ...je normálová síla, protože působí kolmo na řez. Namáhá řez na tah nebo tlak.
- T ...je posouvající síla, namáhá řez smykkem,
- M_0 ...je ohybový moment, protože namáhá řez ohybem.

Pozn.: Zde došlo ve výkladu k nepřesnosti, která je v praxi běžná. Ríkáme ohybový moment, ale myslíme tím silovou dvojici.

Soustava sil působících na nosník byla v rovnováze, proto budou silové účinky na levé straně od řezu stejně velké, ale opačné, jako na pravé straně řezu. Vypočítají se z rovnic, které byly uvedeny v odst.1.7., protože hledáme výsledný účinek ze sil na jedné straně řezu. Při praktickém výpočtu volíme vždy stranu, na které je méně sil. Postup výpočtu nejlépe ukáže příklad.

Příklad 2

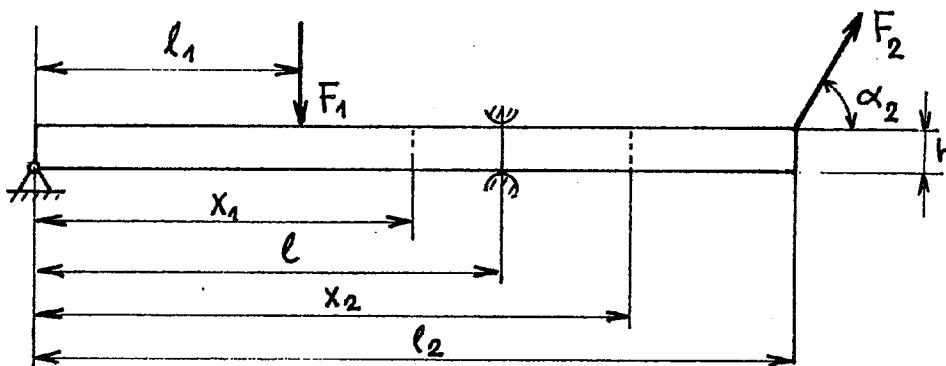
Nosník podle obr.1.16. je zatížen silami $F_1 = 3,4 \text{ kN}$

$$F_2 = 5,7 \text{ kN}$$

$$\alpha_2 = 60^\circ$$

Rozměry nosníku a poloha sil jsou

$$l_1 = 1,5 \text{ m}, l_2 = 3,2 \text{ m}, l_3 = 2,0 \text{ m}, h = 0,2 \text{ m}$$

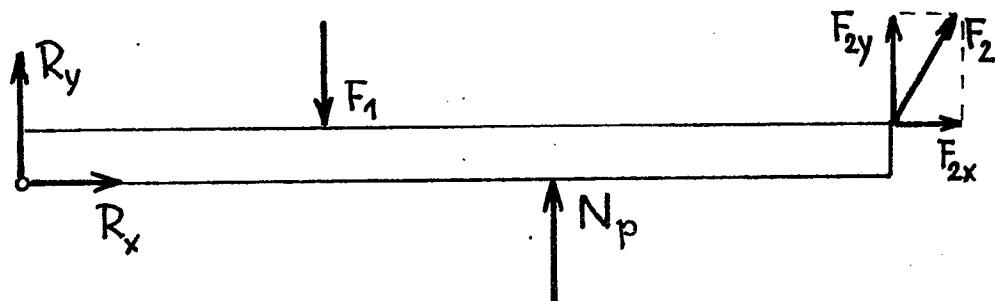


Obr.1.16.

Máme vyřešit vnitřní statické účinky v řezech vzdálených od okraje nosníku o $x_1 = 1,7\text{m}$ a $x_2 = 2,5\text{m}$

Řešení:

a/ nosník uvolníme od vazeb, obr.1 17.



Obr.1.17.

b/ napíšeme rovnovážné rovnice a vypočítáme reakce

$$R_x + F_{2x} = 0 \quad \dots\dots X$$

$$R_y - F_1 + N_p + F_{2y} = 0 \quad \dots\dots Y$$

$$-F_1 \cdot l_1 + N_p l - F_{2x} \cdot h + F_{2y} \cdot l_2 = 0 \quad \dots\dots M$$

složky síly F_2 jsou $F_{2x} = F_2 \cdot \cos \alpha_2 = 5,7 \cdot \cos 60^\circ = 2,85\text{kN}$

$$F_{2y} = F_2 \cdot \sin \alpha_2 = 5,7 \cdot \sin 60^\circ = 4,94\text{kN}$$

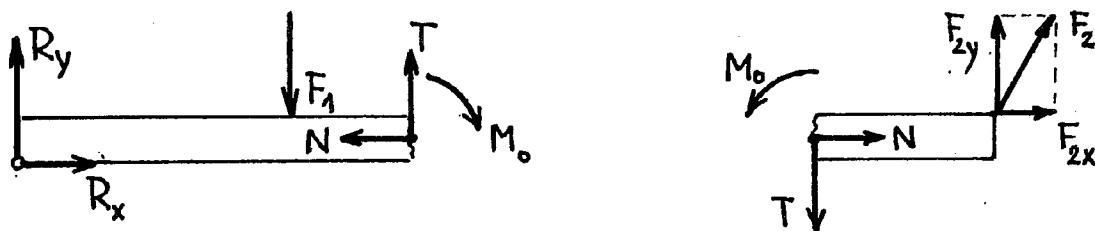
Výpočtem z rovnovážných rovnic je $R_x = -F_{2x} = -2,85\text{kN}$

$$N_p = \frac{F \cdot l_1 + F_{2x} \cdot h - F_{2y} \cdot l_2}{l} = \frac{3,4 \cdot 1,5 + 2,85 \cdot 0,2 - 4,94 \cdot 3,2}{2,0} = -5,07\text{kN}$$

$$R_y = F_1 - N_p + F_{2y} = 3,4 - (-5,07) - 4,94 = 3,53\text{kN}$$

Záporné znaménko u reakce N_p znamená, že reakce má opačný smysl, směřuje tedy dolů.

c/ nahradíme účinky silové soustavy na jedné straně řezu silami N , T , a silovou dvojicí M_0 , obr.1.18.:



Obr. 1.18

- nahrazení sil na levé straně od řezu 1

$$N = -R_x$$

... součet průmětů sil do osy x

$$T = R_y - F_1$$

... součet průmětů sil do osy y

$$M_0 = R_x \cdot \frac{h}{2} + R_y \cdot x_1 - F_1(x_1 - l_1)$$

... součet momentů sil k řezu

Po dosazení číselných hodnot jsou vnitřní statické účinky v řezu 1

$$N = -(-2,85) = 2,85 \text{kN}$$

$$T = 3,53 - 3,4 = 0,13 \text{kN}$$

$$M_0 = -(-2,85) \frac{0,2}{2} + 3,53 \cdot 1,7 - 3,4(1,7 - 1,5) = 5,61 \text{kNm}$$

Pokud budeme nahrazovat soustavu na pravé straně řezu, musíme dostat stejné výsledky. To může posloužit jako kontrola správnosti řešení.

- nahrazení sil na pravé straně od řezu 2. Pravou stranu volíme proto, že je zde jediná síla a výpočet je proto jednodušší.

$$N = F_{2x} = 2,85 \text{kN}$$

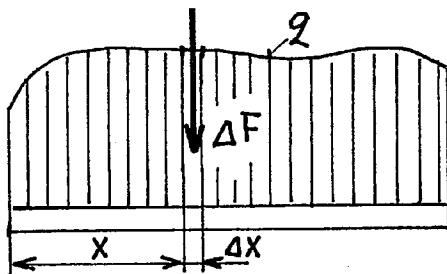
$$T = -F_{2y} = -4,94 \text{kN}$$

$$M_0 = -F_{2x} \cdot \frac{h}{2} + F_{2y}(l_2 - x_2) = -2,85 \frac{0,2}{2} + 4,94(3,2 - 2,5) = 3,17 \text{kNm}$$

1.14. Spojité zatížení

Síla nepůsobí vždy osaměle na jeden určitý bod tělesa, ale často spojité, tj. jako tlak. Velikost tohoto tlaku se vyjadřuje silou vztaženou na jednotku plochy nebo délky,

obr.1.19. Spojité zatížení je $q = \frac{\Delta F}{\Delta x}$



Obr. 1.19.

ΔF je část tlakových sil působících na délku Δx

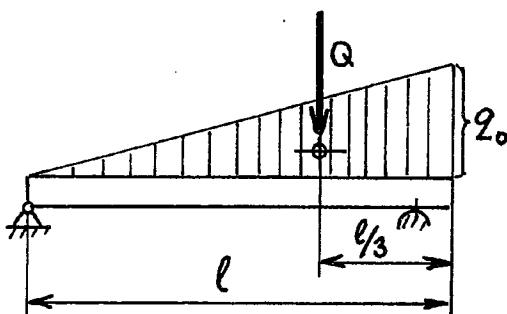
Pokud zmenšujeme délku x v limitě až k nule, přechází vztah pro spojité zatížení na derivaci $q = \frac{dF}{dx}$

Spojité zatížení je pak funkcí polohy x .

Dá se odvodit závislost mezi funkcí spojitého zatížení a dalšími vnitřními statickými účinky: $\frac{dT(x)}{dx} = q(x)$, $\frac{dM(x)}{dx} = T(x)$

Tyto závislosti se označují jako Schwädlerova věta.

Při řešení reakcí a vnitřních statických účinků bývá výhodné nahradit silový účinek spojitého zatížení jedinou silou. Platí, že velikost výslednice spojitého zatížení je rovna ploše obrazce spojitého zatížení a prochází těžištěm obrazce spojitého zatížení. V obr. 1.20. je trojúhelníkové spojité zatížení. Největší tlak je na pravém okraji a má velikost q_0 . Nahradíme ho silou $Q = \frac{q_0 \cdot l}{2}$ která prochází těžištěm trojúhelníku.

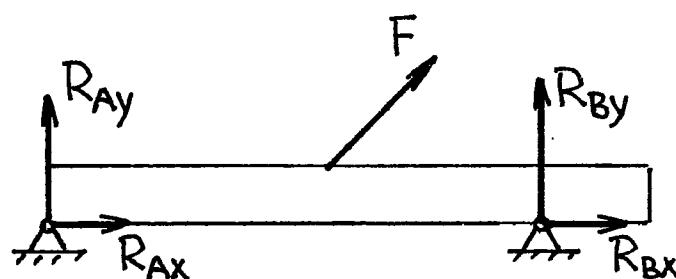


Obr. 1.20

1.15. Statická neurčitost

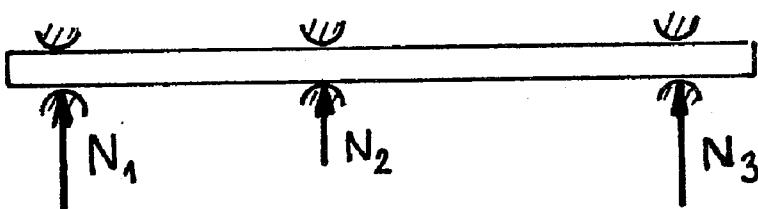
je případ takového uložení tělesa (soustavy), že pouze z rovnovážných rovnic nelze reakce vypočítat. Staticky neurčitě uložené těleso ukazuje obr. 1.21.

Pokud se pokusíme vypočítat reakce zjistíme, že nelze vypočítat reakce R_{AX} a R_{BX} . To proto, že tři rovnovážné rovnice obsahují čtyři neznámé. Pro výpočet i těchto reakcí musíme mít ještě deformační rovnici, která již počítá s poddajností tělesa a vazeb.



Obr. 1.21.

Ve zvláštním případě, jaký ukazuje obr. 1.22., může být těleso uloženo staticky neurčitě a přitom pohyblivě! Z názoru vidíme, že se toto těleso může pohybovat ve směru osy x a přesto nelze bez deformační podmínky, kde se uplatní ohybová tuhost tyče, vypočítat reakce.



Obr. 1.22

U jednoduchých případů, jako byly předchozí příklady, poznáme statickou neurčitost snadno z názoru. U soustav, zejména v prostoru, může být analýza složitá a bude vyžadovat matematický postup.

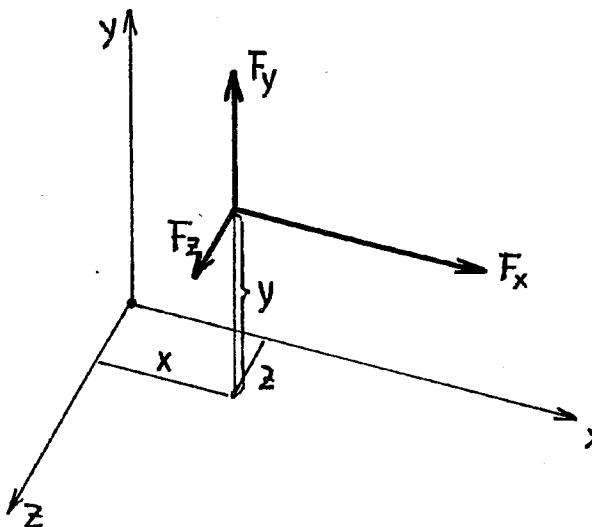
2.0. Statika v prostoru

Statické úlohy v prostoru jsou mnohem složitější než rovinné úlohy. Obtížnost nepřináší ani tak vlastní statika tím, že např. rovnovážných rovnic je dvojnásobný počet, ale klade zejména velké nároky na představivost a složitější geometrii. Přesto se musíme prostorovou statikou zabývat i v tomto stručném přehledu, protože případy řešení sil na letounu nelze vždy vyřešit zjednodušením na rovinnou statiku.

2.1. Síla v prostoru

Z hlediska výpočtů je nevhodnější zadání síly pomocí jejích složek F_x , F_y , F_z a souřadnic působiště x, y, z, obr. 2.1.

Složky síly jsou průměty síly do směru souřadných os.



Obr. 2.1

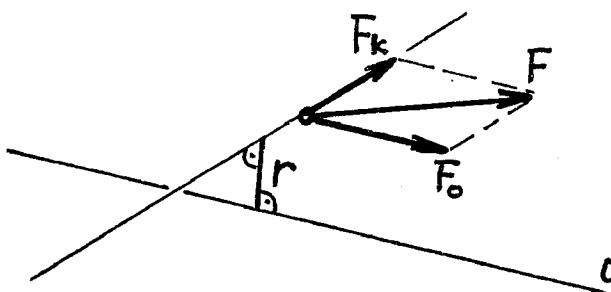
2.2. Moment síly k ose

Sílu rozložíme na sílu F_k kolmou k ose a sílu F_0

rovnoběžnou s osou o, obr. 2.2. Moment k ose má pouze síla kolmá k ose, její moment je

$$M_0 = r \cdot F_k$$

r je nejkratší vzdálenost síly F_k a osy o, (příčka mimoběžek).



Obr.2.2.

Podobně jako v rovině, lze sílu posunout po nositelce, protože tím se její moment k ose nezmění.

Při použití vektorového počtu se zavádí pojem momentu síly k bodu v prostoru, který je dán vektorovým součinem průvodiče a síly

$$\vec{M} = \vec{r} \times \vec{F}$$

Moment síly je pak dán skalárním součinem vektoru \vec{M} a jednotkového směrového vektoru osy \vec{o}

$$M_o = M \cdot o$$

2.3. Momenty síly k souřadným osám

S použitím obr.2.1. můžeme stanovit moment síly k ose x. Moment mají pouze složky F_y a F_z , ty jsou kolmé na osu.

Síla F_x moment nemá, protože je s osou x rovnoběžná.

$$M_x = y \cdot F_z - z \cdot F_y$$

Kladný smysl momentu určuje otočení osy y do osy z nejkratším směrem.

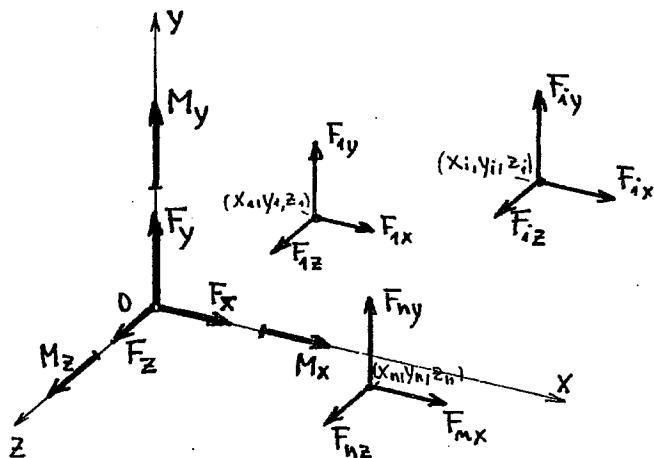
Podobně stanovíme moment k ose y a z:

$$M_y = z \cdot F_x - x \cdot F_z$$

$$M_z = x \cdot F_y - y \cdot F_x$$

2.4. Nahrazení prostorové soustavy sil

Prostorová soustava sil se dá nahradit silou ve zvoleném bodě (počátku) a silovou dvojicí, obr.2.3.



Obr.2.3.

Síla má 3 složky F_x , F_y , F_z . Ty jsou dány součtem příslušných složek všech sil soustavy

$$F_x = \sum_{i=1}^n F_{ix}, \quad F_y = \sum_{i=1}^n F_{iy}, \quad F_z = \sum_{i=1}^n F_{iz}$$

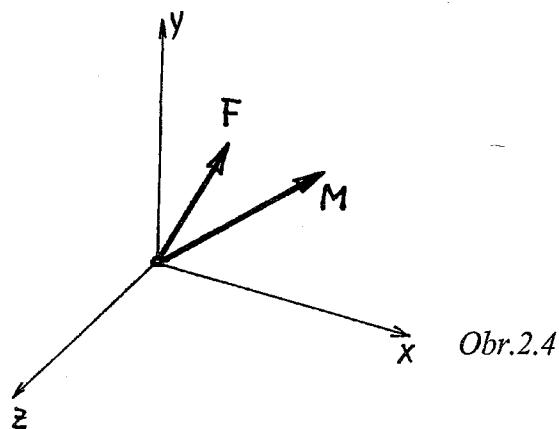
Složky silové dvojice M_x , M_y , M_z tvoří součet momentů všech sil soustavy k souřadným osám

$$M_x = \sum_{i=1}^n M_{ix} = \sum (y_i F_{iz} - z_i F_{iy})$$

$$M_y = \sum_{i=1}^n M_{iy} = \sum (z_i F_{ix} - x_i F_{iz})$$

$$M_z = \sum_{i=1}^n M_{iz} = \sum (x_i F_{iy} - y_i F_{ix})$$

Sečtením složek síly a složek silové dvojice dostaneme konečné nahrazení silové soustavy, obr.2.4.

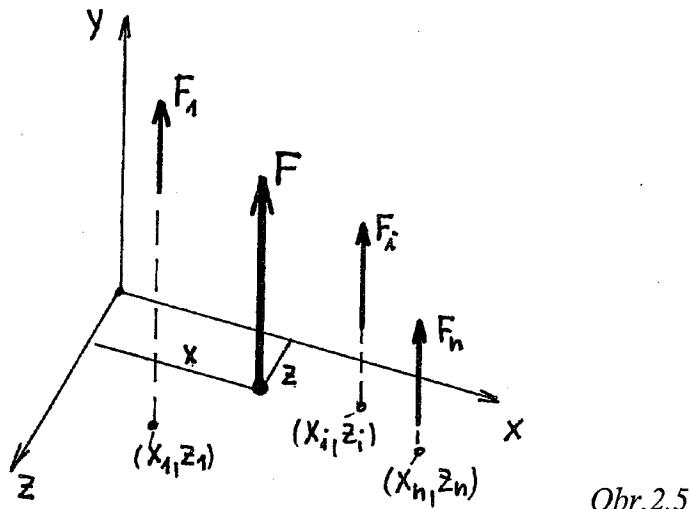


Obr.2.4

Nahrazení silové soustavy v prostoru jedinou silou není obecně možné. Lze to provést jen v případě, kdy je síla F kolmá na silovou dvojici M , což je případ rovnoběžných sil v prostoru.

2.5. Nahrazení soustavy rovnoběžných sil

Máme soustavu rovnoběžných sil. Síly jsou rovnoběžné s osou y a jsou dány svou velikostí a souřadnicemi působiště v rovině xz, obr.2.5.



Obr.2.5

Soustavu rovnoběžných sil nahradíme jedinou silou F , s působištěm v bodě (x, z). Výslednice musí mít stejný účinek suvný, ten je dán stejným součtem velikostí,

$$F = \sum_{i=1}^n F_i$$

a točivý, který je dán stejným momentem k ose x a z :

$$z \cdot F = \sum z_i \cdot F_i$$

$$x \cdot F = \sum x_i \cdot F_i$$

Poloha výslednice se snadno vypočítá z momentových rovnic

$$z = \frac{\sum z_i \cdot F_i}{F}$$

$$x = \frac{\sum x_i \cdot F_i}{F}$$

Vztakové síly tvoří soustavu rovnoběžných sil. Poloha výslednice, tj. aerodynamický střed, se počítá podle výše uvedených rovnic.

Pozn.: Bod kterým prochází výslednice soustavy těhových sil je těžiště, protože těhové síly jsou rovnoběžné. Malou úpravou posledních dvou rovnic dostáváme známé vzorce pro výpočet těžiště.

$$x_T = \frac{\sum x_i \cdot m_i}{m}, \quad y_T = \frac{\sum y_i \cdot m_i}{m}, \quad z_T = \frac{\sum z_i \cdot m_i}{m}$$

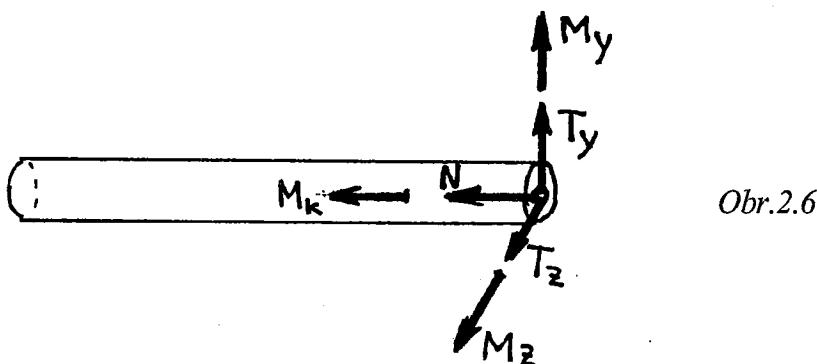
2.6. Rovnováha sil v prostoru

Výsledná síla a výsledná silová dvojice je v případě rovnováhy silové soustavy nulová. To popisuje šest rovnovážných rovnic

$$\left. \begin{array}{l} \sum F_{ix} = \emptyset \\ \sum F_{iy} = \emptyset \\ \sum F_{iz} = \emptyset \\ \sum M_{ix} = \emptyset \\ \sum M_{iy} = \emptyset \\ \sum M_{iz} = \emptyset \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{Nulový součet průmětů sil do směru} \\ \text{souřadných os x, y, z} \\ \\ \text{Nulový součet momentů všech sil} \\ \text{k souřadným osám x, y, z} \end{array}$$

2.7. Vnitřní statické účinky v prostoru

U nosníku v prostoru platí stejné úvahy jako u vnitřních statických účinků v rovině. Nahrazujeme soustavu sil po jedné straně řezu, obr.2.6.



Složky výslednice jsou dány součtem průmětů všech sil na jedné straně řezu do příslušného směru:

$$N = \sum F_{ix} \quad \dots \text{normálová síla, (tlak,tah),}$$

$$T_y = \sum F_{iy} \quad \dots \text{posouvající síla ve směru y,}$$

$$T_z = \sum F_{iz} \quad \dots \text{posouvající síla ve směru z.}$$

Výsledná posouvající síla je $T = \sqrt{T_y^2 + T_z^2}$

Složky výsledné silové dvojice jsou dány součtem momentů sil po jedné straně řezu k příslušným osám:

$$M_k = \sum M_{ix} \quad \dots \text{kroutící moment,}$$

$$M_y = \sum M_{iy} \quad \dots \text{ohybový moment v ose y.}$$

$$M_z = \sum M_{iz} \quad \dots \text{ohybový moment v ose z.}$$

Výsledný ohybový moment je $M_0 = \sqrt{M_y^2 + M_z^2}$

2.8. Výpočet reakcí

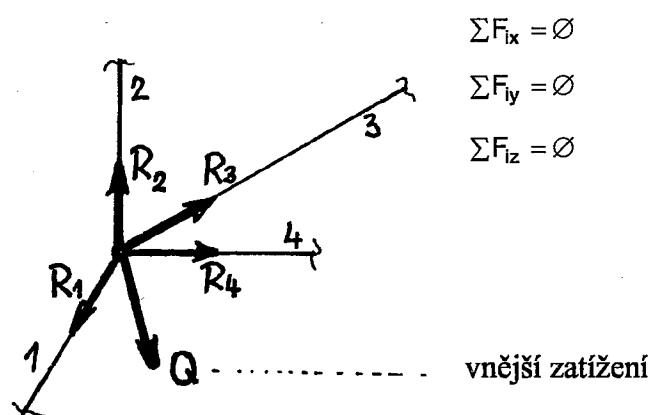
Při výpočtech reakcí tělesa (soustavy) v prostoru postupujeme stejně jako v rovině. Těleso uvolníme od vazeb, napíšeme rovnovážné rovnice a z nich vypočítáme reakce.

Vazby těles v prostoru jsou rozmanitější a jejich podrobný popis a jejich uvolňování přesahuje rozsah tohoto stručného přehledu. (Totéž platí pro vazby se třením.) V případě potřeby stačí nahlédnout do učebnic a skript Statika pro Strojní fakulty, ČVUT Praha, VUT Brno, p.ř. jiných technických škol.

2.9. Příhradové (prutové) konstrukce

Metodika řešení těchto typických konstrukcí je jednoduchá:

Styčníky, kde se stýkají pruty se uvolní, obr.2.7. a napíšou 3 rovnovážné složkové rovnice pro každý styčník



Obr.2.7

To je celkem 3 s lineárních rovnic pro výpočet neznámých sil v prutech, s je počet styčníků. K řešení rovnic je nutný počítač.

Rovnice jsou velmi jednoduché, ale pracný je výpočet úhlů jednotlivých prutů se souřadnými osami. Směr os souřadného systému si můžeme u každého styčníku volit.

Literatura:

- 1 A.Skarbiński, W.Stafiej: Projektowanie a konstrukcja szybowcow, Varšava 1965,
- 2 V.Brož: Aerodynamika nízkých rychlostí, ČVUT Praha 1990,
- 3 Špunda : Pevnostní výpočet tenkost činných konstrukcí, Brno,
- 4 B. Hanák: Stavba letadel - namáhání letadel, Praha 1954,
- 5 B. Hoření, J. Lněnička: Letecké modelá řství a aerodynamika, Praha 1977,
- 6 M. Musil: Aerodynamika moderních leteckých model ů, Praha 1978

